

УДК 621.51.226.2.53

**А.А. ХОРИКОВ, А.Г. ШАТОХИН, И.Ю. ГОЛОВЧЕНКО**

*НИЦ Центрального института авиационного моторостроения, Россия*

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА АЭРОУПРУГИХ ПРОЦЕССОВ В ТУРБОМАШИНАХ**

Проведен анализ функциональных возможностей современных методов и средств регистрации и автоматизированной обработки динамических процессов для исследования аэроупругих явлений в турбомашинах. Приведены примеры эффективного использования указанных методов и средств при анализе сложных аэроупругих явлений в компрессорах и турбинах.

**высокочастотные измерительные каналы, временная и частотная области, цифровые регистраторы-анализаторы, аэроупругие процессы**

В связи с ростом аэроупругой нагруженности и увеличением ресурсов турбомашин возрастает необходимость более надежной диагностики колебаний элементов турбомашин как на этапе стендовых испытаний, так и в процессе эксплуатации. Например, уровень динамических напряжений в лопатках, измеренный путем тензометрирования, может измениться как вследствие изменения нестационарных аэродинамических сил, действующих на лопатки, так и вследствие изменения динамических характеристик самих лопаток. Поскольку тензометрирование лопаток турбомашин в процессе эксплуатации практически невозможно, изменение уровня напряжений по мере выработки ресурса является неопределенным. Вместе с тем, при колебаниях рабочие лопатки являются вращающимися источниками возмущений потока, обусловленными видом аэроупругих колебаний лопаток.

Разработанные в ЦИАМ экспериментальные методы исследования аэроупругих колебаний рабочих колес компрессоров и турбин ГТД базируются на регистрации, обработке и анализе высокочастотных пульсаций давления и вибраций при испытаниях на установившихся и переходных режимах [1]. Реализация этих методов стала возможной благодаря применению высокочастотных измерительных каналов стендовых ИИС (датчики, усилители) и внедрению в ЦИАМ с 2001 г. совре-

менного цифрового регистратора МІС-310 фирмы НПП "Мера", а затем и МІС-300М, работающих в диапазоне частот 0 – 28,8 кГц.

В МІС-310 и МІС-300М применяются программные комплексы: ПОС – пакет обработки сигналов, под управлением операционной системы DOS; DAN-2000 – динамический анализатор сигналов на переходных режимах под управлением Windows и WinPos – пакет обработки сигналов также под управлением Windows. В табл. 1 представлен перечень алгоритмов цифровой обработки сигналов (ЦОС), входящих в ПОС, DAN-2000 и WinPos.

Накопленный опыт работы с указанными приборами показал, что они обладают также полным набором функций современного анализатора зарегистрированных сигналов и являются фактически серийными приборами нового класса – цифровыми регистраторами-анализаторами динамических процессов. Наряду с новыми функциями регистратора - анализом во временной и в частотной области регистрируемых процессов в реальном масштабе времени, в МІС-310 и МІС-300М установлены современные программные комплексы цифровой обработки сигналов (ЦОС), обеспечивающие обработку зарегистрированных динамических процессов в полном объеме во временной и в частотной областях. Обработка, отображение и документирование полученных результатов осуществляется с помощью: ПОС, WinPos и DAN-2000.

Таблица 1

Перечень алгоритмов цифровой обработки сигналов

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ПОС                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
| Спектральный анализ<br>Гармонический анализ<br>Корреляционный анализ<br>Фильтрация<br>Третьооктавный спектр<br>Преобразование Гильберта, огибающая<br>Плотность распределения вероятности<br>Математическое ожидание, дисперсия, СКО,<br>асимметрия, эксцесс<br>Интегрирование<br>Дифференцирование                                                                                                                                                      |
| WinPos                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
| Автоспектр<br>Взаимный спектр<br>Комплексный спектр<br>Функции когерентности, некогерентности<br>Передающая функция<br>Автокорреляция<br>Взаимная корреляция<br>Плотность вероятности<br>Вероятностные характеристики<br>Рекурсивная фильтрация<br>Нерекурсивная фильтрация<br>Огибающая пик-детектором<br>Преобразование спектра<br>Логарифмирование<br>Интегрирование<br>Дифференцирование<br>Нормирование<br>Центрирование<br>Арифметические операции |
| DAN-2000                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |
| Зависимость параметров<br>от частоты вращения ротора и от времени<br>Пик<br>Пик-Пик<br>Среднее<br>СКЗ<br>СКЗ в полосе                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |

Указанные программные комплексы, основу обработки сигналов в частотной области которых составляет один из алгоритмов БПФ, используются для обработки зарегистрированных сигналов, представленных в форматах "УСМЛ" и "Мера". В ПОС и WinPos в основном применены стандартные алгоритмы, представленные в литературе по ЦОС и используемые в аппаратуре передовых фирм (B&K, NI, dp, LMS, HP, Sony и др.) для обработки стационарных эргодических случайных процессов во временной и в частотной области. В их состав входит

основной набор функциональных возможностей (ОНФВ), включающий измерение и анализ: параметров формы сигнала, линейного спектра, спектра мощности, взаимного спектра, передаточной функции, функции когерентности, когерентного спектра мощности, корреляционной функции, взаимной корреляционной функции, импульсной характеристики, гистограммы, плотности вероятности, функции распределения. Сюда же включаются основные математические операции: +; –; ×; ÷; d/dx; ∫dx. Преимуществом процедуры БПФ в составе WinPos является представленный пользователю ряд блоков (порций) БПФ: 32; 64; 128; 256; 512; 1024; 2048; 4096; 8192; 16384; 32768; 65536; 131072; 262144, обеспечивающий получение высокого разрешения по частоте.

В ряде примеров сочетание новых методов диагностики колебаний с функциональными возможностями цифровых регистраторов-анализаторов позволило решить ряд сложных практических задач (диагностика видов колебаний, отстройка от резонанса, устранение различных видов флаттера, вращающегося срыва и т.д.). На основании вышесказанного можно сделать вывод о целесообразности широкого внедрения указанных регистраторов-анализаторов для исследования динамических процессов и диагностики состояния турбомашин, с учетом их современных функциональных возможностей и существенно меньшей цены, чем у зарубежных аналогов.

## Литература

1. Хориков А.А., Шатохин А.Г. Обобщение опыта исследования динамической нагруженности элементов ГТД по результатам спектрального анализа пульсаций потока // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ «ХАІ», 2002. – Вип. 31. – С. 82.

*Поступила в редакцию 28.05.2004*

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.Л. Шубенко, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 621.438

**В.Т. МАТВЕЕНКО, В.Н. ЛИТОШЕНКО***Севастопольский национальный технический университет, Украина*

## ТЕПЛОТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ПОДОГРЕВОМ ГАЗА ПЕРЕД СИЛОВОЙ ТУРБИНОЙ ПЕРЕРАСШИРЕНИЯ

Представлены результаты исследования теплотехнических характеристик ГТД с промежуточным подогревом газа перед силовой турбиной перерасширения (СТП). Показано, что подогрев газа перед СТП повышает эффективный КПД двигателя, увеличивает удельную мощность ГТД более чем в 1,5 раза, при этом степень использования располагаемой теплоты топлива достигает 80 ... 90%.

**газотурбинный двигатель, промежуточный подогрев газа, турбина перерасширения, теплотехнические характеристики, когенерация**

### Введение

Энергетический газотурбинный двигатель (ГТД) и установка в целом должны обладать высоким эффективным КПД и общим высоким уровнем использования энергии топлива в газотурбинной установке (ГТУ). Одновременно энергетическая ГТУ должна обладать высокой удельной мощностью для получения больших мощностей в одном агрегате, особенно если она работает по усложненному циклу.

Поставленная задача может быть решена введением в тепловую схему ГТД, работающего по простому циклу, промежуточного подогрева газа перед силовой турбиной, а также применением перерасширения газа в силовой турбине.

### 1. Метод решения задачи

На рис. 1 изображена схема ГТД с промежуточным подогревом (ПП) газа и силовой турбиной перерасширения (СТП). ПП газа производится во второй камере сгорания (КС2), установленной между газогенератором и СТП, механически не связанных между собой.

Перерасширение газа за силовой турбиной осуществляет дожимающий компрессор (ДК), перед которым газ охлаждается в охладителе газа (ОГ). Турбина перерасширения совместно с дожимающим компрессором и охладителем газа между ними обра-

зует турбокомпрессорный утилизатор (ТКУ). В ГТД с ПП и СТП за счет промежуточного подогрева газа, а также перерасширения газа в ТКУ, повышается мощность ГТД по отношению к ГТД простого цикла. Охладитель газа в ТКУ кроме охлаждения газа перед ДК выполняет функцию водяного котла-утилизатора, поэтому ГТД с ПП и СТП может функционировать в качестве когенерационной энергоустановки.

На диаграмме T-S (рис. 2) представлен цикл когенерационного ГТД с ПП и СТП, где реальные процессы расширения газа в высокотемпературных турбинах, охлаждаемых цикловым воздухом, представлены эквивалентными процессами: 3 – 4,1 см – в турбине Т1; 4,1 – 4,2 см – в турбине Т2; 4,3 – 5 см – в СТП.

Температура газа перед СТП равна

$$T_{4.3} = k_n \cdot T_3,$$

где  $k_n$  – коэффициент, определяющий степень подогрева газа перед СТП;  $T_3$  – начальная температура газа в двигателе.

Параметры рабочего цикла по проточной части ГТД с ПП и СТП приведены в работе [1], где предложена математическая модель цикла ГТД с ПП и СТП.

Располагаемая удельная теплота, которая может быть направлена на теплофикацию от охладителя газа в ГТД с ПП и СТП, равна

$$Q_T = \bar{c}_{p5} T_5 - \bar{c}_{p6} T_6 = T_1 \bar{c}_{p3} \mu_T (\Theta_5 \mu_5 - \mu_{kT}), \quad (1)$$

где  $\mu_5 = \bar{c}_{p5} / \bar{c}_{p3} = (T_5 / T_3)^{0,15};$

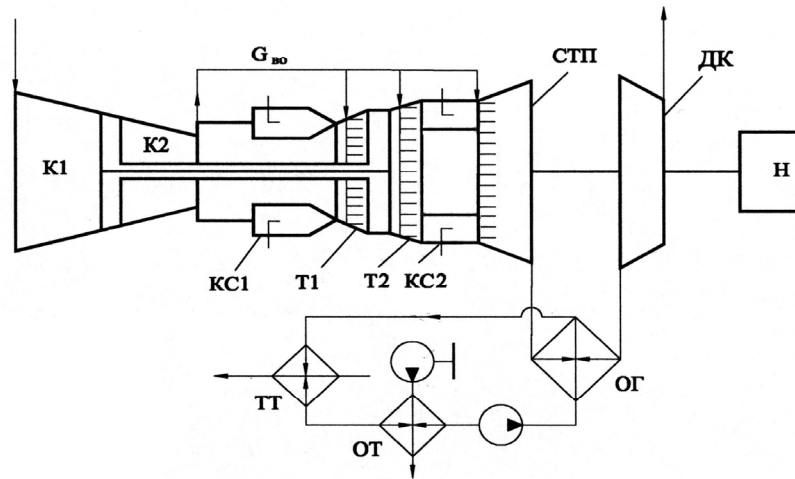


Рис. 1. Схема ГТД с промподогревом газа и силовой турбиной перерасширения: К1 и К2 – компрессоры; КС1 – основная камера сгорания; КС2 – камера сгорания промподогрева газа; Т1 и Т2 – турбины; СТП – силовая турбина перерасширения; ДК – дожимающий компрессор; ОГ – охладитель газа; ТТ – теплофикационный теплообменник; ОТ – охладитель теплоносителя; Н – нагрузка

$$\mu = \bar{c}_{p6} / \bar{c}_{pg3}; \mu_{\Gamma} = c_{pg3} / \bar{c}_{pg3};$$

$$\Theta_5 = T_5 / T_1; k_T = T_6 / T_1.$$

В формуле (1) и далее введены обозначения:  $\pi$  – степень повышения давления в компрессорах или расширения газа в турбинах;  $c_p$  – теплоемкость при постоянном давлении;  $\eta$  – КПД турбомашин;  $\varepsilon_{\Pi}$  – коэффициент, учитывающий гидравлические потери в проточной части двигателя;  $T$  – температура;  $S$  – энтропия;  $\bar{G}_{\text{во}}$  – относительный расход воздуха на охлаждение деталей и узлов двигателя. Индексы несут следующую смысловую нагрузку: в – воздух; г – газ; к – компрессор; дк – дожимающий компрессор; т – турбина; м – механический; см – смесь.

Температура газа за СТП определяется по формуле

$$T_5 = T_{4,3\text{см}} [1 - \eta_T (1 - \pi_T^{-n})],$$

где  $\pi_T = \varepsilon_{\Pi} \pi_k \pi_{\text{дк}} / (\pi_{T1} \pi_{T2})$  – степень расширения газа в СТП;  $\eta_T$  – адиабатический КПД СТП.

Для оценки теплотехнических характеристик ГТД с ПП и СТП, имеющих в своем составе устройство для внешней утилизации теплоты, применяется также удельный показатель – теплотехнический (общий) КПД, который определяется по формуле

$$\eta_{\text{ТТ}} = (\mu_{\text{м}} H_{\Pi} + Q_T) / (Q_1 + Q_2), \quad (2)$$

где  $H_{\Pi} = H_{\text{СПП}} - H_{\text{дк}}$  – удельная полезная работа;  $Q_T$  – удельная полезная теплота (определяется по (1));

$$Q_1 = (1 - \bar{G}_{\text{во}}) (T_3 \bar{c}_{pg3} - T_2 \bar{c}_{p2}) -$$

теплота, подведенная к газу в КС1;

$$Q_2 = (1 - \bar{G}_{\text{во}2}) (T_{4,3} \bar{c}_{pg4,3} - T_{4,2} \bar{c}_{pg4,2}) -$$

теплота подогрева газа в КС2.

В целом, теплотехнический КПД показывает степень полезного использования располагаемой теплоты топлива, израсходованного на выработку механической и тепловой энергии. При определении теплоты подогрева газа перед СТП соотношения теплоемкостей, соответственно, будут равны:

$$\mu_{4,2} = (\bar{c}_{pg4,2} / \bar{c}_{pg3}) = (T_{4,2} / T_3)^{0,15};$$

$$\mu_{4,3} = (\bar{c}_{pg4,3} / \bar{c}_{pg3}) = (T_{4,3} / T_3)^{0,15}.$$

Соответственно, с учетом значения  $V = \bar{c}_{pg3} T_1$  и преобразования составляющих формулы (2) запишем:

$$H_{\text{СПП}} = B [\Theta_{\text{см}3} \cdot \eta_T (1 - \pi_T^{-n})] -$$

удельная работа СТП;

$$H_{\text{дк}} = B [\mu \cdot k_T (\pi_{\text{дк}}^m - 1) / \eta_{\text{дк}}] -$$

удельная работа ДК;

$Q_T = B\mu_T(\Theta_5\mu_5 - \mu k_T)$  – удельная тепловая мощность;

$$Q_1 = B(1 - \bar{G}_{BO}) \left\{ \Theta_3 - \mu [1 + (\pi_K^m - 1) / \eta_K] \right\} -$$

теплота, подведенная к газу в КС1;

$$Q_2 = B(1 - \bar{G}_{BO}) \mu_T (\Theta_{4,3} \mu_{4,3} - \Theta_{4,2} \mu_{4,2}) -$$

теплота подогрева газа в КС2 (здесь

$$\Theta_{4,3} = T_{4,3} / T_1 \text{ и } \Theta_{4,2} = T_{4,2} / T_1).$$

## 2. Результаты исследований

Анализ теплотехнических характеристик ГТД с ПП и СТП проводился при изменении величины степени повышения давления в компрессоре  $\pi_K$ , различных температурах газа и фиксированных значениях других величин, влияющих на конечный результат исследований. Теплотехнические характеристики ГТД с ПП и СТП существенно зависят также от степени понижения давления в турбине перерасширения и степени подогрева газа перед СТП, поэтому исследования проводились также с учетом изменения  $\pi_{дк}$  и  $k_{п}$ .

Расчетный анализ теплотехнических характеристик ГТД с ПП и СТП выполнен по формулам (1) и (2). При  $\pi_{дк} = 2,0 \dots 4,0$ ,  $k_{п} = 0,7 \dots 1,0$  и следующих исходных данных:  $\eta_K = 0,87$ ;  $\eta_{дк} = 0,87$ ;  $\eta_{ст} = 0,92$ ;  $\bar{G}_{BO} = 0,11 \dots 0,24$ ;  $\eta_{г1} = 0,86$ ;  $\eta_{г2} = 0,9$ ;  $\varepsilon_{п} = 0,8$ ;  $T_1 = 288 \text{ K}$ ;  $T_6 = 323 \text{ K}$ ;  $T_3 = 1223 \dots 1573 \text{ K}$  с шагом  $50 \text{ K}$ .

На рис. 3 представлены зависимости теплотехнического ( $\eta_{гт}$ ) и эффективного ( $\eta_e$ ) КПД, а также удельной тепловой мощности и удельной мощности ГТД с ПП и СТП от изменения  $\pi_K$  при  $\pi_{дк} = 3,0$ ,  $k_{п} = 0,86$  и начальной температуре газа  $T_3 = 1373 \text{ K}$ .

Из представленных зависимостей на рис. 3 видно, что в зоне оптимальных по  $\eta_e$  степенях повышения давления в двигателе  $\eta_{гт}$  имеет средние значения. С уменьшением  $\pi_K$  теплотехнический КПД несколько растет. При увеличении начальной температуры газа  $T_3$  в двигателе в зоне оптимальных  $\pi_K$  по  $\eta_e$  теплотехнический КПД остается примерно одинаковым и имеет высокие значения.

Ранее отмечалось [2], что по отношению к характеристикам ГТД простого цикла в ГТД с ПП и СТП удельная мощность ( $\eta_{уд}$ ) увеличивается в среднем в 1,5 раза в широком диапазоне  $\pi_K$ . Если в ГТД простого цикла максимальное значение удельной мощности достигается при меньших значениях  $\pi_K$ , чем  $\pi_K$ , оптимальное для  $\eta_e$ , то в ГТД с ПП и СТП максимальные значения  $\eta_{уд}$  и  $\eta_e$  достигают при одинаковых  $\pi_K$ , что является одним из преимуществ исследуемой тепловой схемы ГТД. Существенно влияет на характеристики ГТД с ПП и СТП степень подогрева газа перед силовой турбиной. На рис. 4 приведены зависимости характеристик ГТД с ПП и СТП от коэффициента  $k_{п}$  при различных значениях начальной температуры газа  $T_3$  в двигателе. При  $k_{п} = 1$  температура газа перед СТП равна начальной температуре газа  $T_3$ . В ГТД с СТП  $k_{п}$  равен  $\approx 0,7$ . В ГТД с ПП перед СТП по мере увеличения степени подогрева газа теплотехнический КПД растет, растет более интенсивно удельная тепловая мощность  $\eta_{уд,т}$  установки (более чем в 2 раза).

По мере подогрева газа перед СТП удельная мощность ГТД интенсивно растет и при  $k_{п} = 1$  в 1,4 раза больше, чем в ГТД с СТП. Эффективный КПД ГТД с ПП и СТП по мере увеличения ПП газа монотонно уменьшается, но при всех значениях  $k_{п}$  и  $\pi_{дк} = 2,5 \dots 3,0$  выше, чем в ГТД простого цикла.

На рис. 5 изображены зависимости теплотехнического и эффективного КПД, а также удельных мощностей в ГТД с ПП и СТП от изменения степени повышения давления в ДК  $\pi_{дк}$ , начальных температур газа в двигателе при  $k_{п} = 0,86$ .

Традиционно, с увеличением  $\pi_{дк}$  эффективный КПД и удельная мощность ГТД с ПП и СТП растут умеренно. Что касается теплотехнического КПД и удельной тепловой мощности, то они резко растут с уменьшением  $\pi_{дк}$ . Таким образом, за счет изменения  $\pi_{дк}$  возможно регулировать тепловую мощность, вырабатываемую когенерационной ГТУ.

При увеличении начальной температуры газа  $T_3$  в двигателе в зоне оптимальных по  $\eta_e$   $k_{п}$  теплотехнический КПД  $\eta_{гт}$  растет в пределах  $0,73 \dots 0,86$ .

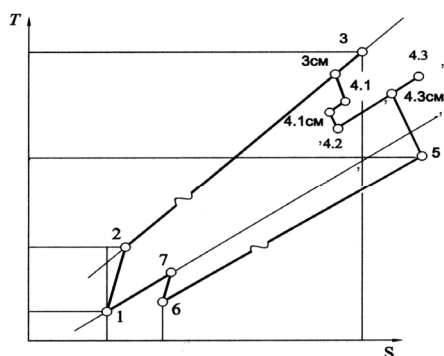


Рис. 2. Цикл высокотемпературного ГТД с промподогревом газа и силовой турбиной перерасширения

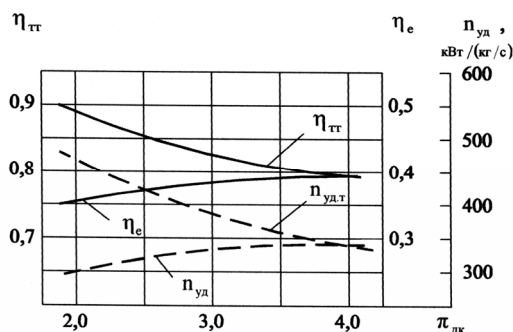


Рис. 3. Зависимости теплотехнического ( $\eta_{тг}$ ) и эффективного ( $\eta_e$ ) КПД, а также удельных мощностей  $n_{уд.т}$  и  $n_{уд}$  в ГТД с ПП и СТП от  $\pi_k$  при  $T_3 = 1373$  К,  $k_{п} = 0,86$  и  $\pi_{дк} = 3,0$

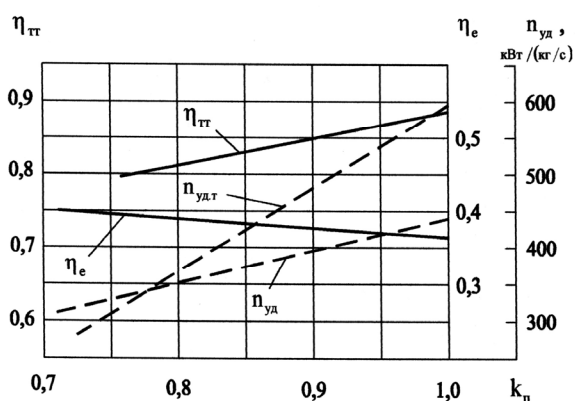


Рис. 4. Зависимости теплотехнического ( $\eta_{тг}$ ) и эффективного ( $\eta_e$ ) КПД, а также удельных мощностей  $n_{уд.т}$  и  $n_{уд}$  в ГТД с ПП и СТП от  $k_{п}$  при  $T_3 = 1373$  К,  $\pi_k = 19$  и  $\pi_{дк} = 3,0$

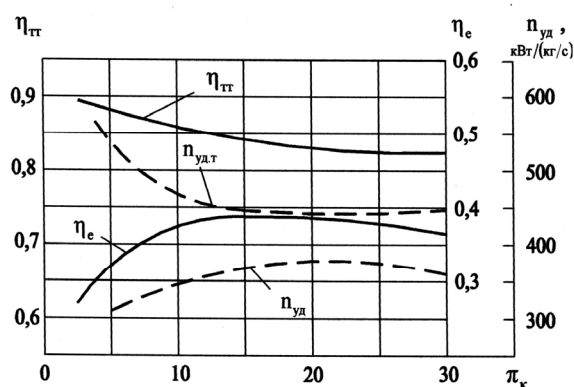


Рис. 5. Зависимости теплотехнического ( $\eta_{тг}$ ) и эффективного ( $\eta_e$ ) КПД, а также удельных мощностей  $n_{уд.т}$  и  $n_{уд}$  в ГТД с ПП и СТП от  $\pi_{дк}$  при  $T_3 = 1373$  К,  $\pi_k = 19$  и  $k_{п} = 0,86$

При увеличении начальной температуры газа  $T_3$  в двигателе в зоне оптимальных по  $\eta_e$   $k_{п}$  теплотехнический КПД  $\eta_{тг}$  растет в пределах 0,73...0,86.

### Заключение

1. Удельная мощность ГТД при подогреве газа перед силовой турбиной перерасширения до начальной температуры газа в двигателе увеличивается более чем в 2 раза, при этом эффективный КПД выше, чем в ГТД простого цикла.

2. В ГТД с промподогревом и силовой турбиной перерасширения теплотехнический КПД в зависимости от температуры газа и других параметров рабочего тела в двигателе достигает 80...90%, что соответствует современным требованиям технологий энергосбережения в энергетике.

### Литература

1. Матвеев В.Т. Математическая модель для определения параметров циклов газотурбинных двигателей с промежуточным подогревом газа перед силовой турбиной // Вестник СевНТУ. – Севастополь : СевНТУ. – 2002. – Вып. 38. – С. 110 – 114.
2. Матвеев В.Т., Литошенко В.Н. Результаты исследования характеристик циклов газотурбинных двигателей с промежуточным подогревом газа перед силовой турбиной // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАІ". – 2002. – Вип.30. – С. 54 – 56.

Поступила в редакцию 12.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Е.В. Никитин, ВМИ, Севастополь.

УДК 621.515.003

**И.И. ПЕТУХОВ<sup>1</sup>, А.В. МИНЯЧИХИН<sup>1</sup>, Р.Л. ЗЕЛЕНСКИЙ<sup>1</sup>, П.Д. ЖЕМАНЮК<sup>2</sup>,  
Ф.Г. СОРОГИН<sup>2</sup>, А.И. ТАРАН<sup>2</sup>**<sup>1</sup>*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup>*ОАО «Мотор Сич», Украина*

## **ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГАЗОТУРБИННОГО ПРИВОДА С ОХЛАЖДЕНИЕМ ЦИКЛОВОГО ВОЗДУХА**

Приводятся расчётные данные о влиянии предварительного и промежуточного испарительного охлаждения на климатическую характеристику газотурбинного привода.

**газотурбинный привод, испарительное охлаждение, климатическая характеристика**

### **Введение**

В настоящее время к наземной газотурбинной технике предъявляются жесткие требования поддержания требуемых технических параметров, экономичности и надёжности вне зависимости от климатических условий работы и сезона. Особенно актуальна эта проблематика для газотурбинных установок газоперекачивающих компрессорных станций. Высокая температура входного воздуха в летний период снижает выходную мощность ГТУ и ограничивает расход перекачиваемого природного или нефтяного газа в единичном агрегате.

Одним из способов, расширяющих диапазон работы газотурбинного привода (ГТП), является охлаждение циклового воздуха. Охлаждение можно классифицировать по месту охлаждения (предварительное, промежуточное) и способу (рекуперативное, контактное [1]). Каждый из методов имеет свои преимущества. В качестве примера успешной реализации предварительного рекуперативного охлаждения можно привести систему трёхступенчатого пароконденсационного охлаждения входного воздуха газотурбинной электростанции на основе стационарной ГТУ 501D5 Westinghouse в г. Далласе, штат Техас [2]. Представителем промежуточно-контактного охлаждения является ГТУ компании General Electric LM6000, в которой между компрессорами низкого и высокого давлений впрыскивается вода.

На ГТУ H-25 компании Hitachi Thermal Power Systems устанавливается так называемая WAC-система (WAC – water atomization cooling), представляющей собой форкамеру с распыливающими водяными форсунками для предварительного охлаждения входного воздуха [3]. Последняя система реализует предварительно-контактный способ охлаждения. Необходимо отметить, что все вышеперечисленные ГТУ являются машинами энергетического класса. Все эти способы охлаждения повышают выходную мощность на 5 – 15%.

### **1. Условия эксперимента**

В данной работе рассмотрено влияние предварительного и промежуточного испарительного охлаждения входного воздуха на характеристики газотурбинного привода (ГТП) Д-336 мощностью 6,3 МВт. Он представляет собой двухвальный газогенератор со свободной турбиной.

Промежуточное охлаждение обеспечивалось за счет испарения воды, впрыскиваемой в вихревой испарительный кондиционер (ВИК) [1, 4], расположенный между компрессорами низкого и высокого давлений. Давление впрыскиваемой воды составляло 2 МПа, температура 480,6 К. При подаче воды перед КНД давление впрыскиваемой воды составляло 0,8 МПа, температура равнялась температуре окружающего воздуха.

При анализе сохранялись постоянными обороты свободной турбины – 7200 об/мин и температура газа 1280 К перед рабочими лопатками турбины высокого давления (ТВД). Температура окружающей среды изменялась от 288,15К до 318,15К, давление воздуха на входе принималось 0,101 МПа. Климатическая характеристика исходного привода представлена в табл. 1.

Таблица 1

Климатическая характеристика ГТП Д-336-6,3

| T, К                          | 288    | 293    | 298    | 303    | 308    | 313    | 318    |
|-------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| $\pi_{\Sigma}$                | 15,8   | 15,2   | 14,6   | 14     | 13,5   | 12,5   | 12,2   |
| $\eta_{эф}, \%$               | 30,04  | 29,25  | 28,5   | 27,46  | 27,0   | 25,6   | 25,0   |
| N, МВт                        | 6,21   | 5,76   | 5,37   | 4,99   | 4,65   | 4,04   | 3,87   |
| $c_{уд} \cdot$<br>кг т ч/л.с. | 0,1762 | 0,1809 | 0,1857 | 0,1907 | 0,1960 | 0,2068 | 0,2115 |

“Провал” мощности при входных температурах 313К...318К вызван срабатыванием клапанов перепуска воздуха в КНД.

Исследовались характеристики ГТП при различ-

ном массовом содержании воды в смеси. Гидравлические потери задавались с помощью коэффициента восстановления полного давления  $\sigma = p_{вых}^* / p_{вх}^*$ , который составлял 0,97 для промежуточного охлаждения. При подаче воды на вход КНД через форсунки коэффициент восстановления полного давления составлял 0,985.

## 2. Основные результаты

Результаты расчетов приведены на рис. 1, 2. Впрыск воды увеличивает выходную мощность ГТП на 15 ... 40%, в зависимости от массы подаваемой воды и места её ввода. Подача воды перед КНД увеличивает не только мощность, но и эффективный КПД. Причём более существенно при повышенных температурах входного воздуха.

Промежуточное испарительное охлаждение даёт более заметный прирост мощности, влияя на КПД слабее. При большой доле впрыскиваемой воды и низких входных температурах эффективный КПД двигателя даже несколько уменьшается (рис. 2).

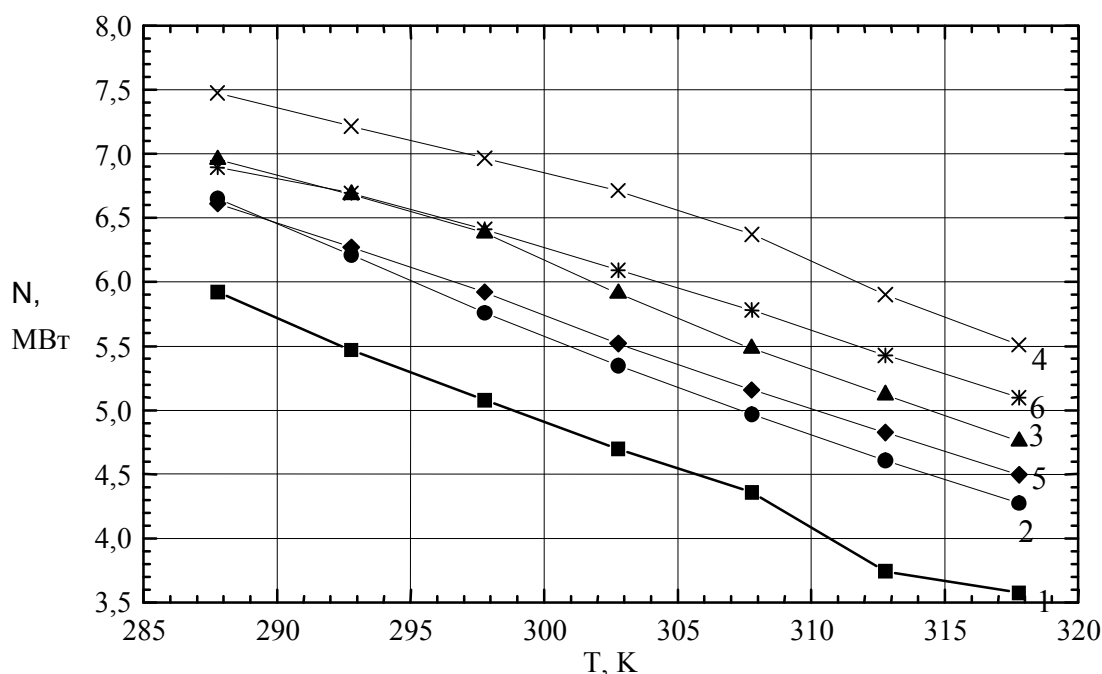


Рис. 1. Зависимость мощности ГТУ от температуры входного воздуха:

1 – исходный привод; 2 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 1,0%; 3 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 1,8%; 4 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 2,5%; 5 – масса впрыскиваемой воды перед КНД 0,05 кг; 6 – масса впрыскиваемой воды перед КНД 0,10 кг

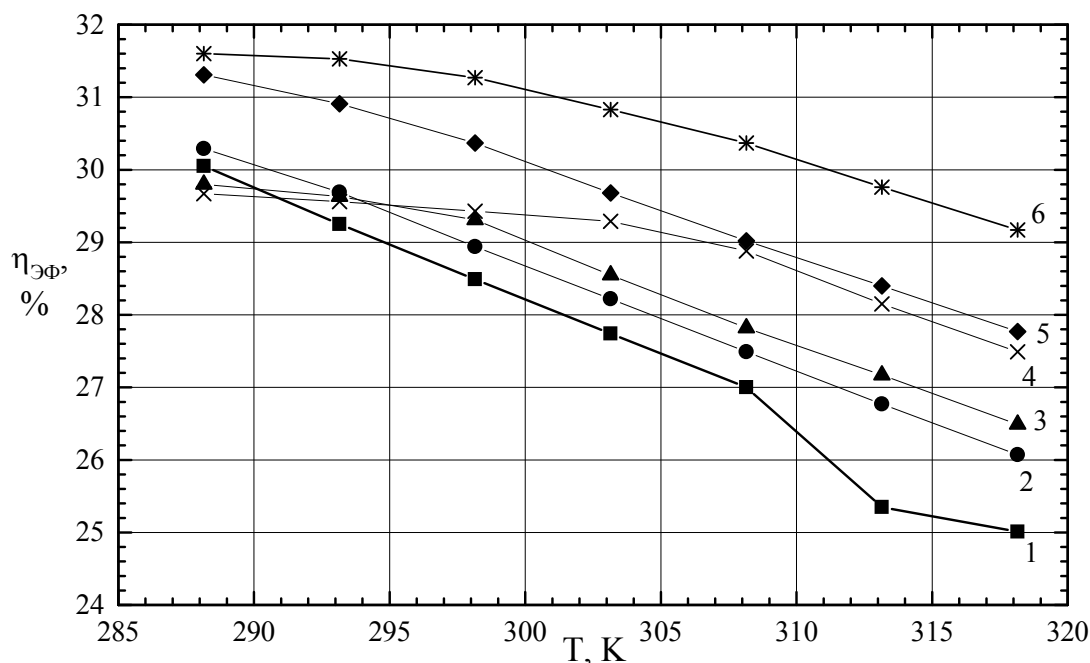


Рис. 2. Зависимость эффективного КПД ГТУ от температуры входного воздуха: 1 – исходный привод; 2 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 1,0%; 3 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 1,8%; 4 – массовая доля воды в цикловом воздухе перед КВД 2,5%; 5 – масса впрыскиваемой воды перед КНД 0,05 кг; 6 – масса впрыскиваемой воды перед КНД 0,10 кг

### Заключение

Для поддержания мощности ГТП на приемлемом уровне 6-6,5 МВт можно рекомендовать следующие значения массовых долей впрыскиваемой воды: для температур от 18 до 24 °С – менее 1,5%; от 24 до 30 °С – 1,5%, от 30 до 40 °С – до 2,4%.

В дальнейшем исследования могут быть продолжены в определении совместного влияния предварительного и промежуточного испарительного охлаждения, а также доли впрыскиваемой воды на характеристики ГТУ.

### Литература

1. Анализ рабочего процесса и разработка отдельных элементов демонстрационной и промышленной и промышленной ПГТУ-СВРВ на основе

авиационных газотурбинных двигателей. Отчёт о НИР (итоговый) / Харьк. авиац. ин-т (ХАИ); руководитель С.Д. Фролов, Г205-6/96, инв. N0298U00625, ГР0197U004728. – Х., 1997. – 115 с.

2. <http://www.kaceenergy.com/paper3.htm>.

3. [http://www.hitachi.co.jp/Div/hitachi\\_tps/combin edcycle/wac.html](http://www.hitachi.co.jp/Div/hitachi_tps/combin edcycle/wac.html).

4. Фролов С.Д., Синявин А.В., Шахов Ю.В. Пути улучшения энергетических и массо-габаритных показателей обслуживающих систем турбоустановок сложных циклов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х. : Госуд. аэрокосм ун-т "ХАИ". – 2000. – Вып. 19. – С. 51–53.

Поступила в редакцию 04.06.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Г.А. Горбенко, Национальный аэрокосмический университет "ХАИ" им. Н.Е. Жуковского, Харьков.

ДК 629.5:621.4

М.Р. ТКАЧ

*Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНЫХ ДИАПАЗОНОВ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК С УТИЛИЗАЦИЕЙ ТЕПЛА ДЛЯ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ СУДОВ

На базе математического моделирования показано, что в газотурбинной СЭУ специализированного судна, применение утилизации тепла обеспечивает повышение КПД и электрической мощности в 1,15...1,3 раза. Диапазон температур наружного воздуха, обеспечивающих максимум КПД, составляет (265...320) К. Максимальное значение электрической мощности достигается в диапазоне температур (265...295) К. Увеличение мощности ГТД приводит к снижению значения оптимальной температуры наружного воздуха

**моделирование, альтернативное топливо, судовые энергетические установки, утилизация тепла**

### 1. Постановка проблемы

Применение альтернативных топлив позволяет снизить топливную составляющую эксплуатационных затрат специализированных судов. Актуальность данной проблемы применительно к нашей стране нашла свое отражение в Законах Украины "Про альтернативні види рідкого та газового палива", "Про пріоритетні напрямки інноваційної діяльності в Україні", "Про Загальнодержавну комплексну програму розвитку високих наукоємних технологій" и в проекте Закона Украины «Про альтернативні джерела енергії».

**Обзор публикаций и выделение нерешенных проблем.** Применение газотурбинных двигателей (ГТД) простой схемы позволяет создавать судовые энергетические установки (СЭУ) различного целевого назначения. Использование сырой нефти и отходов термопластичных полимеров в качестве сырья для получения альтернативных топлив обеспечивает высокую эффективность СЭУ специализированных судов и технологических платформ [1,2]. Технологический электрообогрев оборудования дает ряд существенных преимуществ для таких СЭУ [2], что особенно актуально для судов, обеспечивающих электроснабжение потребителей.

**Цель исследований.** Задачей данного исследования является определение влияния утилизации тепла на параметры и показатели СЭУ специализированных судов и технологических платформ, использующих альтернативные топлива.

### 2. Решение проблемы

СЭУ специализированного судна, обеспечивающего выработку электроэнергии при использовании альтернативного топлива, состоит из ряда подсистем. Технологическая подсистема СЭУ включает в себя из группы оборудования первой и второй ступеней технологического процесса (ТП). Энергетическая подсистема – создана на базе ГТД с утилизацией тепла отходящих газов (рис. 1). Теплоутилизующий контур (ТУК) выполнен по схеме одного давления на водяном паре. Утилизационный парогенератор (УПГ) включает в себя пароперегревательную, испарительную и экономайзерную поверхности нагрева. Схема питания УПГ – бездеаэрационная, с "теплым ящиком" (ТЯ). Принудительная циркуляция воды в УПГ, обеспечивается циркуляционным насосом (ЦН). Паровая турбина (ПТ) работает с перерасширением. Паровой конденсатор прокачивается охлаждающей водой с помощью главного циркуляционного насоса (ГЦН).

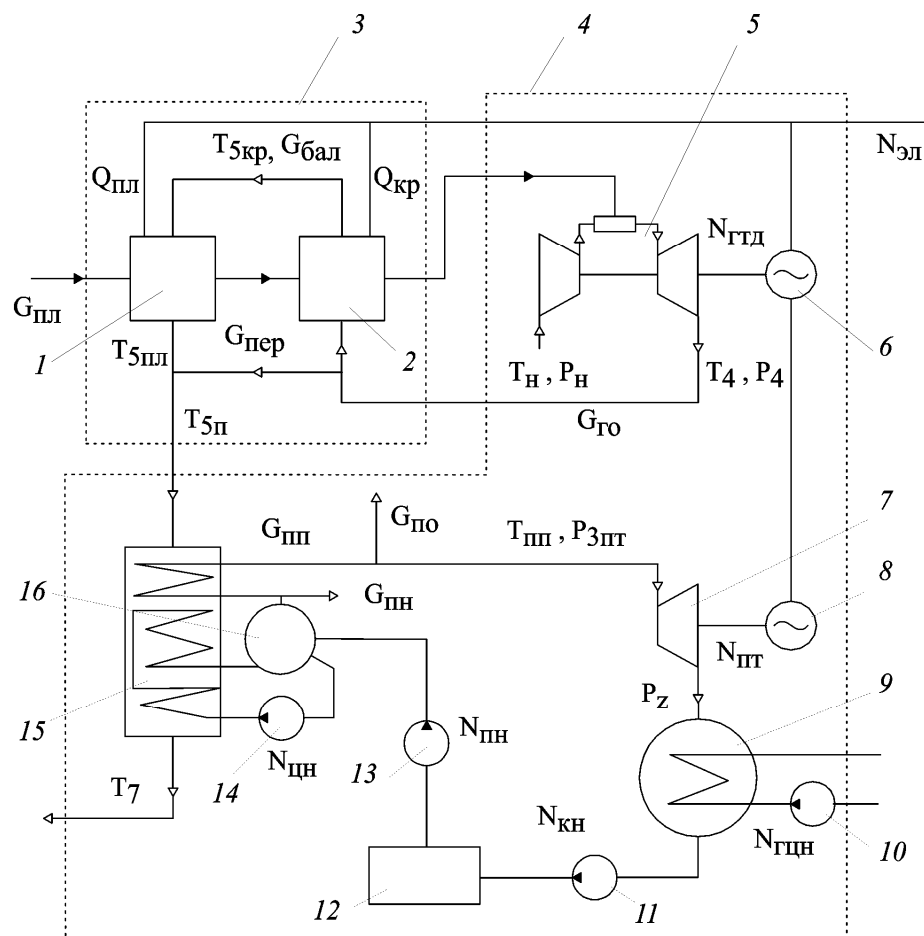


Рис. 1. Структурная схема газотурбинной энергетической установки специализированного судна: 1 – первая ступень ТП, 2 – вторая ступень ТП, 3 – технологическая подсистема, 4 – энергетическая подсистема, 5 – газотурбинный двигатель, 6, 8 – электрогенераторы, 7 – ПТ, 9 – конденсатор, 10 – ГЦН, 11 – КН, 12 – ТЯ, 13 – ПН, 14 – ЦН, 15 – УПГ, 16 – СП

Подачу конденсата из парового конденсатора обеспечивает конденсатный насос (КН), а из ТЯ в сепаратор (СП) – питательный насос (ПН). В схеме предусмотрены также отборы перегретого пара (ПП) и насыщенного пара (НП).

КПД процесса производства электроэнергии

$$\eta_{эл} = \frac{3600}{H_U \cdot b_e}, \quad (1)$$

где  $H_U$  – низшая располагаемая теплотворная способность топлива, кДж/кг.

Удельный расход перерабатываемого сырья на кВт-час отпускаемой потребителю электроэнергии

$$b_e = \frac{G_{пл} \cdot 3600}{N_{эл}}, \quad \text{кг/(кВт·ч)}. \quad (2)$$

Массовый расход сырья, использованного в СЭУ

$$G_{пл} = \frac{C_N \cdot N_{ГТД}}{3600 \cdot k_{тех}}, \quad \text{кг/с}, \quad (3)$$

где  $C_N$  – удельный расход топлива ГТД, кг/(кВт·ч);

$N_{ГТД}$  – механическая мощность ГТД, кВт;

$k_{тех}$  – относительный выход альтернативного топлива в процессе переработки сырья.

Удельный расход топлива ГТД

$$C_N = \frac{3600}{H_U \cdot \eta_e}, \quad (4)$$

где  $\eta_e$  – КПД ГТД.

Электрическая мощность СЭУ специализированного судна с утилизацией тепла

$$N_{эл} = N_{ГТД} \cdot \left( \eta_{ген} - \frac{\bar{N}_{сн} \cdot C_N}{k_{тех}} \right) + N_{пт} \cdot \eta_{ген} - \sum N_{н.тук} - Q_{кр.эл.} - Q_{пл.эл.}, \quad (5)$$

где  $\eta_{ген}$  – электрический КПД генератора;

$\bar{N}_{сн}$  – удельный расход электроэнергии на собственные нужды технологического оборудования;

$N_{пт}$  – мощность ПТ ТУК;

$\sum N_{н.тук}$  – суммарная мощность насосов ТУК;

$Q_{кр.эл.}, Q_{пл.эл.}$  – электрическая мощность, расходуемая на подогрев во второй и первой ступенях ТП.

Определение показателей СЭУ специализированного судна осуществляется на базе математического моделирования с учетом взаимосвязи и взаимовлияния параметров подсистем [3].

Изменение мощности ( $i = 1$ ), КПД ( $i = 2$ ), расхода газа ( $i = 3$ ) и температуры газа на выходе из ГТД ( $i = 4$ ) в зависимости от коэффициентов восстановления полного давления на входе и выходе учтено методом малых отклонений [3]:

$$\delta Y_{iГТД} = [C_1^i \cdot (1 - v_{вх}) + C_2^i \cdot (1 - v_{вых})] Y_{iГТД_{iso}}, \quad (6)$$

где  $C_1^i, C_2^i$  – коэффициенты влияния;

$v_{вх}, v_{вых}$  – коэффициенты восстановления полного давления во входном и газоотводном устройстве устройствах ГТД;

$Y_{iГТД_{iso}}$  – соответствующий  $i$  параметр ГТД в условиях ISO 2314.

Влияние температуры наружного воздуха  $T_H$  на относительное изменение мощности ГТД, КПД ГТД и расхода газа на выходе аппроксимировано зависимостями вида:

$$\bar{Z}_{iГТД} = \sum_{j=0}^3 A_j^i T_H^j. \quad (7)$$

При температурах наружного воздуха, ниже  $T_{гр1}$  выполняется проверка соблюдения условия

$$N_{ГТД} \leq K \cdot N_{ГТД_{iso}}, \quad (8)$$

где  $K$  – отношение максимальной допустимой мощности ГТД к номинальной.

Изменение относительной температуры газа на выходе из ГТД в функции температуры наружного воздуха аппроксимировано в виде

$$\bar{T}_4 = \sum_{j=0}^1 B_j T_H^j. \quad (9)$$

Для некоторых типов двигателей дополнительно установлено ограничение максимального значения температуры  $T_4$ .

Коэффициенты уравнений (6)...(9) определены путем обработки данных [4].

Мощность паровой турбины ТУК

$$N_{пт} = (G_{пп} - G_{по}) \cdot (1 - \delta_{пп}) \times \Delta h_{пт} \cdot \eta_{пт} \cdot \eta_{м_{пт}}, \quad (10)$$

где  $G_{пп}, G_{по}$  – паропроизводительность утилизационного парогенератора и отбор перегретого пара за пароперегревателем;

$\delta_{пп}$  – относительный расход перегретого пара на собственные нужды ТУК и утечки;

$\Delta h_{пт}$  – располагаемый теплотерепад в ПТ;

$\eta_{пт}$  – внутренний КПД ПТ;

$\eta_{м_{пт}}$  – механический КПД ПТ.

Паропроизводительность утилизационного парогенератора можно записать в виде следующей зависимости:

$$G_{пп} = f(G_{го}, c_{p_r}, T_{5п}, T_7, G_{пн}, k_1, x, P_{упг}, P_z, v_i), \quad (11)$$

где  $G_{го}, c_{p_r}$  – расход и средняя массовая теплоемкость отходящих газов ГТД;

$T_{5п}, T_7$  – температуры газа на входе и выходе УПГ;

$G_{пн}$  – отбор насыщенного пара из СП;

$k_1$  – кратность циркуляции в УПГ;

$x$  – степень сухости пара, поступающего в испарительный пучок утилизационного парогенератора;

$P_{упг}$  – давление пара в сепараторе утилизационного парогенератора;

$P_Z$  – давление пара в конденсаторе ТУК;

$v_i$  – коэффициенты учета потерь давления по паровой стороне ТУК.

Давление пара в сепараторе пара УПГ определяется по рекомендациям [5]:

$$P_{упг} = f(T_{5п}, \Delta T_{ип}, P_Z), \quad (12)$$

где  $\Delta T_{ип}$  – минимальный температурный напор за испарительной поверхностью нагрева утилизационного парогенератора.

Оптимальная температура перегрева пара находится по сопряженным параметрам пара [5]:

$$T_{пп} = f(P_{упг}, \eta_{пт}, x_{min}, P_Z), \quad (13)$$

где  $x_{min}$  – минимальная степень сухости пара в конце действительного процесса расширения.

Суммарная мощность на привод насосов ТУК определится как

$$\sum N_{н.тук} = N_{нц} + N_{нп} + N_{нк} + N_{гнц} = f(G_{пп}, G_{пн}, G_{по}, k_1, \Pi_K, \Delta P_1, \eta_{нi}), \quad (14)$$

где  $\Pi_K$  – кратность охлаждения конденсатора;

$\Delta P_1, \eta_{нi}$  – напор и КПД соответствующего насоса ТУК.

Определение рациональных диапазонов применения ГТУ с утилизацией тепла выполнено применительно к СЭУ специализированного судна с базовыми ГТД производства НПКГ "Зоря"-Машпроект. Характеристики ГТД в условиях ISO 2314 приведены в табл. 1 [4].

Минимальные температурные напоры  $\Delta T_{кр}$  и  $\Delta T_{пл}$  составляют 55 К; удельный расход электроэнергии на собственные нужды технологического оборудования  $\bar{N}_{сн} = 200$  Вт·ч/кг; удельные затраты

тепла на первую и вторую ступени ТП  $\bar{Q}_{пл} = 300$

Вт·ч/кг и  $\bar{Q}_{кр} = 900$  Вт·ч/кг [2, 3]; коэффициенты

восстановления полного давления на входе и выходе

ГТД  $v_{вх} = 0,985$  и  $v_{вых} = 0,96$ ; КПД электрогене-

ратора  $\eta_{ген} = 0,962$ ; кратность циркуляции

$k_1 = 1,2 \dots 1,8$ ; кратность охлаждения парового кон-

денсатора  $\Pi_K = 70 \dots 100$ .

Таблица 1

Характеристики ГТД

| Параметры, показатели          | GT 2500 | GT 6000 | GT 15000 | GT 25000 |
|--------------------------------|---------|---------|----------|----------|
| Механическая мощность, МВт     | 2,85    | 6,70    | 17,50    | 27,50    |
| КПД, %                         | 28,5    | 31,5    | 35,0     | 36,0     |
| Температура газов на выходе, К | 708     | 693     | 706      | 748      |
| Расход газов на выходе, кг/с   | 15,0    | 31,0    | 70,4     | 86,0     |
| Степень повышения давления     | 12,00   | 14,00   | 19,58    | 21,58    |

Как следует из приведенных результатов, утилизация тепла обеспечивает повышение КПД и электрической мощности СЭУ в 1,15...1,3 раза. В рассматриваемом диапазоне значений температуры наружного воздуха существуют максимальные значения КПД и электрической мощности СЭУ (рис. 2). Анализ приведенных данных свидетельствует, что с увеличением температуры наружного воздуха выше оптимального значения, не происходит существенного снижения КПД производства электроэнергии. Это является следствием применения утилизации тепла ГТД. Максимальное значение КПД СЭУ на базе GT6000 с ТУК достигается в диапазоне температур наружного воздуха (280...320) К (рис. 2, а). С увеличением мощности ГТД наблюдается снижение значений оптимальных температур. Так, применительно к GT15000 с ТУК он равен (265...285) К, а для GT25000 с ТУК диапазон оптимальных температур составляет (260...300) К.

Результаты расчетов электрической мощности СЭУ, представлены в виде относительного значения  $N_{эл} / N_{ГТД_{ISO}}$  применительно к каждому базовому ГТД с ТУК. Максимальное значение электрической мощности СЭУ на базе GT6000 с ТУК достигается в диапазоне температур наружного воздуха (270...290) К (рис. 2, б). С увеличением мощности ГТД наблюдается снижение значения диапазона температур наружного воздуха, обеспечивающего максимальную электрическую мощность СЭУ.

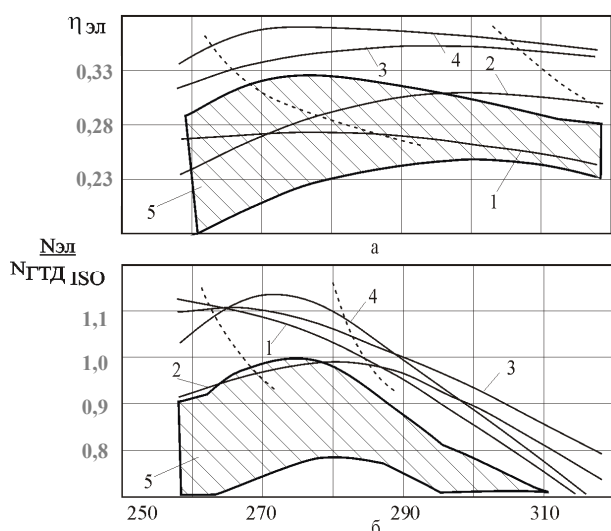


Рис. 2. Влияние ТУК на показатели СЭУ специализированного судна в зависимости от  $T_n$ : а – КПД производства электроэнергии; б – относительная вырабатываемая электрическая мощность; 1 – GT2500, 2 – GT6000, 3 – GT15000, 4 – GT25000, 5 – простая схема [3]

Так, применительно к GT25000 максимальная электрическая мощность достигается в диапазоне температур наружного воздуха (265...280) К.

Дальнейшие исследования должны выявить влияние частичных режимов работы на показатели эффективности газотурбинных СЭУ специализированных судов с утилизацией тепла.

### Заключение

1. Применительно к СЭУ специализированного судна, использующего альтернативное топливо, утилизация тепла обеспечивает повышение КПД вырабатываемую мощность в 1,15...1,3 раза.

2. Утилизации тепла отходящих газов ГТД обеспечивает оптимальный по КПД температурный диапазон применения газотурбинной СЭУ специализированного судна  $T_n = 265...320$  К; максимальное значение электрической мощности достигается  $T_n = 265...295$  К.

3. Увеличение мощности ГТД приводит к снижению как оптимального по КПД, так и оптимального по мощности значения диапазона температур наружного воздуха.

### Литература

1. Головащенко А.Ф., Тимощевский Б.Г., Ткач М.Р. Энерготехнологические газотурбинные комплексы на базе альтернативных топлив // Судовое и энергетическое газотурбостроение. Научно-технический сборник. Т. 1. – Николаев: НПКГ «Зоря»-«Машпроект», НО ИАУ. – 2004. – С. 281 – 285.
2. Ткач М.Р. Эффективность схемных решений энергетических установок специализированных судов и платформ на базе ГТУ // 36. наук. праць УДМТУ. – Миколаїв: УДМТУ, 2003. – № 5 (391). – С. 58 – 66.
3. Ткач М.Р. Влияние масштабного фактора на эффективность газотурбинных энергетических установок специализированных судов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – Вып. 7 (15). – С. 16 – 20.
4. Газотурбинные двигатели для энергетики и газотурбинные электростанции. – Николаев: НПКГ «Зоря»-«Машпроект», 2004. – 20 с.
5. Романовський Г.Ф., Ващенко М.В., Сербін С.І. Теоретичні основи проектування судових газотурбінних агрегатів: Навчальний посібник. – Миколаїв: УДМТУ, 2003. – 304 с.

Поступила в редакцию 20.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.Д. Жуков, ЦКБ «Шип Дизайн энд Инжиниринг Юкрейн», Николаев.

УДК 621.317

Е.В. РАСПОПОВ<sup>1</sup>, Г.И. ПОГОРЕЛОВ<sup>1</sup>, И.И. МИНАЕВ<sup>1</sup>, К.А. КОНЕВ<sup>1</sup>, Г.Г. КУЛИКОВ<sup>2</sup><sup>1</sup>Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Уфа, Россия<sup>2</sup>Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия

## МЕТОДИКА СОВМЕЩЕНИЯ ЦЕЛЕЙ КОМПЛЕКСНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ И МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА НА ПРЕДПРИЯТИИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Рассмотрена методика совмещения целей комплексной автоматизации и менеджмента качества, показан пример её практического применения на предприятии, разрабатывающем системы управления для авиационных двигателей.

**менеджмент качества, информационная система, реструктуризация, функциональная модель, контуры управления, стандарты предприятия, должностные инструкции**

### Введение

Общеизвестно, что наличие сертифицированной системы менеджмента качества является обязательным требованием для предприятия авиационного двигателестроения, равно как нет необходимости доказывать необходимость внедрения современных информационных технологий для управления предприятием в условиях всё более возрастающей конкуренции на рынке. Современное предприятие авиационного двигателестроения всё более зависит от внешней среды, определяющей:

- \* условия его деятельности на рынке, связанные со спецификой производимой продукции и особенностями её обслуживания;
- \* условия, диктуемые предприятию потребителем и государством;
- \* условия, вызванные исторически сложившимся международным разделением труда.

В этих условиях предприятие вынуждено создавать систему управления, адекватно реагирующую на эти изменения.

Традиционный подход к организации развития предприятия рассматривал отдельные направления как относительно независимые:

- \* организацией внедрения информационных систем;
- \* планирование повышения качества продукции и т.д.;
- \* разработка новых типов продукции.

Однако в последней четверти 20-го века наметился кризис такого подхода, связанный с окончанием индустриальной эпохи развития общества. Особенно ощутимым он стал в авиационной отрасли, где в конце века произошёл переход от вольготных условий государственного заказа к условиям жесткой конкуренции на рынке.

Темпы изменений нового информационного общества требуют интеграции всех элементов управления предприятием, сосредоточения усилий для достижения наилучшего результата.

Обзор предлагаемых решений проблемы интеграции показывает, что все они связаны либо с автоматизацией отдельных сторон менеджмента качества [6], либо, напротив, с использованием результатов менеджмента качества, таких как описания алгоритмов функционирования процессов предприятия, созданные шаблоны форм документов для облегчения автоматизации предприятия [2]. При этом существуют считанные примеры совмещения целей и одновременной разработки и системы менеджмента

та качества и информационной системы предприятия в авиационном двигателестроении [5].

В этой связи методика совмещения целей при проектировании системы менеджмента качества и информационной системы является актуальной и заслуживающей внимания.

## 1. Управление предприятием при помощи системной модели

Прежде чем говорить о методике совмещения целей рассмотрим вопрос о том, каким образом можно управлять предприятием при помощи системной модели.

Применение цикла PDCA, рекомендовано для управления в рамках системы менеджмента качества международными стандартами [3]. Согласно [1] цикл PDCA состоит из стадий планирования, выполнения, контроля и стандартизации опыта.

Первые 3 этапа не требуют дополнительных пояснений, а на 4-м этапе – этапе стандартизации полученного опыта:

- \* при отсутствии проблем при выполнении предыдущих этапов цикла и достижении поставленного плана – констатируется соответствие установленного порядка и происходит переход к новой итерации процесса;

- \* при наличии проблем при выполнении этапов №№ 1 – 3 или не достижении показателей плана – происходит коррекция описания процесса и уточнение плана, а затем начинается новая итерация.

На рис. 1 показана модель управления бизнес-процессом, позволяющая формировать и документацию системы менеджмента качества и структуру базы данных.

Такой подход требует наличия системы стандартов, описывающих бизнес-процессы предприятия. По своей сущности стандарты имеют два применения:

- \* устанавливать требования к процессам;
- \* служить моделью для описания процесса.

Тот факт, что стандарт является текстовой моделью бизнес-процесса, на который распространяются его требования, позволяет говорить о возможности использования в качестве стандартов не только текстовых, но и моделей другого рода, как это рекомендуется в [7].

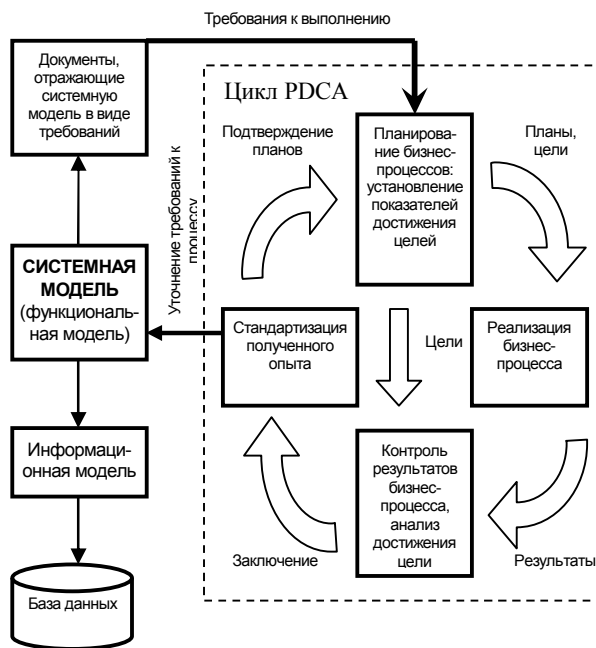


Рис. 1. Модель управления бизнес-процессом

Можно сделать вывод, что существуют, в том числе описанные в литературе [4, 5], способы перехода от модели системы управления предприятия, представленной в виде стандартов к функциональной модели. Поскольку методология SADT позволяет от процессной модели к функциональной, а от неё к информационной IDef1X [4], то полученная модель может быть основой для информационной системы предприятия. В этом случае управление в цикле PDCA будет заканчиваться уточнением указанной функциональной модели, а значит и информационной системы предприятия.

## 2. Формирование системной модели

Согласно [5] реструктуризация предприятия выполняется в порядке, указанном в табл. 1.

В качестве инструмента для формирования процессной модели в [5] предлагается IDef3. Такая процессная модель очень хорошо описывает структуру документооборота, но не всегда удобна при формировании стандартов предприятия, а потому не годится для выполнения роли системной модели.

Таблица 1  
Порядок реструктуризации предприятия

| Этап   | Функция                                                                                        |
|--------|------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Этап 1 | Разработка системы классификации и кодирования ресурсов, производственных процессов            |
| Этап 2 | Закрепление бизнес – процессов за структурными подразделениями – разработчиками системы        |
| Этап 3 | Построение существующей процессной модели предприятия (Как есть)                               |
| Этап 4 | Анализ существующей процессной модели, ее согласование и утверждение                           |
| Этап 5 | Создание, хранение и использование в электронном виде функций по СП на Web - Сайте предприятия |

Согласно сравнения IDef0 и IDef3, проведённого в [8] процессная модель не годится для отражения ответственности за выполняемые действия, а следовательно может использоваться только на самом верхнем уровне, когда определяется не порядок выполнения, а порядок взаимодействия процессов.

Необходимо также отметить, что при формировании системной модели необходимо использовать корпоративный опыт предприятия, накопленный в его стандартах. Использование результатов анализа стандартов, как этап обследования предприятия поможет лучше учесть в системной модели опыта организационной деятельности предприятия. Опыт показывает, что стандарт предприятия может дать до 40-70% функциональной модели, описываемого им бизнес-процесса.

Параллельно необходимо формировать реестр форм документов, используемых в бизнес-процессах. Он необходим как для формирования отчётных форм будущей информационной системы,

так и для оформления приложений к стандартам предприятия.

### 3. Формирование пакета документов системы менеджмента качества

Программа BPwin позволяет из функциональной модели сгенерировать практически весь пакет документов, необходимых для управления предприятием и сертификации системы менеджмента качества на соответствие ГОСТ Р ИСО 9001-2001 [3], как это показано в табл. 2.

Системная модель, сформированная с помощью методики совмещения целей, может служить как целям автоматизации предприятия, так и целям стандартизации. С одной стороны, она является основой для формирования по методологии IDef1X информационной модели, а с другой в различных аспектах закрывает практически все требования к формированию нормативной документации СМК.

Более того, методика совмещения целей позволяет формировать систему управления, при помощи которой можно управлять предприятием с использованием его системной модели. Это открывает такую возможность, как прогнозирование возможной реакции системы на управляющее воздействие по её системной модели. Решению этой задачи будет посвящена следующая статья.

### 4. Результаты применения методики

Методика совмещения целей комплексной автоматизации и менеджмента качества на сегодняшний день применяется на ФГУП УНПП «Молния» для создания комплексной функциональной модели предприятия и подготовки комплекта документации к сертификации на соответствие ГОСТ Р ИСО 9001. Для обеспечения лучших результатов по трансляции функциональной модели в стандарты, работниками предприятия разработана программа «Стандарт», позволяющая осуществлять перевод отчёта про-

граммы BPwin в текстовый документ – стандарт предприятия.

Таблица 2  
Документы, которые можно получить  
из системной модели

| Способ получения из BPwin                                                                                   | Название документа СМК                       | ГОСТ Р ИСО 9001-001 |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|---------------------|
| Контекстный уровень, реализованный в IDef3                                                                  | Сеть процессов                               | п. 4.1 (б)          |
| 1. Отчёт по функциям (блокам), реализованным в IDef0                                                        | Реестр процессов                             | п. 4.1 (а)          |
| 2. Отчёт по ролевому аспекту (механизмам в IDef0) для верхних уровней                                       | Матрица распределения полномочий и ответств. | п. 5.5.1            |
| 3. Отчёт по ролевому аспекту (механизмам в IDef0) для средних уровней декомпозиции                          | Основные разделы Положений о подразделениях  | п. 5.5.1            |
| 4. Отчёт по механизмам в IDef0 для нижних уровней декомпозиции, выполняемых конкретными должностными лицами | Основные разделы Должностных инструкций      | п. 5.5.1            |
| 5. Отчёт по входам и выходам в IDef0                                                                        | Реестр документов                            | п. 4.2.3            |
| 6. Отчёт по входам и выходам в IDef0, помеченным как документы, содержащие данные о качестве (записи)       | Реестр документов с данными о качестве       | п. 4.2.4            |
| 7. Комплексный отчёт по различным функциональным срезам.                                                    | Стандарты предприятия                        | п. 4.2              |

Примеры экранных форм до и после преобразования в программе «Стандарт» показаны на рис. 2, 3.

Кроме трансляции отчётов программы BPwin программа «Стандарт» позволяет формировать реестры сокращений и нормативных ссылок стандарта, оформлять титульный лист и т.д.

Рис. 2. Отчёт программы «BPwin»

Рис. 3. Отчёт программы «BPwin», обработанный программой «Стандарт»

В дополнение к программе «Стандарт», которая находится на стадии доработки разрабатывается программа «Должностная инструкция», которая позволит формировать положения о подразделениях и должностные инструкции на инженерно-технических работников предприятия.

Неоспоримым достоинством документов, сформированных из функциональной модели, является их взаимообусловленность, исключая следующие распространённые ошибки системы менеджмента качества:

- \* несоответствия нормативных документов друг другу;
- \* ссылки на несуществующие документы;
- \* наличие функций, за исполнение которых не закреплены исполнители и т.д.

Для поддержки внедрения методики скорректирован стандарт, устанавливающий порядок разработки стандартов, а также разработан стандарт по хранению документов предприятия на магнитных носителях [9].

Таким образом, функциональная модель может служить универсальной моделью, описывающей деятельность предприятия и одновременно применяться как для решения задач автоматизации предприятия, так и создания документации системы менеджмента качества.

### Заключение

В заключение отметим, что методика совмещения целей комплексной автоматизации и менеджмента качества позволяет:

- \* управлять предприятием;
- \* формировать полный комплект документов, устанавливающих требования к бизнес-процессам;
- \* формировать информационную модель и на её основе структуру базы данных предприятия.

В дополнении к вышесказанному, методика обеспечивает постоянную актуализацию системной модели, а значит и информационной системы, что ведёт к снижению затрат на внедрение информационных технологий, что особенно важно в сложных экономических условиях, в которых сегодня находятся предприятия авиационного двигателестроения.

В будущем планируется развитие методики в части дополнения аппаратом оценки качества управляющих воздействий в цикле управления предприятием.

### Литература

1. Corinne N. Johnson, The Benefits of PDCA, Quality Progress, 2002 . – 320 p.
2. Вендров А.М. CASE-технологии. Современные методы и средства проектирования информаци-

онных систем. – М.: Финансы и статистика, 1998. – 176 с.

3. ГОСТ Р ИСО 9001-2001 Система качества. Требования. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2001. – 22 с.

4. Куликов Г.Г., Набатов А.Н., Речкалов А.В. Автоматизированное проектирование информационно-управляющих систем. Системное моделирование предметной области. – Уфа: УГАТУ, 1998.

5. Куликов Г.Г., Речкалов А.В. Пучнин Н.Б., Тарарако П.И. Хабибуллин Ф.Р. Реструктуризация предприятия как основа эффективного совершенствования системы управления // Тез. докл. на III Российской НМК «Управление экономикой: методы, модели, технологии». – Уфа: УГАТУ, 2003. – С. 57 – 58.

6. Кутыркин С.Б., Волчков С.А., Балахонова И.В. Повышение качества предприятия с помощью информационных систем класса ERP // Методы менеджмента качества. – 2000. – № 4. – С. 31 – 36.

7. Рекомендации Р 1.1.26-2002. Система менеджмента качества. Методология функционального моделирования. Основные положения и порядок проведения работ. – М.: Госстандарт РФ, 2002.

8. Репин В.В. Сравнительный анализ нотаций ARIS/IDEF и продуктов их поддерживающих (ARIS Toolset/BPWin). – <http://www.finexpert.ru> .

9. СТП 569.13.029. Система менеджмента качества. Документы на машинных носителях информации. Порядок оформления, хранения, учета и обращения. Стандарт предприятия ФГУП УНПП «Молния».

*Поступила в редакцию 20.05.2004*

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 621.57

А.Н. РАДЧЕНКО<sup>1</sup>, А.А.СИРОТА<sup>2</sup>, Н.И. РАДЧЕНКО<sup>1</sup><sup>1</sup>Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина<sup>2</sup>Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы, Украина

## ЭФФЕКТИВНЫЕ ИСПАРИТЕЛЬНО-КОМПРЕССОРНЫЕ КОНТУРЫ СУДОВЫХ КОНДИЦИОНЕРОВ

Проанализирована эффективность работы испарительно-компрессорных контуров судовых кондиционеров. Выявлены резервы ее повышения и предложены реализующие их схемные решения. Показано, что включение в состав испарительно-компрессорных контуров отделителя жидкости, регенеративного теплообменника или инжектора обеспечивает эксплуатацию испарителя-воздухоохладителя со смоченными жидким хладагентом стенками и, как следствие, интенсивную теплопередачу на всей его поверхности, повышение плотности теплового потока и холодильного коэффициента по сравнению с традиционной его работой с перегревом пара и терморегулирующим вентилем.

**кондиционер, испарительно-компрессорный контур, воздухоохладитель, хладагент, кипение, плотность теплового потока, оптимальная массовая скорость**

### 1. Постановка проблемы

Эффективная эксплуатация судового автономного кондиционера, отличающегося повышенными эксплуатационной надежностью и компактностью, возможна лишь при выполнении взаимоисключающих требований к параметрам хладагента на выходе из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) и входе поршневого герметичного компрессора. Так, с точки зрения тепловой эффективности И-ВО целесообразна его работа с влажным паром на выходе, когда вся внутренняя поверхность змеевиков омывается жидким хладагентом, а для обеспечения безопасной эксплуатации компрессора сухим ходом необходимо исключить попадание влаги в его цилиндры, т.е. пар на всасывании компрессора должен быть сухим насыщенным или перегретым. Только в случае выполнения этих взаимоисключающих требований испарительно-компрессорный контур и сам кондиционер будут работать эффективно. Это противоречие и обуславливает наличие проблемы в практике проектирования и эксплуатации испарительно-компрессорных контуров судовых кондиционеров.

### 2. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

Результаты анализа схемных решений испарительно-компрессорных контуров кондиционеров показывают, что их развитие шло прежде всего в направлении обеспечения безопасной эксплуатации компрессора сухим ходом [1, 2]. В соответствии с этим расширялась и элементная база с включением в их состав регенеративного теплообменника (РТО) и отделителя жидкости (ОЖ), причем отделителю отводилась функция всего лишь защитного ресивера, предохраняющего компрессор от попадания влаги в цилиндры на режимах работы И-ВО, отличных от номинального – при уменьшении тепловой нагрузки на него. Тогда как на номинальном режиме И-ВО работал с перегретым или сухим насыщенным паром на выходе. РТО обеспечивал дополнительный перегрев пара, гарантирующий безопасную эксплуатацию компрессора сухим ходом.

### 3. Постановка задачи исследования

Такой подход к созданию испарительно-компрессорных контуров не совсем корректный, поскольку при этом не учитывается снижение тепловой

эффективности И-ВО из-за осушения внутренней поверхности его змеевиков с переходом от дисперсно-кольцевого к дисперсному течению [3]. Вследствие большого термического сопротивления на осушенных участках поверхности змеевиков имеет место увеличение разности температур между охлаждаемым воздухом и кипящим хладагентом, соответственно понижение температуры кипения и давления всасывания, что приводит к увеличению степени повышения давления в компрессоре и ухудшению энергетических показателей холодильной машины (ХМ) и кондиционера в целом. Поэтому схемные решения испарительно-компрессорных контуров должны обеспечивать сокращение, а желательно и полное исключение осушенных участков поверхности змеевиков И-ВО с крайне низкой интенсивностью теплопередачи, обуславливающей снижение энергетических показателей кондиционеров.

Задачей выполненного исследования является выявление резервов повышения энергетической эффективности испарительно-компрессорных контуров кондиционеров и их реализация в схемных решениях, обеспечивающих выполнение противоре-

чивых требований по эффективной работе И-ВО со смоченной внутренней поверхностью и безопасной эксплуатации компрессоров сухим ходом. В качестве критериев выбора рациональных вариантов при условии выполнения указанных требований приняты плотность теплового потока  $q$  в И-ВО и холодильный коэффициент  $\varepsilon$ . Эти критерии взаимосвязаны: максимальной величине  $q$  соответствует и наибольшее значение  $\varepsilon$ .

#### 4. Анализ эффективности испарительно-компрессорных контуров кондиционеров и выбор рациональных вариантов

Проведем сравнительный анализ тепловой эффективности испарительно-компрессорных контуров с перегревом пара на выходе из И-ВО на 10...15 °С, который поддерживается терморегулирующим вентилем (ТРВ) (схема 1, рис. 1), с неглубокой регенерацией теплоты в РТО, установленном на выходе из И-ВО, и перегревом в нем пара (на всасывании компрессора) на те же 10...15 °С (схема 2, рис. 1), а также с глубокой регенерацией теплоты (схема 3, рис. 1).

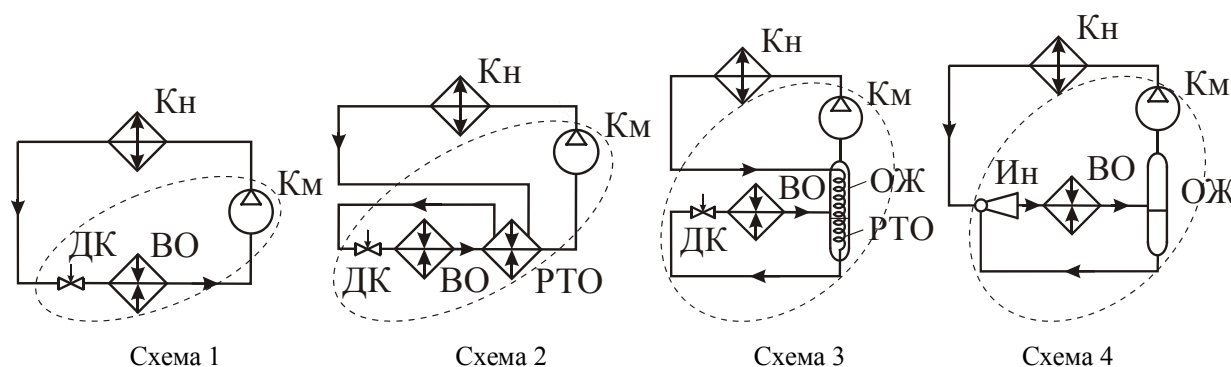


Рис. 1. Схемы испарительно-компрессорных контуров холодильных машин ССМ: Км – компрессор; Кн – конденсатор; ДК – дроссельный клапан; ВО – воздухоохладитель; ОЖ – отделитель жидкости; РТО – регенеративный теплообменник; Ин – инжектор

Следует отметить, что глубина регенерации (глубина переохлаждения жидкости высокого давления в РТО) зависит от интенсивности теплопере-

дачи в нем, обуславливающей разность температур между обменивающимися теплотой средами. При обтекании змеевика РТО дисперсной смесью или

паром (схема 2, рис. 1) интенсивность теплопередачи крайне низкая, а разность температур высокая. Поэтому теплоперепада (разности энтальпий), срабатываемого в РТО, недостаточно для испарения всей капельной влаги дисперсной смеси и перегрева пара, необходимого для нормальной работы ТРВ. Поэтому схема 2 не может обеспечить эффективную работу И-ВО со смоченными стенками по всей длине змеевиков. В схеме же 3 на поверхности змеевика РТО, установленного в жидком объеме ОЖ, испаряется жидкость, отсепарированная из парожидкостной смеси после ВО. Благодаря интенсивной теплопередаче достигается минимальная разность температур между средами и, следовательно, максимальная глубина регенерации. Большой теплоперепад, срабатываемый в РТО, обеспечивает испарение всей отсепарированной из дисперсной смеси жидкости, т.е. работу И-ВО со смоченными стенками. Эксплуатация И-ВО в таком режиме возможна также путем рециркуляции неиспарившейся жидкости в самом И-ВО, например инжектором (схема 4). Сравнение проведем при максимально возможных для каждой схемы плотностях теплового потока  $q_{\max}$  и соответствующих им оптимальных массовых скоростях  $(\rho w)_{\text{opt}}$  хладагента. При одинаковых тепловых нагрузках на И-ВО (расходе и температуре воздуха на входе и выходе из И-ВО) наличие максимума плотности теплового потока  $q = k\theta$  обусловлено следующим. С одной стороны, с увеличением массовой скорости  $\rho w$  хладагента в змеевиках И-ВО коэффициенты теплоотдачи при кипении хладагента  $\alpha_a$  и теплопередачи  $k$  возрастают. С другой стороны, с увеличением  $\rho w$  возрастает гидравлическое сопротивление  $\Delta P$ . Чтобы не решать задачу оптимизации всего цикла, в практике рационального проектирования испарителей фиксируют температуру кипения на выходе из воздухоохладителя  $t_{02}$ , а не на входе  $t_{01}$ ,

т.е. принимают постоянными параметры хладагента на всасывании компрессора [4]. Тогда из-за обусловленного гидравлическим сопротивлением  $\Delta P$  падения температуры кипения  $\Delta t_0$  при фиксированной температуре кипения на выходе из испарителя  $t_{02}$  повышается  $t_{01}$  и, следовательно, уменьшается температурный напор  $\theta$  между охлаждаемым воздухом и кипящим холодильным агентом. Противоположное влиянием  $\rho w$  на  $k$  и  $\theta$  и обуславливает существование максимума функции  $q = k\theta$ . Соответствующая ему массовая скорость хладагента  $(\rho w)_{\text{opt}}$  считается оптимальной.

Проанализируем тепловую эффективность наиболее распространенного способа работы И-ВО с перегревом пара на выходе (схема 1 на рис. 1). Для него на рис. 2, а приведены плотности теплового потока: средняя для всей поверхности змеевика И-ВО  $q$ , для зоны интенсивного кипения на участке змеевика со смоченной хладагентом поверхностью  $q'$  и зоны испарения капельной влаги в паровом потоке  $q''$  в зависимости от массовой скорости хладагента  $\rho w$ .

Параметры работы И-ВО следующие: хладагент R22; температура кипения  $t_{02} = 0^\circ\text{C}$ ; температура воздуха на входе и выходе  $t_{в1} = 25^\circ\text{C}$  и  $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$ ; перегрев пара относительно диспергированной в нем капельной жидкости  $\Delta t_{\text{дисп}} = 5^\circ\text{C}$  [5] и на выходе из И-ВО  $\Delta t_{\text{п}} = 15^\circ\text{C}$ , степень обременения  $\beta = 16$ ; внутренний диаметр трубок  $d_{\text{вн}} = 0,01$  м.

Из графиков на рис. 2, а следует, что И-ВО с ТРВ, по сути, совмещает в одном змеевике два последовательно установленных по ходу хладагента теплообменника (ТО): первый – это эффективный испаритель со смоченной внутренней поверхностью, работающий соответственно при больших плотностях теплового потока  $q'$ , а второй – концевой ТО, в котором происходит испарение капельной жидкости

в паровом потоке и перегрев пара с крайне низкими интенсивностью теплоотдачи от стенки к пару и теплопередачи в целом. Он эксплуатируется при малых плотностях теплового потока  $q''$ , в 3 – 4 раза меньших чем  $q'$ . В результате средняя для обоих ТО (для всей поверхности змеевика И-ВО) плотность теплового потока  $q$  при  $(\rho w)_{\text{opt}}$  оказывается примерно на 20 % меньше чем  $q'$ . Поскольку оба ТО, резко отличающиеся интенсивностью теплопередачи, все

же представляют собой единый змеевик, то увеличение  $\rho w$  с целью повышения  $q''$  на конечном участке не только не приведет к возрастанию средней величины  $q$ , но даже наоборот – вызовет ее снижение из-за повышения гидравлического сопротивления  $\Delta P$  и соответствующего падения температуры кипения  $\Delta t_0$  и температурного напора  $\theta'$  на испарительном участке. Об этом свидетельствуют ниспадающие ветви графиков  $q = f(\rho w)$  при  $\rho w > (\rho w)_{\text{opt}}$ .

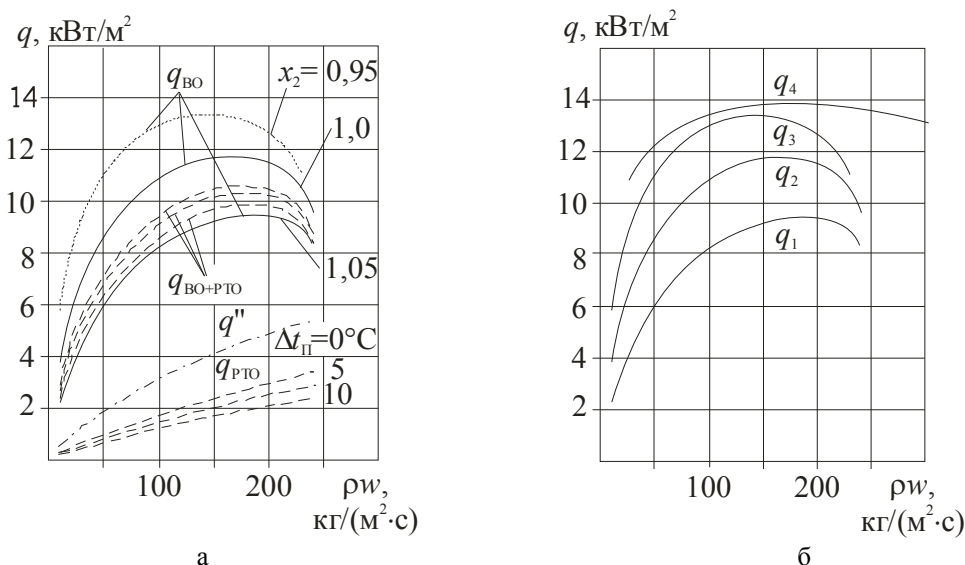


Рис. 2. Плотности теплового потока  $q$ ,  $q'$  и  $q''$ :  $q$  – средняя для всего змеевика И-ВО;  $q'$  – на участке змеевика со смоченной поверхностью;  $q''$  – на участке змеевика с дисперсной смесью;  $q_1$  –  $q_4$  – для схем 1 – 4: а – схема 1; б – схемы 1 – 4

Обычно концевой участок выполняют в виде РТО, служащего, с одной стороны, для доиспарения капель жидкости и перегрева пара после И-ВО, а с другой – для переохлаждения жидкого хладагента высокого давления после конденсатора (схема 2). Как видно из рис. 2, б, плотность теплового потока в И-ВО для схемы 2 на 10...15% выше, чем для схемы 1:  $q_2 > q_1$ .

Для схемы 3 превышение плотности теплового потока в И-ВО составляет 30...35% по сравнению со схемой 1 и 15...20% – со схемой 2 (рис. 2, б):  $q_3 > q_2 > q_1$ . При этом вся поверхность змеевика И-ВО смочена жидким хладагентом. Интенсивность теплоотдачи при кипении жидкости на поверхности

змеевика РТО и теплопередачи намного выше, чем в РТО, включенном по схеме 2, а поверхность РТО соответственно меньше.

Схема 4 обеспечивает повышение плотности теплового потока в И-ВО по сравнению со схемой 1 на 35...45% (рис. 2, в). Пологий характер экстремумов зависимостей  $q = f(\rho w)$  допускает значительные отклонения  $\rho w$  от оптимальных величин  $(\rho w)_{\text{opt}}$ . При этом сводятся к минимуму дроссельные потери, поскольку энергия жидкого хладагента высокого давления используется в инжекторе для рециркуляции жидкого хладагента низкого давления в И-ВО. Безопасная эксплуатация компрессора сухим ходом обеспечивается отделением жидкости в ОЖ.

Об эффективности работы И-ВО при разных схемных решениях испарительно-компрессорных контуров можно судить также по локальным его характеристикам. Из характера изменения плотности теплового потока  $q$  и температуры воздуха  $t_b$  по длине  $L$  змеевика И-ВО (рис. 3) следует следующее заключение. При работе испарительно-компрессорного узла с перегревом пара на выходе из И-ВО длина  $L$  участка змеевика, обтекаемого дисперсной смесью и перегретым паром с крайне низкой интенсивностью теплопередачи, на котором происходит резкое снижение плотности теплового потока  $q$ , составляет примерно 1,5 м, т.е. 25% общей длины змеевика (рис. 3, а). Результатом низких  $q$  является чрезвычайно малое уменьшение температуры воздуха  $t_b$ : на 1,5...2 °С.

При неглубокой регенерации теплоты (при паросодержании на выходе  $x_2 \approx 1$ ) за счет исключения перегрева сокращаются общая длина  $L$  змеевика (с 6 до 5,3 м) и его участка, приходящегося на испарение дисперсной смеси (с 1,5 до 1 м), хотя его доля уменьшается незначительно и составляет 20...25% (рис. 3, б соответствует схеме 2).

Глубокая регенерация теплоты обеспечивает эксплуатацию И-ВО со смоченной поверхностью по всей длине змеевика ( $x_2 \leq x_{гр}$ ) и сокращение его длины на 25 % за счет интенсивной теплопередачи (рис. 3, в соответствует схеме 3).

Благодаря интенсивной теплопередаче между жидкостью высокого давления после конденсатора, проходящей через змеевик, и кипящей на его поверхности жидкостью низкого давления достигаются максимальные удельные тепловые нагрузки  $q_{рто}$  на РТО (срабатываемые в РТО теплоперепады), обеспечивающие испарение всей неиспарившейся в И-ВО жидкости:  $q_{рто} = \gamma(1 - x_{гр})$ . Такая же эксплуатация И-ВО с  $x_2 \leq x_{гр}$  возможна и при рециркуляции в нем жидкости инжектором.

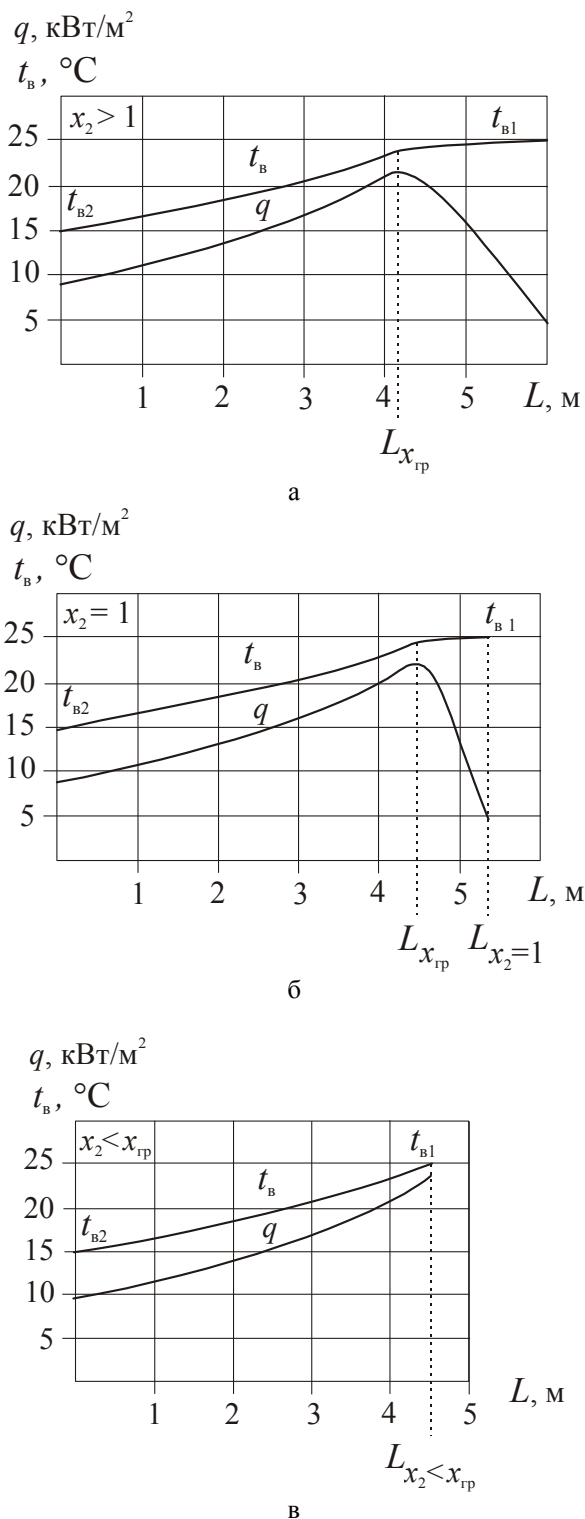


Рис. 3. Изменения плотности теплового потока  $q$  и температуры воздуха  $t_b$  по длине  $L$  змеевика И-ВО для схемы 1 (а), 2 (б) и 3 (в)

Эффект от интенсификации теплопередачи в И-ВО за счет исключения режимов сухой стенки может быть выражен энергетическим показателем холодильной машины – холодильным коэффициентом

ε. Благодаря более интенсивной теплопередаче при работе И-ВО со смоченной поверхностью змеевика уменьшаются температурные напоры между охлаждаемым воздухом и кипящим хладагентом, повышается давление на всасывании компрессора (соответственно  $t_{02}$ ) и, следовательно, уменьшается степень повышения давления в компрессоре и его удельная работа сжатия, т.е. увеличивается ε.

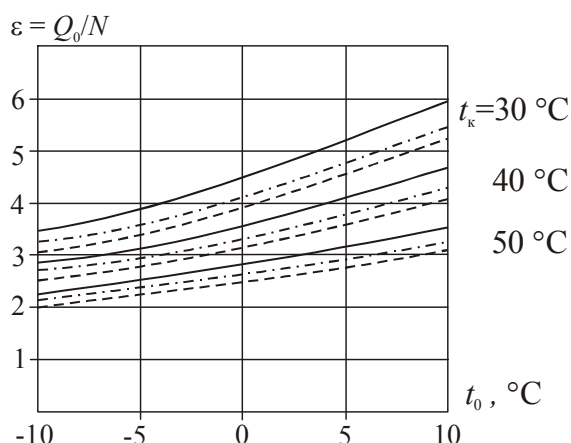


Рис. 4. Зависимости холодильных коэффициентов  $\varepsilon$  от температуры кипения  $t_0$  при разных температурах конденсации  $t_k$  для схем: — схема 1; --- схема 2; ..... — схемы 3 и 4

На рис. 4 представлены зависимости холодильных коэффициентов  $\varepsilon$  от температуры кипения  $t_0$  при разных температурах конденсации  $t_k$  для схемных решений 1...4. Как видно, приращение  $\varepsilon$  по сравнению с простой схемой 1 при переходе на схемы 3 и 4 почти в три раза больше, чем при неглубокой регенерации теплоты в РТО после ВО с  $x_2 = 1$  и составляет 15...20% против 6...8%.

### Выводы

1. Анализ энергетической эффективности испарительно-компрессорных контуров судовых кондиционеров показал, что наиболее эффективным явля-

ется схемное решение 4 с рециркуляцией жидкости в И-ВО. Оно обеспечивает повышение холодильного коэффициента  $\varepsilon$  на 15...20% и плотности теплового потока  $q$  в И-ВО на 35...40% по сравнению с распространенной схемой 1.

2. Для схемного решения 3 с ОЖ и РТО увеличение  $\varepsilon$  составляет 10...15%.

3. Схемное решение 2 с РТО после И-ВО не дает ощутимого выигрыша по  $\varepsilon$  и  $q$  и не может быть рекомендовано для судовых кондиционеров.

### Литература

1. Крузе А.С. Влияние характеристик регенеративного теплообменника на работу холодильной машины и методика его расчета // Холодильная техника. — 1973. — № 8. — С. 43 — 46.
2. Эффективность двукратной регенерации тепла в малых холодильных машинах / С.В. Гопин, Э.Н. Евстигнеева, В.М. Шавра // Холодильная техника. — 1981. — № 9. — С. 18 — 21.
3. Левитан Л.Л. Кризис высыхания в дисперсно-кольцевом режиме течения // Двухфазные потоки. Теплообмен и гидродинамика. — Л.: Наука. — 1987. — С. 169 — 186.
4. Slipcevic B. Wärmeübergang beim Sieden von R — kaltemitteln im horizontalen rohren // Kaltetechnik — Klimatisierung. — 1972. — № 12. — P. 345 — 351.
5. Chaddock J.B., Varma H.K. An Experimental Investigation on Dry-out with R22 Evaporating in a Horizontal Tube // ASHRAE Transactions. — 1979. — Vol. 85. — P. 105 — 121.

Поступила в редакцию 10.05.2004

**Рецензент:** д-р. техн. наук, проф. И.Г. Чумак, Одесская государственная академия холода, Одесса.

УДК. 629.113.06

Г.П. ПОДЗНОЕВ, У.А. АБДУЛГАЗИС

*Крымский государственный инженерно-педагогический университет, Украина*

## МЕТАЛОГИДРИДНЫЕ СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ТРАНСПОРТА

Рассмотрены сравнительные возможности использования ряда гидридов металлов как аккумуляторов водорода для использования в качестве экологически чистого горючего в автомобилях. Показаны преимущества гидридов на основе алюминия как потенциальных энергоносителей и возможности их промышленного производства из широко распространенного природного сырья и оборотных продуктов их гидролиза.

**автомобили, экологически чистые энергоносители, водород, металлгидридные аккумуляторы водорода, алюмогидриды**

### Введение

В результате современной глобальной производственно-хозяйственной переработки углеводородного сырья в атмосферу выделяется до 30 млрд. т углекислого газа ( $\text{CO}_2$ ), свыше 0,8 млрд. т оксида углерода ( $\text{CO}$ ) и расходуется до 22 млрд. т кислорода в год. Существенную долю в эту кризисную статистику вносит автомобильный транспорт с годовым выбросом  $\text{CO}_2$  и  $\text{CO}$  соответственно до 4,5 и 0,4 млрд. тонн или около 15% от общих выбросов  $\text{CO}_2$  и до 50%  $\text{CO}$ . В мегаполисах на долю автотранспорта эти соотношения могут достигать 60% по  $\text{CO}_2$  и 90 – 95% по  $\text{CO}$  от общего загрязнения атмосферы города [1].

Другим аспектом энергетической проблемы является ограниченность ресурсов углеводородного сырья, которые конечны и не могут быть возобновлены в изначальном виде. Из этого следует, что в ближайшей перспективе (50 – 70 лет) должна быть найдена и обеспечена экологически, технически и экономически приемлемая альтернатива углеводородному сырью. В большой энергетике такой альтернативой могут стать атомные и гидроэлектростанции, в какой-то мере также энергия ветра и солнца. Для автотранспортного же сектора экономики наиболее реальной альтернативой углеводородам с энергетической и экологической точек зрения может стать только водород [4], превосходящий

бензин по удельной теплоте сгорания почти в 2,5 раза и продуктом сгорания которого является экологически чистый продукт – вода. Запасы природного водорода практически неисчерпаемы и могут быть регенерированы в прежнем объеме. Эти принципиальные достоинства водорода в значительной степени определили концептуальное направление качественной перестройки автомобиля будущего, активно развиваемое сейчас такими ведущими фирмами, как General Motors, Honda, Ford, Toyota и др.

Стержнем новой идеи стали три схемы :

- сжатый водород + топливный элемент (ТЭ) + электродвигатель,
- сжатый водород + ДВС,
- и сжатый водород + бензин + ДВС.

### 1. Формулирование проблемы

Для всех проектов автомобилей на водородном горючем весьма серьезной проблемой становится сам водород и в первую очередь способ его хранения в автомобиле. Например, в моделях Hy-Fire (General Motors) и Honda-FCX водород предложено содержать в специальных баллонах общим объемом 150 – 160 дм<sup>3</sup> (3 по 50 дм<sup>3</sup> или 2 по 78 дм<sup>3</sup>) под давлением 35 МПа. Масса хранимого газа при этом составляет всего 3,75 – 4,5 кг, что обеспечивает лишь около 400 км пробега автомобиля на одной

заправке [2, 3]. Этими показателями по всей видимости и будут исчерпаны потенциальные возможности использования сжатого водорода в легковых автомобилях. Для сравнения, адекватное количество бензина ( $150 \text{ дм}^3$ ) при расходе  $7 \text{ дм}^3$  на  $100 \text{ км}$  позволил бы автомобилю пройти  $2100 \text{ км}$  на одной заправке.

Кроме этого, несмотря на гарантии безопасности, заложенные в конструкции топливных баллонов со сжатым до  $35 \text{ МПа}$  водородом, их постоянное присутствие в автомобиле несомненно будет оказывать психологическое давление на его владельца и пассажиров. В случае же аварийного повреждения баллона, утечки водорода и его смешивании с воздухом образуется весьма взрывоопасный «гремучий газ», со взрывным потенциалом  $0,17 \text{ г}$  тринитротолуола на  $\text{кДж}$  или около  $20 \text{ кг}$  тротила на  $\text{кг H}_2$ . Поскольку водород не имеет цвета, запаха и вкуса, в отличие от бензина или природного газа, то о его утечке из баллона можно будет узнать только в момент взрыва.

Следующей серьезной проблемой баллонного хранения водорода в автомобиле по схеме с топливными элементами (ТЭ) является необходимость создания мощной дополнительной и хорошо разветвленной инфраструктуры, включающей сопутствующую индустрию производства водорода с мощным компрессорным хозяйством, систему транспортировки и хранения сжатого газа, сеть специализированных заправочных станций, производство топливных элементов, базовых платформенных шасси и т.д., что несомненно скажется на стоимости подобных автомобилей и их сервисного обслуживания.

На фоне вышесказанного концепция использования водорода в существующих двигателях внутреннего сгорания выглядит более рациональной как с технической и экономической, так и с экологической точек зрения. Комбинация бензина и водорода в ДВС не потребует радикальных изменений в их конструкции и в системе зажигания и, тем более, в

конструкции самого автомобиля [5, 6, 7]. Несмотря на несколько более высокие относительные затраты, водород-углеводородные схемы могут быть достаточно легко реализованы в коммерческих масштабах с экономическим и экологическим эффектом уже в ближайшее время. При этом может быть реализована комбинированная схема использования углеводородного топлива с добавкой водорода или периодической заменой бензина на водород.

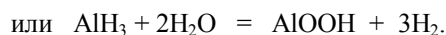
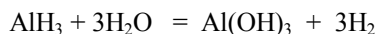
Но все же, как и в случае с проектом Honda-FCX и Hy-Fire, основной проблемой использования водорода в автомобиле остается разработка надежной, безопасной, экономичной и рациональной системы его хранения, заправки и использования. Не решает эту проблему и применение жидкого водорода, несмотря на возможность почти вдвое увеличить удельную емкость сосуда для его хранения.

## 2. Решение проблемы

Наиболее приемлемым путем решения проблемы хранения водорода может стать использование ряда гидридов металлов, стабильных в пределах обычных температурных условий их возможной эксплуатации в автомобилях (от  $273$  до  $+573 \text{ К}$ ) [4]. В этом отношении наиболее перспективен гидрид алюминия ( $\text{AlH}_3$ ), в  $150 \text{ дм}^3$  которого стехиометрически содержится  $22,2 \text{ кг}$  водорода, в то время как в баллоне с таким же объемом сжиженного газа всего  $10,8 \text{ кг}$ , а сжатого до  $35 \text{ МПа}$  – лишь  $4,71 \text{ кг}$ . Масса гидрида при этом составит  $220 \text{ кг}$ , что можно считать относительным пределом для легкового автомобиля среднего класса и более чем приемлемым для автобуса и грузового автомобиля. В случае с ДВС гидрид алюминия может обеспечить пробег  $1115 \text{ км}$ , а для автомобиля на топливных элементах –  $2340 \text{ км}$ . Гидрид алюминия удобен также из-за его стабильности в интервале до  $363 \text{ К}$  с началом диссоциации при температуре выше  $373 \text{ К}$ , легко достижимой за счет тепла отходящих газов и паров воды.

Водород из металлгидрида может быть получен двумя способами [10, 11]:

1. Гидролизом по схеме:



Количество получаемого при этом водорода удваивается по сравнению с его содержанием в исходном гидриде. То есть, если вместо баллонов сжатого до 35 МПа водорода общим объемом 150 дм<sup>3</sup>, установить контейнер, адекватный по объему гидрида, то гидролизом можно получить до 44,4 кг газообразного водорода и увеличить тем самым пробег автомобиля с ДВС до 2230 км, а с топливными элементами (Honda-FCX) до 4680 км. Из одного м<sup>3</sup> гидрида алюминия возможно получить гидролизом около 300 кг водорода и выработать с комплектом топливных элементов до 17760 кВт электроэнергии. Но в этом случае гидрид может быть использован лишь однократно и его необходимо будет полностью регенерировать.

2. Диссоциацией по схеме:



Процесс диссоциации гидридов эндотермичен, поэтому для извлечения водорода этим способом необходим предварительный нагрев гидрида до определенной пороговой температуры, сугубо индивидуальной для каждого гидрида. С прекращением подвода тепла выделение водорода также прекращается, что весьма удобно для регулирования расхода

водорода путем дозированного нагрева гидридной массы. Для использования в системах хранения топлива в автомобилях наибольший интерес представляют гидриды, у которых давление диссоциации выше 0,1 МПа достигается при температурах 323 – 473 К.

В табл. 1 приведены ожидаемые эксплуатационные характеристики ряда гидридов, которые перспективны в качестве систем хранения водорода в автомобилях в сравнении с традиционным углеводородным топливом, а также со сжатым и жидким водородом для вариантов с двигателем внутреннего сгорания (ДВС) и с топливными элементами (ТЭ).

Из анализа расчетных данных таблицы следует, что такие гидриды, как TiH<sub>2</sub> и TiFeH<sub>2</sub> отличаются чрезмерной массой условно унифицированной топливной емкости объемом 150 дм<sup>3</sup>, составляющей соответственно 594 и 820 кг, при сравнительно небольшом пробеге автомобиля на ДВС (973 и 742 км). Это значительно хуже в сравнении с пробегом по базовому бензиновому варианту (2100 км), но существенно превосходит систему со сжатым водородом (234 км) и близко к варианту с природным газом (845 км). Подобные характеристики более приемлемы для автопогрузчиков и автокранов, где необходимы большие противовесы по массе.

Весьма интересна с практической точки зрения группа комплексных соединений на основе гидрида алюминия [8, 9], обладающих наиболее благоприят-

Таблица 1

Ожидаемые эксплуатационные характеристики гидридов

|                                                        | Бензин | Природ-<br>ный газ,<br>35 МПа | H <sub>2</sub> ,<br>35 МПа. |      | H <sub>2</sub> ,<br>сжижен. |      | Гидриды          |      |                    |      |                  |      |          |      |                                    |      |
|--------------------------------------------------------|--------|-------------------------------|-----------------------------|------|-----------------------------|------|------------------|------|--------------------|------|------------------|------|----------|------|------------------------------------|------|
|                                                        |        |                               |                             |      |                             |      | TiH <sub>2</sub> |      | FeTiH <sub>2</sub> |      | AlH <sub>3</sub> |      |          |      | Mg(AlH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> |      |
|                                                        |        |                               |                             |      |                             |      |                  |      |                    |      | диссоциация      |      | гидролиз |      | гидролиз                           |      |
|                                                        |        |                               |                             |      |                             |      |                  |      |                    |      |                  |      |          |      |                                    |      |
| ДВС                                                    | ДВС    | ДВС                           | ТЭ                          | ДВС  | ТЭ                          | ДВС  | ТЭ               | ДВС  | ТЭ                 | ДВС  | ТЭ               | ДВС  | ТЭ       | ДВС  | ТЭ                                 |      |
| 1. Содержание<br>водорода, %<br>масс                   | 14,3   | 22,8                          | 100                         |      | 100                         |      | 3,26             |      | 1,8                |      | 10,0             |      | 10,0     |      | 9,25                               |      |
| кг/150дм <sup>3</sup>                                  | 16,3   | 9,6                           | 4,65                        |      | 10,8                        |      | 19,35            |      | 14,76              |      | 22,2             |      | 44,4     |      | 29                                 |      |
| 2. Плотность,<br>кг/150дм <sup>3</sup>                 | 0,76   | 0,28                          | 0,031                       |      | 0,072                       |      | 3,96             |      | 5,47               |      | 1,48             |      | 0,91     |      | 1,046                              |      |
| 3. Энергоем-<br>кость,<br>МДж/150дм <sup>3</sup>       | 5016   | 2019                          | 558                         | 1008 | 1296                        | 2341 | 2322             | 4194 | 1771               | 3199 | 2664             | 4811 | 5328     | 9622 | 3480                               | 6284 |
| 4. Масса энер-<br>гоносителя,<br>кг/150дм <sup>3</sup> | 114    | 42                            | 4,65                        | 4,65 | 10,8                        | 10,8 | 594              | 594  | 820                | 820  | 222              | 222  | 222      | 222  | 157                                | 157  |
| Пробег автомо-<br>билья км                             | 2100   | 845                           | 234                         | 490  | 543                         | 1138 | 973              | 2039 | 742                | 1558 | 1116             | 2340 | 2232     | 4680 | 1458                               | 3056 |

ными для их эксплуатации в автомобилях температурами диссоциации и гидролиза, а также высоким массовым содержанием водорода и небольшой плотностью. Модифицируя их стабилизирующими примесными добавками и катализаторами диссоциации, можно получить наиболее оптимальные технологические характеристики алюмогидридов [11].

В табл. 2 приведен ряд комплексных гидридов алюминия наиболее перспективных как аккумуляторов водорода.

Таблица 2  
Характеристики комплексных гидриды алюминия

| Гидрид                             | Плотность, кг/дм <sup>3</sup> | Сод-ние H <sub>2</sub> масс. % | Диссоциация, °C |
|------------------------------------|-------------------------------|--------------------------------|-----------------|
| NaAlH <sub>4</sub>                 | 1,28                          | 7,4                            | 140 – 240       |
| Mg(AlH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> | 1,046                         | 9,25                           | 140             |
| Ca(AlH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> | 1,236                         | 7,8                            | 230             |
| Ti(AlH <sub>4</sub> ) <sub>4</sub> |                               | 9,3                            | 85              |
| Fe(AlH <sub>4</sub> ) <sub>3</sub> |                               | 8,0                            | 115             |
| Al(BH <sub>4</sub> ) <sub>3</sub>  | 0,54                          | 16,6                           | 64,5            |

Другой важной особенностью металлгидридных систем хранения водорода – их высокая безопасность и стабильность в использовании и при долговременном хранении. Поскольку водород в гидриде химически связан с металлом, разгерметизация гидридного контейнера не приведет к утечке водорода из системы и тем более к взрыву. Частичное выделение водорода из гидрида, вследствие своего эндотермического характера, потребует адекватного самопроизвольного поглощения тепла из окружающей среды и охлаждение гидридной системы до стабильного равновесного состояния. При продолжительном воздействии повышенных температур постепенно выделяющийся из гидрида водород будет сгорать при наличии кислорода воздуха без взрыва [11].

Гидриды не требуют затрат на дорогостоящие системы компрессии или сжижения водорода. Их транспортировка и хранение возможна без специальных мер техники безопасности и высокой квалификации обслуживающего персонала. Это позволит создавать долговременные локальные базовые хра-

нилища водорода различного объема, компонуемых из единичных контейнеров или секций различного типоразмера.

Весьма серьезным преимуществом гидридов на основе алюминия является наличие достаточной сырьевой базы для их производства в объемах, необходимых для полной реконструкции и перевода автотранспортной сферы на водородное топливо.

В то же время использование гидрида алюминия и его комплексных или интерметаллических производных наталкивается на весьма серьезную проблему. В первую очередь это термодинамическая и технологическая невозможность прямого получения или повторной регенерации гидридов алюминия, щелочных и щелочноземельных металлов с помощью молекулярного водорода. Различные косвенные методы производства комплексных алюмогидридов, например, через хлориды металлов весьма сложны технологически, малоэффективны экономически и вредны экологически [10].

Наиболее реален с термодинамической точки зрения и перспективен экономически способ производства этих соединений парциальным дегидрированием углеводородов с использованием атомарного водорода в момент его образования в присутствии сырьевого материала и катализатора. Встречный синтез неполных молекулярных конструкций в реакционной системе «углерод – углеводород – водород» термодинамически позволяет восстановить алюминий из его окисных соединений и тут же связать в молекулу гидрида при достаточно мягких параметрах процесса. Способ не требует токсичных, вредных или дорогостоящих реагентов и может быть осуществлен в непрерывном режиме в модернизированном термохимическом реакторе вихревого типа (патент Украины № 62465 А от 15.12.03). Комбинируя или совмещая термохимический процесс с электрохимическим, можно осуществить прямой синтез гидридов под повышенным давлением в требуемом температурном интервале их технологической устойчивости и с приемлемой экономической эффективностью, сопоставимой со стоимостью автомобильного углеводородного топлива.

Сырьем для производства гидрида алюминия в этом случае могут быть широко распространенные горные породы с высоким содержанием алюминия, а также оборотные продукты гидролиза алюмогидридов после их использования в топливных энергосистемах.

### Заключение

Стратегия развития энергетического обеспечения жизнедеятельности человеческого общества предусматривает в ближайшем будущем неизбежную замену углеводородного сырья как энергоносителя ввиду ограниченности его природных ресурсов и негативного кумулятивного воздействия на экологию окружающей среды.

Наиболее перспективным и экологически приемлемым энергоносителем является водород, запасы которого практически неисчерпаемы и могут быть восстановлены в первоначальном объеме. Водород следует рассматривать как наиболее реальную альтернативу углеводородному топливу в автотранспортном секторе экономики.

Использование в автомобилях сжатого или сжиженного водорода наталкивается на существенные ограничения по объему и массе топливной емкости, ее низкой энергоемкостью при значительной сложности систем производства, хранения, транспортировки и сервисного обслуживания, а также высокой потенциальной взрывоопасностью сжатого водорода.

Более целесообразной и рациональной на первом этапе является схема совместного или комбинированного использования водорода с углеводородным топливом в существующих системах ДВС.

Для практического применения перспективны гидриды на основе алюминия, его комплексные соединения и композитные интерметаллические сплавы, обладающие наибольшей степенью аккумуляции водорода, наименьшими массой и объемом топливной емкости, простотой в использовании и высокой безопасностью при хранении, перевозке и эксплуатации. Кроме того гидриды алюминия позволяют двукратно увеличивать объем получаемого водорода при их гидролизе водой.

С точки зрения крупнотоннажного производства с приемлемыми технико-экономическими показателями может быть перспективна технология получения алюмогидридов из широко распространенных в природе сырьевых компонентов (бокситы) или оборотных продуктов гидролиза парциальным восстановлением атомарным водородом в момент его образования в реакционной системе «углерод – углеводород – водород» в вихревом термохимическом реакторе.

### Литература

1. Гамбург Д.Ю. Семенов, В.П., Дубовкин, Н.Ф., Смирнова Л.Н. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение: Справочник. – М. Химия, 1989. – 438 с.
2. Фомин А. Водородный фундамент // За рулем. – 2004. – № 1. – С. 64 – 67.
3. Орлов Д. Теплота спасет мир // Вокруг света. – 2003. – № 2. – С. 67 – 73.
4. Варшавский И.Л. Энергоаккумулирующие вещества и их использование. – К.: Наук. думка, 1980. – 237 с.
5. Мищенко А.И. Применение водорода для автомобильных двигателей. – К.: Наук. думка, 1984. – 150 с.
6. Подгорный А.Н., Варшавский И.Л., Макаров А.А., Мищенко А.И. // Проблемы машиностроения. – 1976. – № 5. – С. 12 – 15.
7. Варшавский И.Л. Энергоаккумулирующие вещества и некоторые принципы их использования для транспортной энергетики и промышленности. – М.: Наука, 1970. – 51 с.
8. Комплексы металлоорганических, гидридных и галоидных соединений алюминия. – М.: Наука, 1970. – 160 с.
9. Маккей А. Водородные соединения металлов. – М.: Мир, 1968. – 254 с.
10. Жигач А.Ф., Стасиневич Д.С. Химия гидридов. – Л.: Химия, 1969. – 280 с.
11. Антонова М.М. Свойства гидридов: Справочник. – К.: Наук. думка, 1975. – 252 с.

*Поступила в редакцию 19.04.2004*

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 535.39:535.5

**В.Н. ШМАРОВ***Укрспецэкспорт, Украина*

## **ОЦЕНКА МАТРИЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЗЕРКАЛЬНОГО ОТРАЖЕНИЯ ПОЛЯРИЗОВАННОГО СВЕТА ОТ ШЕРОХОВАТОЙ ПОВЕРХНОСТИ И ЕЕ ОТРАЖАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТИ ПРИ ЗАЩИТНОМ ПОКРЫТИИ**

Выполнены экспериментальные исследования по деполяризации лазерного излучения, падающего на шероховатую поверхность с крупномасштабными неоднородностями. Произведена на основе выполненных исследований оценка матричных параметров зеркального отражения светового потока. Выяснена физическая природа рождения зеркального отражения светового потока от шероховатой поверхности. Определены зависимости коэффициента отражения зеркальной составляющей отраженного светового потока от угла падения зондирующего излучения и исследованы отражающие способности шероховатой поверхности в зависимости от типа защитного покрытия таких поверхностей.

**деполяризация лазерного излучения, световой поток, защитное покрытие**

### **Введение**

Многие промышленные крупногабаритные изделия (детали, узлы), к которым предъявляются высокие требования к технологической точности при изготовлении (винты, крылья, фюзеляжные узлы и т.д.) и изготавливаются на предприятиях авиационного машиностроения, транспортного машиностроения и судостроения, с физической точки зрения представляют собой шероховатые поверхности с крупномасштабными неоднородностями. Достичь высокой технологической точности при их изготовлении в ограниченном диапазоне измерения углов и линейных базисов удастся при использовании координатных машин стационарного типа [1] и специальных базисно-угломерных средств измерений [2].

Однако в условиях проведения ремонтно-восстановительных работ на объектах эксплуатации или при отсутствии стационарных вышеуказанных средств измерений, а также для проведения измерений линейных базисов в диапазоне, превышающем несколько метров, обеспечить высокую технологическую точность традиционными оптико-механическими методами не представляется возможным.

Решить поставленную задачу в таких условиях производства и достичь низких погрешностей измерений формы и линейно-угловых параметров про-

мышленных крупногабаритных изделий можно лишь при использовании дистанционных средств измерений линейных и угловых величин, которые функционально основаны на использовании лазерных источников зондирования [3 – 5].

Высота поверхностных неоднородностей таких крупногабаритных изделий обычно значительно превышает длину волны излучения лазерных источников, зондирующих эти поверхности. Такие неоднородности есть ни что иное, как набор микроплощадок со статистическим распределением пространственно-угловых параметров [6].

Методика фиксации зеркальной составляющей, формируемой на фоне диффузионного отражения в обратном эхо сигнале при зондировании такой шероховатой поверхности поляризованным лазерным излучением, во многих случаях влияет на функциональную структуру оптической приемной системы, а также на выбор и оптимизацию режимов приема и обработки эхо сигнала. В работе на основе выполненных экспериментальных исследований произведена оценка матричных параметров зеркального отражения светового потока, отраженного от шероховатой поверхности с крупномасштабными неровностями.

Экспериментальное определение матричных параметров зеркальной составляющей светового потока в отраженном сигнале при зондировании поверх-

ности поляризованным излучением и оценка отражательной способности поверхности при ее защитном технологическом покрытии.

Френелевские амплитудные коэффициенты отражения поляризованного света от поверхности выражаются через модули коэффициентов отражения для двух направлений поляризации [7]:

- для р-поляризации ( $\parallel$ )  $R_p = |R_p| \exp(i\alpha_p)$ ;
- для s-поляризации ( $\perp$ )  $R_s = |R_s| \exp(i\alpha_s)$ . (1)

Для отраженного потока матрицу преобразования вектора Стокса можно представить в виде [8]:

$$\begin{pmatrix} 1 & f_{12} & 0 & 0 \\ f_{21} & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & f_{33} & f_{34} \\ 0 & 0 & f_{43} & f_{44} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\begin{aligned} f_{21} &= -\cos 2\rho; \quad f_{33} = f_{44} = \sin 2\rho \cos \Delta; \\ f_{34} &= f_{44} = \sin 2\rho \sin \Delta; \\ \text{где } \alpha &= \alpha_p - \alpha_s; \quad \Delta = \Delta_p - \Delta_s; \\ \text{tg } \rho &= |R_p|/|R_s|. \end{aligned} \quad (3)$$

В экспериментах использовались поверхности, обработанные крупнозернистыми абразивами № 240 и 320, благодаря чему создаются крупномасштабные неровности. Для параметров измерений, представленных в (2) и (3), измерялись интенсивности зеркального отражения для р-поляризации и s-поляризации при облучении поверхности поляризованным лазерным излучением.

Результаты исследований, представленные в табл. 1, показывают, что деполяризация лазерного пучка при отражении от шероховатой поверхности уменьшается с увеличением угла падения. Это означает, что матрица отражения от шероховатой поверхности из физических соображений не должна значительно отличаться от матрицы отражения от изотропной границе раздела двух сред. При этом должно выполняться условие

$$f_{12}^2 + f_{33}^2 + f_{34}^2 \approx 1, \quad (4)$$

а угол зеркального отражения близок к  $90^\circ$ .

При таком приближении для шероховатых поверхностей с крупномасштабными неоднородностями

ми, для которых высота неоднородностей значительно больше длины волны падающего на исследуемую поверхность лазерного излучения, в первом приближении можно считать, что [9]:

$$\Delta_p = \alpha_p + \arctg \frac{|R_p| \frac{\lambda}{\pi h} + |R_s| \frac{\lambda^2}{\pi^2 h^2}}{|R_p| + |R_s| \frac{\lambda}{\pi h}}; \quad (5)$$

$$\Delta_s = \alpha_s + \arctg \frac{|R_p| \frac{\lambda}{\pi h} - |R_s| \frac{\lambda^2}{\pi^2 h^2}}{|R_p| + |R_s| \frac{\lambda}{\pi h}}. \quad (6)$$

Анализ выражений (5) и (6) показывает, что для шероховатых поверхностей с крупномасштабными неоднородностями эллипсометрические параметры отраженного зеркального потока не в полной мере соответствуют законам Френеля и Снеллиуса. Фактически это означает, что возникают эффекты перекрытия световых пучков с разной ориентацией в направлении зеркального отражения.

Анализ теоретических исследований, изложенных в [10], показал, что при зондировании шероховатой поверхности с крупномасштабными неоднородностями поляризация отраженного света нарушается, т.е. отраженный поток света деполяризуется.

Приведенные экспериментальные исследования в данной работе подтверждают это.

Такое явление с физической точки зрения нельзя корректным образом объяснить с использованием представлений лучевой оптики. Вместе с тем можно найти достаточно убедительные с физической точки зрения доказательства вышеизложенной математической модели рассеяния поляризованного света при его отражении от шероховатой поверхности с крупномасштабными неоднородностями, используя следующие обстоятельства.

Электрические векторы электромагнитного поля (падающего света) при многократном отражении лучей от шероховатой поверхности с крупномасштабными неоднородностями колеблются в разных плоскостях. Интенсивность лучевого потока при отражении мала по отношению к падающему потоку света, а отраженное излучение деполяризовано. Эти

явления объясняются дифракционными явлениями на краях микроплощадок, описанными в [11].

Эти микроплощадки и создают рассеивающую поверхность. Угловое распределение интенсивности рассеянного излучения и степень его деполяризации разные для поверхностей микроплощадок, имеющих одинаковую функцию распределения по углам, но разную – по размерам площадок. Лазерное излучение, зондирующее такую поверхность, представляет собой монохроматическое излучения, имеющее определенное угловое распределение интенсивности (мощности), в том числе при малой его расходимости такой световой пучок можно считать параллельным.

Все элементарные лучи, отраженные одной площадкой, – когерентны, а весь рассеянный световой поток от поверхности со статистическим распределением микроплощадок – некогерентен.

Ограниченной в пространственно-угловой области отраженный световой пучок из-за явлений дифракции оказывается размытым. Если для упрощения учитывать только дифракционные пучки нулевого порядка, то отраженный и рассеянный световой поток лежит внутри некоторого конуса рассеяния. Ось такого конуса рассеяния направлена в сторону зеркальной составляющей отраженного света.

Выделим для наглядности физической интерпретации на отражающей поверхности некоторое множество площадок с одинаковыми размерами. Эти площадки при формировании отраженного рассеянного света образуют дифракционное световое поле в направлении наблюдения. Дифракционные максимумы интенсивности такого поля лежат внутри конуса рассеяния. Такой конус рассеяния можно сопоставить с эффективным конусом нормалей, оптимальным образом связанного с пространственно-ориентированными микроплощадками.

Следовательно, можно считать, что рассеяние в направлении наблюдения формируется тем ансамблем микроплощадок, для которых нормали лежат внутри эффективного конуса рассеяния и который оптимальным образом ориентирован с направлени-

ем наблюдения. Очевидно, что микроплощадки могут различаться формой их контура и размерами. Будем считать, что размеры микроплощадки значительно больше длины волны зондирующего поверхность излучения и поэтому можно ввести понятие для статистически распределенных микроплощадок – среднее значение их размеров. В этом случае форму статистически усредненного контура можно считать произвольной. С изменением формы такого контура изменяются параметра конуса дифракционного рассеяния, что приводит к изменению пределов интегрирования (суммирования). При интегрировании учитывается функция распределения микроплощадок по их ориентированию в пространстве и зависимость коэффициента отражения от их ориентации. Такой физический подход существенно упрощает трактовку полученных результатов, не ограничивая общности.

Как показали выполненные исследования, коэффициент отражения при малых углах падения слабо зависит от шероховатости поверхности, если не учитывать эффекты затенения. При углах падения в пределах до  $60^\circ$  коэффициент отражения незначительно увеличивается, при углах более  $65^\circ$  коэффициент отражения резко возрастает, достигая значения около 6,5% для гладких поверхностей и 4 – 4,5% для неровных поверхностей. Металлические поверхности могут пропускать или поглощать свет только на тонких пленках [12]. Поэтому в рамках данной работы металлические поверхности следует рассматривать только как отражающие.

Проведены исследования отражающих фотометрических свойств некоторых типов металлов на спектрофотометре типа ФМ-85. Результаты исследований для видимого и инфракрасного области спектра представлены в табл. 2. Методика измерений использовалась из работы [13]. Из представленной в таблице данных видно, что металлы являются весьма селективными материалами. Минимальную селективную избирательность имеет алюминий. Коэффициент диффузного отражения для всех исследованных металлов растет в сторону длинноволнового диапазона оптического спектра.

Таблица 1

## Результаты экспериментов с использованием абразивов № 240 и 320

| Угол падения (град. – мин. ) | Нормированное значение интенсивности (*10 <sup>-6</sup> ) зеркального отражения для р-поляризации (абразив № 240 ) | Нормированное значение интенсивности (*10 <sup>-6</sup> ) зеркального отражения для s-поляризации (абразив № 240 ) | Отношение интенсивности зеркального отражения р-поляризации к зеркальному отражению s-поляризации ρ (абразив № 240 ) | Нормированное значение интенсивности (*10 <sup>-6</sup> ) зеркального отражения для р-поляризации (абразив № 320 ) | Нормированное значение интенсивности (*10 <sup>-6</sup> ) зеркального отражения для s-поляризации (абразив № 320 ) | Отношение интенсивности зеркального отражения р-поляризации к зеркальному отражению s-поляризации ρ (абразив № 320 ) |
|------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 10°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 20°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 30°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 40°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 50°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 60°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                           |
| 70°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | 0-диффузное отражение                                                                                                |
| 80°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                              | 0-диффузное отражение                                                                                                |
| 83°                          | 0-диффузное отражение                                                                                              | Зеркальный пик отсутствует                                                                                         | 0-диффузное отражение                                                                                                | 2,62                                                                                                               | 2,82                                                                                                               | 0,95                                                                                                                 |
| 86°                          | 2,2                                                                                                                | 2,4                                                                                                                | 0,92                                                                                                                 | 9,8                                                                                                                | 12                                                                                                                 | 0,82                                                                                                                 |
| 86°30 <sup>1</sup>           | 4,2                                                                                                                | 6,2                                                                                                                | 0,68                                                                                                                 | 700                                                                                                                | 1080                                                                                                               | 0,65                                                                                                                 |
| 87°                          | 5,8                                                                                                                | 12,8                                                                                                               | 0,45                                                                                                                 | 1565                                                                                                               | 3640                                                                                                               | 0,43                                                                                                                 |
| 87°30 <sup>1</sup>           | 7,7                                                                                                                | 18,8                                                                                                               | 0,41                                                                                                                 | 2640                                                                                                               | 6600                                                                                                               | 0,40                                                                                                                 |
| 87°45 <sup>1</sup>           | 11                                                                                                                 | 32                                                                                                                 | 0,34                                                                                                                 | 2855                                                                                                               | 8920                                                                                                               | 0,32                                                                                                                 |
| 88°                          | 34                                                                                                                 | 109                                                                                                                | 0,31                                                                                                                 | 3600                                                                                                               | 12000                                                                                                              | 0,30                                                                                                                 |

Таблица 2

## Результаты исследований отражающих фотометрических свойств металлов на спектрофотометре типа ФМ-85

| Тип металла ( плоские пластины ) | Коэффициент отражения на длине волны 0,5 мкм | Коэффициент отражения на длине волны 0,6 мкм | Коэффициент отражения на длине волны 0,8 мкм | Коэффициент отражения на длине волны 2,0 мкм | Коэффициент отражения на длине волны 2, 5 мкм |
|----------------------------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------|-----------------------------------------------|
| Бронза ( 70% Cu и 30% Sn)        | 0,6                                          | 0,65                                         | 0,76                                         | 0,8                                          | 0,83                                          |
| медь                             | 0,4                                          | 0,74                                         | 0,85                                         | 0,93                                         | 0,96                                          |
| железо                           | 0,48                                         | 0,57                                         | 0,68                                         | 0,75                                         | 0,81                                          |
| алюминий                         | 0,85                                         | 0,85                                         | 0,86                                         | 0,86                                         | 0,87                                          |
| никель                           | 0,58                                         | 0,66                                         | 0,70                                         | 0,84                                         | 0,88                                          |

В производственных условиях часто для защиты от атмосферных воздействий покрывают защитными материалами или обрабатывают по специальным технологиям рабочие металлические поверхности. Исследовались металлические пластины из алюминия после специальной обработки. Результаты представлены в табл. 3.

Таблица 3  
Результаты специальной обработки

| Способ или характер защиты металла | Наименование металла | Коэффициент отражения металла до защиты по длине волны 0,6 мкм | Коэффициент отражения металла после защиты на длине 0,6 мкм |
|------------------------------------|----------------------|----------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------|
| Лак УВЛ-3                          | железо               | 0,57                                                           | 0,51                                                        |
|                                    | медь                 | 0,74                                                           | 0,68                                                        |
|                                    | алюминий             | 0,85                                                           | 0,79                                                        |
| Анодирование                       | алюминий             | 0,85                                                           | 0,82                                                        |

Следовательно, защитное покрытие приводит к уменьшению коэффициента отражения в пределах на 7 – 10% – для разного типа покрытий и материалов; анодирование алюминия снижает его коэффициент отражения в видимой области спектра всего на 3 – 4%.

### Заключение

Выполненные экспериментальные исследования показали, что поляризованное лазерное излучение при отражении от шероховатой поверхности с крупномасштабными неоднородностями деполяризуется. В отраженном световом потоке присутствует как диффузная составляющая, так и зеркальная составляющая. Интенсивность зеркальной составляющей зависит от угла падения зондирующего излучения.

Из выполненных исследований следует, что без учета эффектов затенения коэффициент отражения при малых углах падения слабо зависит от шероховатости поверхности. С ростом угла падения коэффициент отражения возрастает, достигая максимального значения при углах падения больше 65°. При этом для гладких поверхностей максимальное значение коэффициента отражения несколько выше, чем для шероховатых поверхностей. А защитные покрытия приводят к уменьшению коэффици-

ента отражения зондирующего излучения, падающего на шероховатую поверхность с крупномасштабными неоднородностями.

### Литература

1. Гапшис В.А. Координатные измерительные машины. – М.: Машиностроение, 1988. – 352 с.
2. Оптический производственный контроль / Под ред. Д. Малакары. – М.: Машиностроение, 1985. – 400 с.
3. Аблеков В.К., Колядин С.А., Фролов А.Ф. Высокора разрешающие оптические системы. – М.: Машиностроение, 1985. – 244 с.
4. Вагнер Е.Т., Митрофанов А.А., Барков В.Н. Лазерные и оптические методы контроля в самолетостроении. – М.: Машиностроение, 1977. – 176 с.
5. Коронкевич В.П., Ленкова Г.А. // Автометрия. – 1972. – № 6. – С. 68.
6. Хусу А.П., Витенберг Ю.Р., Пальмов В.А. Шероховатость поверхностей. – М.: Наука, 1975. – 385 с.
7. Аззам М., Башура Н. Эллипсометрия и поляризованный свет. – М.: Мир, 1981. – 325 с.
8. Джеррард Дж.М. Введение в матричную оптику. – М.: Мир, 1978. – 341 с.
9. Соколов Д.В. Оптические свойства металлов. – М.: Мир, 1961. – 170 с.
10. Шерклифф У. Поляризованный свет. – М.: Мир, 1965. – 235 с.
11. Полянский В.К., Рвачев В.П. // Оптика и спектроскопия. – 1967. – Т. 22, № 3. – С. 279.
12. Воронов С.А., Жижин Г.Н., Яковлев В.А. // I Всесоюзная конференция «Диагностика поверхностей: Тез. докл. – Каунас, 1986. – С. 16.
13. Шмаров В.М. Сучасні інформаційні та енергозберігаючі технології життєзабезпечення людини // 36. наук. праць. – К.: Фада-ЛТД. – 1999. – Вип. 5. – С. 5.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.И. Карпенко, Харьковский военный университет, Харьков.

УДК 623.46.001:621.532

В.В. КУЛАЛАЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ПРОЦЕССА СРЫВА СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ САМОНАВЕДЕНИЯ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ОРГАНИЗОВАННЫХ ПОМЕХОВЫХ ОПТИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ УСТРОЙСТВА ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ

Представлен метод расчета времени процесса срыва сопровождения цели оптической системой самонаведения при облучении ее помеховыми, специально организованными, оптическими сигналами устройства противодействия (УП). Получены аналитические зависимости для расчета параметров взаимодействия помехового излучения с оптико-электронным трактом управления системы самонаведения.

**оптика, самонаведение, помеха, срыв сопровождения,**

## Введение

Защита летательных аппаратов от поражения зенитными управляемыми ракетами (ЗУР) с оптическими головками самонаведения (ОГС), в том числе и авиалайнеров гражданской авиации, объявлена научной и технической проблемой XXI века [1, 2]. Обзор работ данного научного направления можно найти в [3 – 5], где отмечено, что в настоящее время развитые страны вкладывают огромные средства в создание УП ОГС ЗУР. Работы данного направления в СССР выполнялись по Решению Правительства. С 1991 года, в Украине, автор проводит исследования по собственной инициативе, при поддержке негосударственных структур.

Целью данной работы является разработка мо-

дели процесса срыва автоматического самонаведения ОГС ЗУР и определение промежутка времени данного процесса, в результате которого ЗУР утрачивает способность выполнять целевую задачу.

Известно [6], что при решении задач автоматического самонаведения современных ЗУР с ОГС наиболее рациональным является метод пропорционального сближения. Проведем детальное исследование этого метода с учетом воздействия помехового сигнала УП на оптико-электронный тракт управления ЗУР с ОГС.

Предлагаемая модель процесса срыва системы самонаведения представлена на рис. 1.

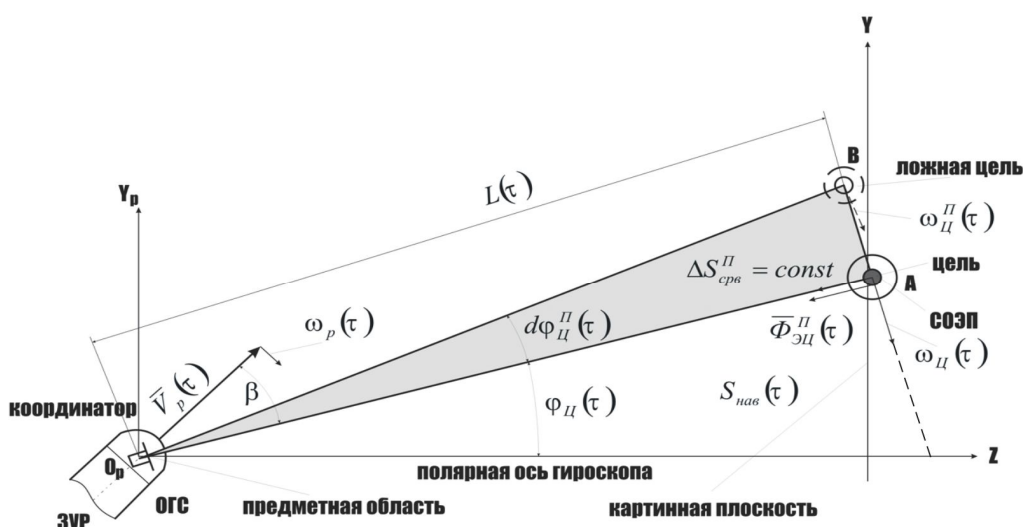


Рис. 1. Модель процесса срыва автоматического самонаведения ОГС ПЗРК

На рис. 1  $L$  – расстояние до цели (объекта самонаведения);  $\Delta S_{\text{срв}}^{\Pi} = 1/2 \cdot L^2 \Delta \Phi_{\Pi}^{\Pi}(\tau)$  – «площадь», образованная параметрами срыва процесса самонаведения;  $S_{\text{нав}}(\tau) = 1/2 \cdot L^2 \Phi_{\Pi}^{\Pi}(\tau)$  – «площадь», образованная параметрами процесса автоматического самонаведения;  $\overline{\Phi}_{\text{ЭЦ}}^{\Pi}(\tau) = 1 + K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau)$  – приведенный лучистый поток от цели, пространственно совмещенной с УП;  $F_{\Pi}(*, \tau)$  – закон модуляции помехи;  $*$  –  $x, y, z$  – координаты;  $\tau$  – текущее время;  $K_{\Pi} = \Phi_{\text{ЭП}} / \Phi_{\text{Э0}}$  – коэффициент интенсивности излучения помехи УП;  $\Phi_{\text{ЭП}}, \Phi_{\text{Э0}}$  – лучистый поток от помехи и цели, соответственно;  $V_p$  – скорость ЗУР; СОЭП – система оптоэлектронного противодействия.

При воздействии оптического помехового сигнала УП, в рабочих оптических диапазонах ОГС ЗУР и при пропускиании этих сигналов оптико-электронным фильтром ЭБ ЗУР, возникает помеховая составляющая угла рассогласования цели

$$\Delta \Phi^{\Pi}(\tau) = K_{\text{ЭБ}} \frac{1}{\Delta \tau_{\Pi}} \Phi_{\text{ЭЦ}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) f_{\text{ОГС}}(\tau), \quad (1)$$

где  $\overline{\Delta \tau_{\Pi}} = \frac{\Delta \tau_{\Pi}}{\tau_{\Gamma}}$  – приведенный коэффициент дискретного времени, определяющий время воздействия помехового сигнала УП на оптико-электронный тракт управления ОГС ЗУР;

$K_{\text{ЭБ}}$  – коэффициент пропорциональности оптико-электронного блока ОГС.

Величину  $\overline{\Delta \tau_{\Pi}}$  можно найти с использованием процедуры вычисления функции Lambert  $W$ , где  $W(\overline{\Delta \tau_{\Pi}})$  [8]. В результате расчетов получена зависимость, которая имеет два действительных корня  $W_0(\overline{\Delta \tau_{\Pi}})$  и  $W_{-1}(\overline{\Delta \tau_{\Pi}})$ , причем

$$W(\overline{\Delta \tau_{\Pi}}) = K_{\Pi} \beta(\tau), \quad (2)$$

где

$$\beta(\tau) = \frac{\omega_0 \tau_{\Gamma}}{\xi_0} \left( 1 - \exp \left\{ -\frac{\tau}{\tau_{\Gamma}} \right\} \right); \quad (3)$$

$\omega_0$  – угловая скорость цели при «захвате» ОГС;  $\xi_0$  – паспортное значение погрешности определе-

ния угла рассогласования цели координатором ОГС ЗУР.

В общем случае коэффициент  $\overline{\Delta \tau_{\Pi}}$  можно называть обобщенным приведенным интервалом дискретности помехового излучения УП, которое определено законом  $F(*, \tau)$  и имеет важнейшее значение при определении эффективности системы защиты различных объектов от ЗУР с ОГС. При этом дискретность помехового излучения УП функционально связана с законом обработки сигналов в анализаторе изображения ОГС  $f_{\text{ОГС}}(\tau)$ , т.е. с дискретностью работы его электронного блока по зависимости, полученной автором

$$F(*, \tau) f_{\text{ОГС}}(\tau) = 1, 0. \quad (4)$$

Помеховая составляющая  $\Delta \Phi^{\Pi}(\tau)$  определяет ложное значение угловой скорости разворота вектора скорости ЗУР в сторону цели гироскопической системой координатора ОГС, которое определяется соотношением

$$\Delta \omega_{\Pi} = k_{\omega} \cdot \Delta \omega_p^{\Pi}(\tau) = \frac{k_{\omega}}{\tau_{\Gamma}} \Delta \Phi^{\Pi}(\tau), \quad (5)$$

где  $\frac{\Delta \Phi^{\Pi}(\tau)}{\tau_{\Gamma}} = \Delta \omega_{\text{пр}}^{\Pi}(\tau)$  – погрешность угловой скорости прецессии полярной оси гироскопа координатора ОГС, полученной из известного соотношения [6, стр.454]

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{\Phi_{\Pi}}{\tau_{\Gamma}}. \quad (6)$$

В соотношениях (5) и (6)  $k_{\omega}$  – гравитационный коэффициент (3 – 5), [6, 7];  $\tau_{\Gamma}$  – постоянная времени ОЭБ оптической головки самонаведения;  $\omega_{\text{пр}}$  – угловая скорость прецессии полярной оси системы гироскопов.

Используя соотношения (1) и (5), определим погрешность изменения угла рассогласования цели по времени, с учетом помехи УП в системе управления оптическими головками самонаведения

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi(\tau)}{d\tau} &= \Delta\omega_{\text{пр}}^{\Pi}(\tau) - \Delta\omega_{\text{ц}}^{\Pi}(\tau) = \\ &= \Delta\omega_{\text{пр}}^{\Pi}(\tau) \left( 1 - \frac{1}{K_{\text{пр}}} \right), \end{aligned} \quad (7)$$

где  $K_{\text{пр}} = \frac{\Delta\omega_{\text{пр}}}{\Delta\omega_{\text{ц}}} > 1,0$  – коэффициент превышения

угловой скорости прецессии полярной оси гироскопа ОГС над угловой скоростью цели в абсолютном пространстве, определенный в условиях воздействия помехового сигнала УП в данный момент.

После преобразования (7) получим дифференциальное уравнение в виде

$$\frac{d\varphi}{d\tau} = \frac{\Delta\varphi^{\Pi}}{\tau_{\Gamma}} \beta_{\text{пр}}, \quad (8)$$

где  $\beta_{\text{пр}} = 1 - \frac{1}{K_{\text{пр}}} < 1,0$  – коэффициент, определяющий погрешность определения угловой скорости  $\omega_{\text{ц}}(\tau)$  системой ОГС в инерционной системе координат (ИСК), за счет воздействия сигналов устройства противодействия.

Введем критерий срыва процесса сопровождения цели ОГС в виде

$$\begin{aligned} K_{\text{срв}} &= \frac{\varphi^{\Pi}}{\varphi} = \frac{\varphi + \Delta\varphi^{\Pi}}{\varphi} = 1 + \frac{\Delta\varphi^{\Pi}}{\varphi} = \\ &= 1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau). \end{aligned} \quad (9)$$

Значение  $\Delta\varphi^{\Pi}$ , находим из формулы (9):

$$\Delta\varphi^{\Pi} = \varphi (K_{\text{срв}} - 1) = \varphi \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}, \quad (10)$$

где  $K_{\text{срв}} = 1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}$ , определяемый при

$$F_{\Pi}(*, \tau) = 1,0.$$

После несложных преобразований уравнения (8), с учетом (10), получим дифференциальное уравнение вида

$$\frac{d\varphi}{d\tau} = \varphi \frac{\beta_{\text{пр}}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} \quad (11)$$

или

$$\int_{\varphi}^{\varphi^{\Pi}} \frac{d\varphi}{\varphi} = \frac{\beta_{\text{пр}}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} \int_{\tau_{\Pi}}^{\tau_{\text{срв}}} d\tau. \quad (12)$$

Решая уравнение (12), получаем формулу для определения времени процесса срыва сопровождаемого следующего вида:

$$\Delta\tau_{\text{срв}} = \frac{\Delta\tau_{\Pi} \ln\left(\frac{\varphi^{\Pi}}{\varphi}\right)}{\beta_{\text{пр}} \cdot K_{\Pi}}. \quad (13)$$

С учетом того, что

$$\begin{aligned} \ln\left(\frac{\varphi^{\Pi}}{\varphi}\right) &= \ln\left(\frac{\varphi + \Delta\varphi^{\Pi}}{\varphi}\right) = \ln(K_{\text{срв}}) = \\ &= \ln\left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}\right), \end{aligned}$$

зависимость (13) принимает вид

$$\Delta\tau_{\text{срв}} = \frac{\Delta\tau_{\Pi}}{\beta_{\text{пр}} K_{\Pi}} \ln\left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}\right). \quad (14)$$

Запишем формулу для определения промежутка времени процесса срыва в режиме автоматического самонаведения ОГС, при воздействии на нее, специально организованных, помеховых оптических сигналов УП в виде

$$\begin{aligned} \overline{\Delta\tau_{\text{срв}}} &= \frac{\Delta\tau_{\text{срв}}}{\Delta\tau_{\Pi}} = \\ &= \frac{1}{\beta_{\text{пр}} K_{\Pi}} \ln\left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}\right) \end{aligned} \quad (15)$$

или окончательно получим следующую формулу удобную для расчетов:

$$\overline{\Delta\tau_{\text{срв}}} = \ln\left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi}\right) \frac{1}{\beta_{\text{пр}} K_{\Pi}}. \quad (16)$$

Во всех зависимостях, определяющих  $\Delta\tau_{\text{срв}}$ , принято  $F_{\Pi}(*, \tau) = 1,0$ .

Зависимость  $\overline{\Delta\tau_{\text{срв}}}$  от энергетического параметра устройства противодействия  $K_{\Pi}$  при  $F_{\Pi}(*, \tau) = 1,0$  показана на рис. 2.

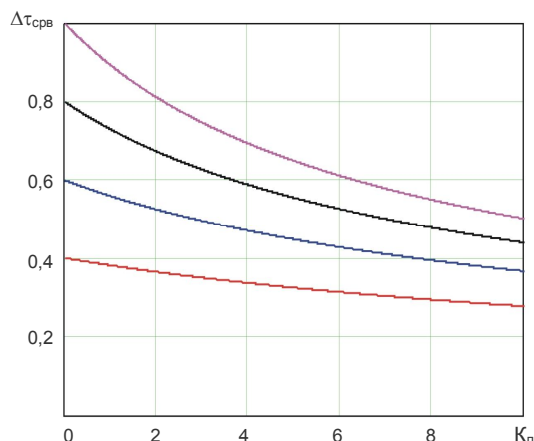


Рис. 2. Зависимость приведенного времени процесса срыва ОГС от энергетического параметра УП  $K_{\Pi}$ , здесь линии сверху вниз относятся к расчетам при  $\tau_{\Gamma}/\Delta\tau_{\Pi}=0,25; 0,2; 0,15; 0,1$

### Выводы

1. Введенный критерий срыва процесса самонаведения определяет взаимосвязь между: эффективностью оптико-электронной системы  $\tau_{\Gamma}$  ОГС; промежутком времени воздействия помехового оптического сигнала УП  $\Delta\tau_{\Pi}$ ; энергетикой излучения помехи  $K_{\Pi_i}$ ; и в конечном итоге, промежутком времени процесса срыва самонаведения  $\Delta\tau_{срв}$ .

2. Эффективный промежуток времени воздействия помехового оптического сигнала УП аналитически может быть определен вычислением по процедуре расчетов функции Ламберта  $W$  (Lambert  $W$ ) и имеет два действительных значения  $W_0(\overline{\Delta\tau_{\Pi}})$  и  $W_{-1}(\overline{\Delta\tau_{\Pi}})$ , которые определяют величину времени  $\Delta\tau_{срв}$ .

3. В общем случае  $\Delta\tau_{срв}$  характеризует интервал дискретности помехового излучения  $\Delta\tau_{\Pi}$  и его эффективность на противодействие ОГС ЗУР в зависимости от взаимовлияния законов модуляции  $F(*, \tau)$  и  $f(\tau)$  в виде  $F(*, \tau)f_{\text{ОГС}}(\tau)=1,0$ , а также от постоянной времени оптико-электронной системы управления ЗУР с ОГС  $\tau_{\Gamma}$ .

4. Результаты работы могут быть использованы при разработке устройств противодействия для защиты объектов различного базирования от зенитных управляемых ракет с ОГС.

### Литература

1. Ховард Б. 20 технологий будущего // PC Magazine/RE. – 2003. – № 11. – С. 3 – 7.
2. Ноулз Д. Средства инфракрасного противодействия // PC Magazine/RE. – 2003. – № 11. – <http://pcmag.ru/default.asp/26/01/2004>.
3. Кулалаев В.В., Кулалаев А.В., Науменко П.О. Состояние и перспективы разработок системы защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Націон. аерокосм. ун-т „ХАІ”. – 2003. – Вип. 40/5. – С. 13 – 18.
4. Ольгин С. Проблемы оптоэлектронного противодействия (по взглядам зарубежных военных специалистов) // *Заруб. воен. обозрение*. – 2002. – № 9. – С. 35 – 40.
5. WWW. Special functions W:Lambert's W Function.
6. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.
7. Физика и техника инфракрасного излучения / Дж.Э. Джемисон, Р.Х. Мак-Фи, Дж.Н. Пласс, Р.Г. Грубе, О.Дж. Ричардс / Пер. с англ. под общей ред. Н.В. Васильченко. – М.: Сов. радио, 1965. – 641 с.
8. Valluri S.R., Jeffrey D.I., Corless R.M. Some applications of the Lambert W function to physics // *Canadian J. Physics*. – 2000. – Vol. 78. – P. 823 – 831.

Поступила в редакцию 05.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.И. Карпенко, Харьковский военный университет, Харьков.

УДК 621.165:51.380

А.В. РУСАНОВ<sup>1</sup>, С.В. ЕРШОВ<sup>1</sup>, Б.В. ИСАКОВ<sup>2</sup>, В.Е. СПИЦЫН<sup>2</sup>, А.А. УСАТЕНКО<sup>2</sup><sup>1</sup> ООО «FlowER», Харьков, Украина

Институт проблем машиностроения им. А.Н.Подгорного НАНУ, Харьков, Украина

<sup>2</sup> ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина

## АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБИНЫ ГТД НА ОСНОВЕ РАСЧЕТОВ ТРЕХМЕРНОГО ВЯЗКОГО ТЕЧЕНИЯ. ЧАСТЬ 2. ПЕРЕХОДНЫЙ ДИФфуЗОР И СТУПЕНЬ СИЛОВОЙ ТУРБИНЫ

Рассмотрено влияние изменения конструкции турбины низкого давления на ее работу совместно с переходным диффузором и первой ступенью силовой турбины. Выполнена модификация конструкции переходника и силовой турбины под новые условия работы. Исследование проведено с помощью программного комплекса *FlowER-U*<sup>®</sup>.

**проточная часть, турбины, численное моделирование, уравнения Навье-Стокса, трехмерное вязкое течение, дифференциальная модель турбулентности**

### Введение

На основе опыта накопленного в энергетическом машиностроении созданы эмпирические методики, позволяющие проектировать проточные части турбомашин с удовлетворительным уровнем аэродинамической эффективности [1, 2]. Однако, для дальнейшего повышения аэродинамического КПД необходима доводка, учитывающая индивидуальные особенности разрабатываемой конструкции. В последнее время, с этой целью, все больше используется численный эксперимент, основанный на решении уравнений Навье-Стокса [3, 4]. К сожалению, его использование для массовых сквозных расчетов проточных частей турбомашин целиком, ограничено из-за недостаточных мощностей вычислительной техники. Поэтому, в основном проводятся численные исследования отдельных элементов конструкций, таких как, например, ступень, выходное устройство и т.д. Но, изменение одного узла может повлечь изменение условий работы других частей проточного тракта, что в свою очередь, может привести к обратному влиянию. Поэтому, после изменения, какого либо элемента, необходима проверка работы проточной части целиком и, возможно, адаптация к новым условиям работы. В настоящей работе рассмотрено влияние изменения конструкции турбины

низкого давления (ГНД) на ее работу совместно с переходным диффузором (переходник) и первой ступенью силовой турбины (СТ). Выполнена модернизация конструкции переходника и силовой турбины под новые условия работы. Исследование проведено с помощью программного комплекса *FlowER-U*<sup>®</sup>.

### 1. Численный метод и программа расчета трехмерного вязкого течения в турбомашине

Для выполнения газодинамических расчетов вязкого трехмерного потока использовался программный комплекс *FlowER-U*<sup>®</sup>, включающий следующие модули:

- *MultiStage* – предназначен для расчетов вязкого трехмерного потока в многоступенчатой турбомашине (разработан по технологии *FlowER*<sup>®</sup> [5]);
- *OptiStage* – предназначен для оптимизации турбинных ступеней с использованием модуля *MultiStage* (разработан по технологии *Optimus* [6]);
- *TotalFlow* – предназначен для расчетов трехмерных вязких течений многокомпонентного газа в областях произвольной формы [7].

Течение газа описывается осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье-Стокса. Моделирова-

ние турбулентности осуществляется с помощью дифференциальной двухпараметрической модели Ментера (SST) [8]. Свойства рабочего тела описываются уравнениями состояния совершенного газа, Таммана и Ван-дер-Ваальса с постоянными либо переменными теплоемкостями. Исходные уравнения решаются численно неявной ENO схемой второго порядка аппроксимации [9]. Комплекс позволяет учитывать выдувы охлаждающего воздуха с поверхностей меридиональных обводов и лопаток, надбандажные, диафрагменные протечки и течение в радиальном зазоре. Программные модули комплекса написаны на алгоритмическом языке Fortran-90.

## 2. Основные характеристики исследуемой турбины

В работе рассмотрены три проточные части, каждая из которых состояла из ТНД, переходного диффузора и 1-й ступени СТ. Проточная часть № 1 является исходной, прототипом для которой служит реально существующий ГТД. В проточной части № 2 используется модифицированная ТНД [10]. В проточной части № 3 применена ТНД такая же, как и в проточной части № 2 и модифицированные переходный диффузор и 1-я ступень СТ (модификации описаны в разделе 3). Меридиональные проекции исследуемых проточных частей показаны на рис. 1. Переходной диффузор содержит 9 стоек разных размеров – 6 силовых стоек и 3 обтекателя. Циклически повторяющаяся часть переходника показана на рис. 2. На рис. 3 показаны плоские сечения лопаток соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК) исходной и модифицированной 1-х ступеней СТ. Расчеты проводились при следующих условиях:

- полное давление на входе (среднее) – 8,128 [атм];
- полная температура на входе (средняя) – 1205 [K];

- тангенциальный угол натекания потока на входе (средний, отсчитывается от осевого направления) – 27,5 [град];
- статическое давление на выходе (среднее) – 2,872 [атм];
- частота вращения РК ТНД – 7280 [об/мин];
- частота вращения РК 1-й ступени СТ – 3700 [об/мин].

Кроме того, в ТНД выдувается охлаждающий воздух, доля которого составляет около 3,5% от массового расхода на входе.

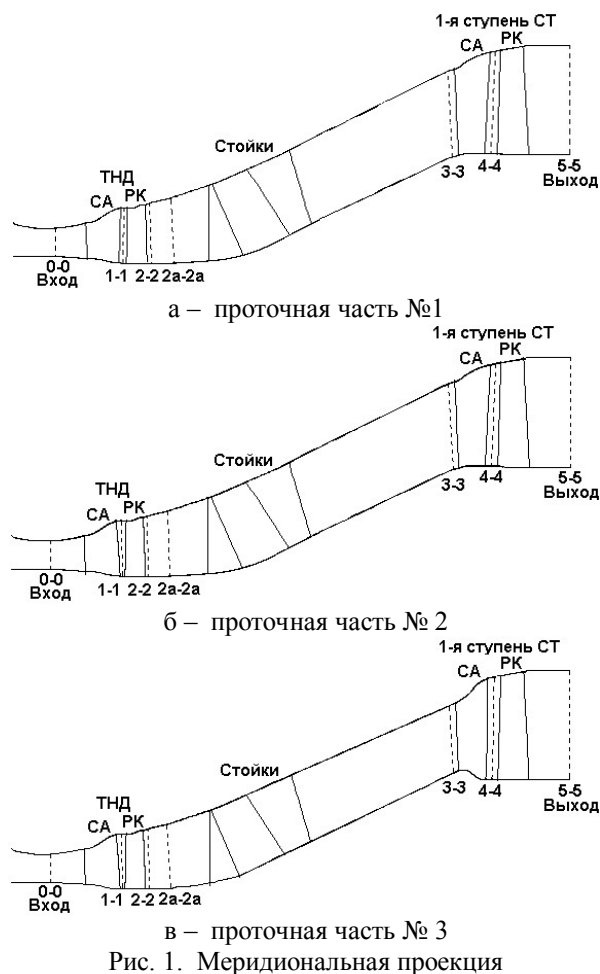


Рис. 1. Меридиональная проекция

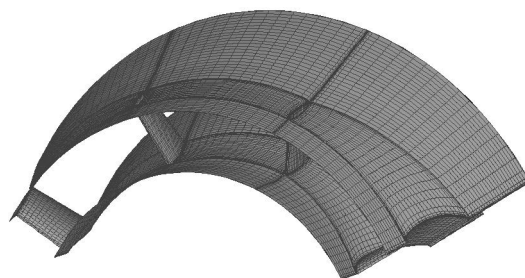


Рис. 2. Переходной диффузор

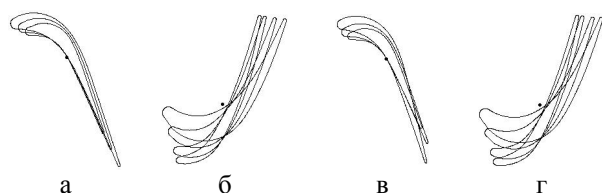


Рис. 3. 1-я ступень СТ; а, в – СА; б, г – РК; а, б – исходная конструкция; в, г – модифицированная конструкция

### 3. Численные результаты

Первой задачей исследования являлась проверка совместной работы ТНД, переходного диффузора и 1-й ступени СТ в конструкции с модифицированным ТНД (проточная часть № 2) по сравнению с исходной (проточная часть № 1). На рис. 4 и 5 показана визуализация течения в переходных диффузорах проточных частей № 1 и № 2. Изолинии чисел Маха представлены в двух плоскостях – развертка тангенциальной поверхности в сечении 75% высоты стоек, и в поперечном сечении за выходными кромками стоек. Векторы скорости показаны в меридиональной плоскости в сечении между «тонкими» стойками на расстоянии 8% шага от рабочей поверхности стойки. Видно, что в переходном диффузоре исходной конструкции отрывные зоны существенно меньше, чем в проточной части с модифицированным ТНД. Это связано с увеличением отклонения от осевого направления угла выхода потока из ТНД в проточной части № 2. Однако, несмотря на это, потери кинетической энергии в переходнике, между сечениями 2а и 3 (рис. 1), в рассматриваемых проточных частях близки (табл. 1). По-видимому, это объясняется с одной стороны, малым вкладом переходника в суммарные потери из-за относительно небольшого теплового перепада на нем, а с другой стороны, существенной неравномерностью потока (в радиальном направлении) за ТНД в исходном варианте. Неравномерность потока и малая реактивность у корня за ТНД в проточной части № 1 приводят к значительным потерям кинетической энергии на участке перемешивания потока между сечениями 2 и 2а (рис. 1).

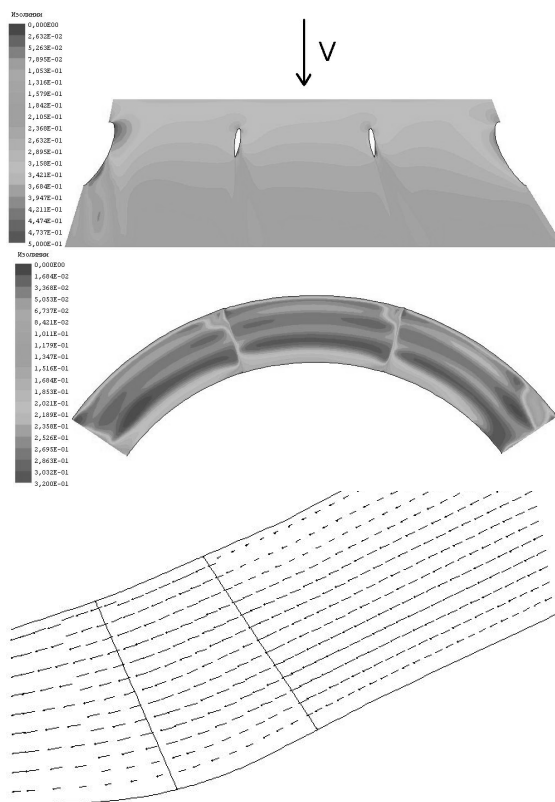


Рис. 4. Проточная часть № 1

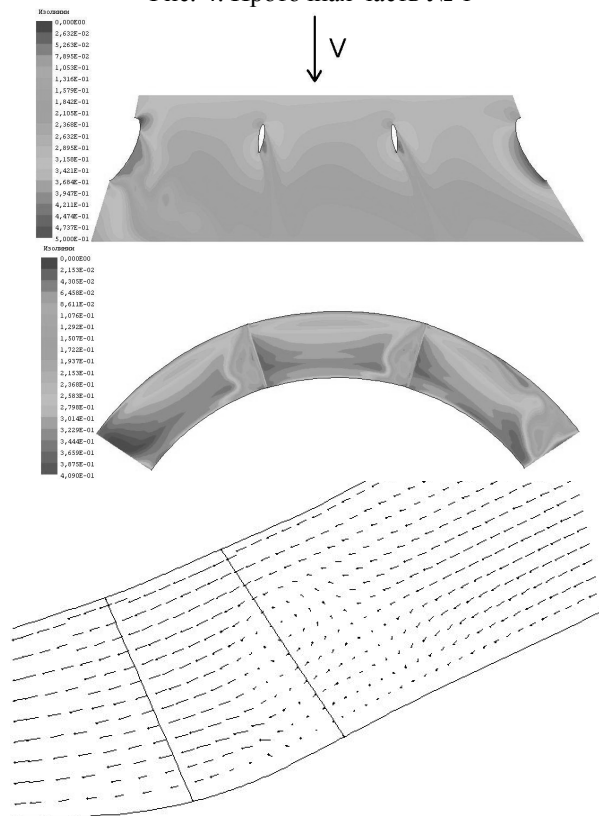


Рис. 5. Проточная часть № 2

Кроме того, видно, что в проточной части № 2 ниже аэродинамическая эффективность 1-й ступени СТ, но суммарные потери кинетической энергии [1]

в ней меньше на 1,2%. Аналогичная картина наблюдается и по мощности (табл. 2) – суммарная мощность больше на 1,6% в проточной части № 2, но при этом мощность 1-й СТ снизилась на 0,4%. Проведенные расчеты показали, что выигрыш от модернизации ТНД, при ее совместной работе с переходным диффузором и 1-й ступенью СТ, является существенным.

Таблица 1  
Потери кинетической энергии [%]

| Сечение | Проточная часть № 1 | Проточная часть № 2 | Проточная часть № 3 |
|---------|---------------------|---------------------|---------------------|
| 2       | 3,019               | 2,038               | 1,963               |
| 2а      | 3,937               | 2,474               | 2,340               |
| 3       | 4,670               | 3,076               | 2,871               |
| 5       | 6,607               | 5,373               | 5,068               |

Таблица 2  
Мощность [МВт]

| Объект | Проточная часть № 1 | Проточная часть № 2 | Проточная часть № 3 |
|--------|---------------------|---------------------|---------------------|
| ТНД    | 17,74               | 18,14               | 17,83               |
| СТ     | 5,439               | 5,419               | 5,813               |
| ТНД+СТ | 23,18               | 23,56               | 23,64               |

Анализ результатов показал, что переходник и СТ имеют резервы для повышения их аэродинамической эффективности. С этой целью была проведена численная модернизация проточной части, в ходе которой рассматривалось несколько десятков вариантов конструкций, одной из которых являлась проточная часть с ТНД обеспечивающей угол выхода потока близкий к осевому [10]. В этом случае существенно уменьшились отрывы в переходном диффузоре (даже по сравнению с проточной частью № 1), но суммарные потери кинетической энергии увеличились (по сравнению с проточной частью № 2). Из всех рассмотренных вариантов, наиболее удачной оказалась проточная часть, вид которой показан на рис. 1, в, 2, в и 2, г (проточная часть № 3). В проточной части №3 модифицированы меридиональные обводы и 1-я ступень СТ. Для уменьшения диффузорности течения, перед СТ «поджаты» меридиональные обводы. Необходимо отметить, что при проектировании ступени, расположенной за пере-

ходником, достаточно часто, не учитывается ни то, что поток перед нею имеет не нулевой меридиональный угол и ни то, что, параметры потока существенно неравномерные в радиальном направлении. Эти факторы приводят к значительному отличию реального обтекания от проектного. В 1-й ступени СТ изменена крутка лопаток с целью как ее подстройки под углы натекания, так и для перераспределения реактивности по высоте канала. На рис. 6 показана визуализация течения в переходном диффузоре проточной части № 3. Видно, что интенсивность отрывных течений уменьшилась незначительно по сравнению с проточной частью № 2, но, несмотря на это, аэродинамическая эффективность улучшилась. В результате проведенной модификации уменьшились потери кинетической энергии не только в переходнике и 1-й ступени СТ, но и в ТНД, что свидетельствует о необходимости учета влияния узлов турбины друг на друга как вниз, так и вверх по потоку. Суммарный выигрыш по потерям кинетической энергии и мощности составил 1,6% и 2,0% соответственно

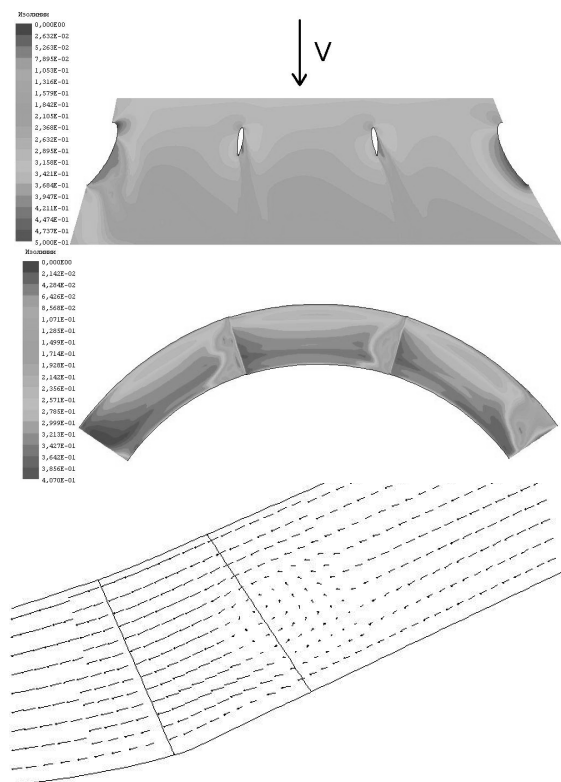


Рис. 6. Проточная часть № 3

### Заключение

Выполнено численное исследование течения в исходной и модифицированных проточных частях турбомашин, состоящих из ТНД, переходного диффузора и 1-й ступени силовой турбины. Показано, что в проточной части с модифицированным ТНД [10] уменьшаются потери кинетической энергии и увеличивается мощность на 1,2 и 1,6%, соответственно. Дополнительная модернизация переходника и 1-й ступени СТ повышает выигрыш по потерям кинетической энергии до 1,6% и по мощности до 2,0%. Исследование подтвердило важность учета взаимного влияния узлов конструкций турбин при их изменениях (даже относительно небольших), что повышает актуальность разработки эффективных программных кодов, позволяющих проводить сквозные расчеты пространственных вязких течений в большом числе элементов турбомашин. Представляется целесообразным провести исследование течения и при необходимости выполнить модернизацию рассмотренных конструкций в составе турбины в целом, состоящей из турбины высокого давления, ТНД, переходного диффузора, СТ и выходного устройства.

Автору выражают благодарность ведущему конструктору Шаровскому М.А. за полезное обсуждение работы.

### Литература

1. Щегляев А.В. Паровые турбины. – М.: Энергия, 1976. – 358 с.
2. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. – М.: Госэнергоиздат, 1961. – 671 с.
3. FLUENT News // Fluent Inc. – 1997. – 6, № 1. – 16 р.

4. CFX Update // UK AEA Technology, Harwell Laboratory. – Harwell. – 1997. – № 13. – 16 р.

5. Ершов С.В., Русанов А.В. Комплекс программ розрахунку тривимірних течій газу в багатовісцевих турбомашинах “FlowER”. Свід. про держ. реєстрацію прав автора на твір, ПА № 77. Держ. агентство України з авторських та суміжних прав, 19.02.1996.

6. Ершов С.В., Шапочка А.Ю., Русанов А.В. Оптимальное пространственное профилирование лопаточных аппаратов турбинных ступеней на основе моделирования трехмерного вязкого течения // Проблемы машиностроения. – 2000. – № 3 – 4. – С. 36 – 46.

7. Русанов А.В., Ершов С.В. Метод расчета трехмерных турбулентных течений в проточных частях произвольной формы // Совершенствование турбоустановок методами мат. и физ. моделирования: Сб. науч. трудов ИПМаш НАН Украины. – Х.: ИПМаш. – 2003. – С. 132 – 136.

8. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA J. – 1994. – 32, № 8. – Р. 1598 – 1605.

9. Ершов С.В. Квазимоноотонная ENO схема повышенной точности для интегрирования уравнений Эйлера и Навье-Стокса // Математическое моделирование. – 1994. – № 11. – С. 58 – 64.

10. Русанов А.В., Ершов С.В., Исаков Б.В., Спицын В.Е., Усатенко А.А. Аэродинамическое усовершенствование проточной части турбины ГТД на основе расчетов трехмерного вязкого течения. Ч. 1. Ступени турбин высокого и низкого давления // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 2. – С. 17 – 21.

*Поступила в редакцию 29.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Л. Шубенко  
Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

УДК 621.3.002

**Б.Г. МИНГАЗОВ, ХАБЛУС АХМЕД***Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (КАИ), Россия*

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СГОРАНИЯ ТОПЛИВА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД**

Рассмотрены вопросы, связанные с моделированием процесса сгорания топливовоздушной смеси в камерах сгорания ГТД. Предложен метод определения полноты сгорания топливовоздушной смеси на основе теории турбулентного горения. Получены расчетные зависимости изменения полноты сгорания температуры газа в камерах сгорания в различных режимах ее работы, проведено сопоставление с экспериментальными данными.

**одномерная модель камеры сгорания, поверхностная модель турбулентного горения, температура и полнота сгорания**

### **Введение**

Рабочий процесс в основных камерах сгорания (КС) протекает в условиях существенной неоднородности смеси как по фазе, так и по составу, т.е. имеет место неоднородное распределение топлива по объему жаровой трубы. Характерной особенностью основных КС является также то, что в ней осуществляется постепенный, ступенчатый подвод вторичного воздуха по длине зоны горения. Необходимость рассредоточенного подвода воздуха связана с тем, что обеспечение эффективного сгорания топлива, в особенности жидкого, возможно только при организации постепенного смешения топлива с воздухом. На основе уравнений баланса, приведенных в работе [1], были получены зависимости для определения состава смеси температуры газа, на основе которых были проведены расчеты полноты сгорания топлива, законом распределения воздуха по ее длине, а также режимными параметрами – давлением, температурой и расходом воздуха.

Существуют два широко применяемых метода приближенного описания процесса горения в камере – моделирование по скорости распространения пламени и моделирование реактором идеального смешения. В [2, 3] показано, что оба эти подхода

моделирования приводят после некоторых упрощений практически к равноценным критериям, называемым в литературе "параметром форсировки".

### **1. Модель камеры сгорания**

Предложенный зонный метод (разделение камеры по длине на ряд зон) и допущение, что в пределах каждой зоны приближенно происходит реагирование однородной смеси паров топлива с воздухом, поступившим в каждую зону из предыдущего участка и боковых отверстий жаровой трубы, позволяет избежать этих затруднений. Принимается, что в радиальном направлении пары топлива и воздух смешиваются достаточно быстро и процесс смесеобразования не является лимитирующим, в то же время состав смеси по длине камеры меняется ступенчато, от сечения к сечению каждой зоны, т.е. параметры на выходе зоны являются параметрами на выходе из предыдущей зоны. Фактически такое разделение объема жаровой трубы на  $n$  зон означает применение одномерной модели, которая позволяет проследить за изменением параметров потока и протеканием в них различных процессов в некоторый момент времени в осевом направлении. Такой подход позволяет применить основы теории турбулентного распространения пламени в пределах одной зоны.

Привлекательным в использовании теории турбулентного горения в расчетах КС является то, что определяющие параметры (интенсивность и масштаб турбулентности) позволяют дополнительно учитывать в расчетах влияние гидродинамических факторов на процессы сгорания смеси. В теории турбулентного горения при трактовке процесса выгорания топлива рассматривается отдельный усредненный объем смеси, который иногда называют "молекулой" смеси. Турбулентные пульсации выносят отдельные участки фронта пламени вперед в сторону свежей смеси. За время смешения направление пульсаций будет меняться и пламя может перекинуться на один из соседних молекул. Таким образом, распространение пламени обеспечивается эстафетным движением быстрейших точек. С этих позиций скорость распространения пламени в турбулентном потоке должна определяться как пульсациями, так и нормальной скоростью (рис. 1).

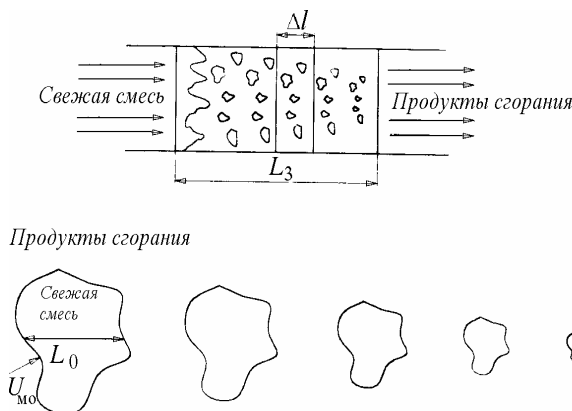


Рис. 1. Схема горения объемов свежей смеси

По утверждению А.В. Талантова [2], в зоне горения "молекула" сгорает с поверхности с определенной скоростью  $U_m$ . За малый промежуток времени  $dt$  сгорает малый объем  $dV$ , равный площади осредненной поверхности молекулы радиусом  $l$  и скоростью  $U_m$ :

$$dV = 4 \cdot \pi \cdot l^2 U_m dt. \quad (1)$$

Разделив это выражение на начальный объем, равный

$$V_0 = \frac{4}{3} \pi \cdot l_0^3,$$

получим

$$d \left( \frac{V}{V_0} \right) = 3 \frac{l^2}{l_0^3} U_m \cdot dt. \quad (2)$$

Из теории турбулентного распространения пламени известно, что текущий масштаб турбулентности определяется зависимостью

$$l = \frac{l_0}{W'} \left[ (U_H + W') e^{\frac{-t \cdot W'}{l_0}} - U_H \right], \quad (3)$$

а скорость турбулентного горения молекулы с поверхности определяется формулой

$$U_m = (U_H + W') e^{\frac{-t \cdot W'}{l_0}}. \quad (4)$$

Подставляя уравнения (3) и (4) в формулу (2), можно получить выражение для расчета полноты (доли) сгорания смеси паров топлива и воздуха:

$$\eta = \frac{3 \cdot l_0^3}{l_0^3 \cdot W'^3} \int_0^t \left( U_{m0} e^{-\frac{t}{t_0}} \right)^2 U_{m0} e^{-\frac{t}{t_0}} dt, \quad (5)$$

где  $U_{m0} = U_m + W'$ .

После интегрирования выражения (5) можно получить уравнение для расчета полноты сгорания:

$$\eta = \frac{3 U_{m0}^3 t_0^3}{l_0^3} \left[ \frac{1}{3} \left( 1 - e^{-\frac{3t}{t_0}} \right) - \frac{U_H}{U_{m0}} \left( 1 - e^{-\frac{2t}{t_0}} \right) + \frac{U_H^2}{U_{m0}^2} \left( 1 - e^{-\frac{t}{t_0}} \right) \right], \quad (6)$$

где  $t$  — время пребывания молекулы в пределах зоны горения  $t = \Delta x / W$ ;  $t_0 = l_0 / W'$  — время существования пульсации;  $l_0, W'$  — масштаб и пульсационная скорость в расчетном сечении потока.

После подстановки этих параметров в уравнение

(6) можно получить

$$\eta = \frac{3U_{M0}^3}{W^3} \left\{ \frac{1}{3} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{3\Delta x \cdot \varepsilon}{l_i}\right) \right] - \frac{U_H}{U_{M0}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{2\Delta x \cdot \varepsilon}{l_i}\right) \right] + \frac{U_H^2}{U_{M0}^2} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta x \cdot \varepsilon}{l_i}\right) \right] \right\}. \quad (7)$$

## 2. Анализ результатов и выводы

Из анализа приведенного аналитического выражения следует, что процесс сгорания зависит не только от кинетических факторов, за влияние которых отвечает нормальная скорость горения, но и учитывает гидродинамические условия, складывающиеся в потоке, что существенно повышает соответствие теоретических зависимостей реальным процессам. Таким образом, данная зависимость для расчета полноты сгорания позволяет более детально определять влияние тех или иных входных параметров на характеристики КС. В то же время решение данного уравнения возможно при условии определения характеристик газового потока в жаровой трубе.

На основе полученных зависимостей были проведены расчеты процессов в камерах сгорания различных ГТД. На рис. 3, 4 приведены данные по расчету изменения полноты сгорания, температуры газа по длине жаровой трубы. При разных температурах на входе в КС  $T_{BX}$  из анализа приведенных кривых следует, что Основное реагирование смеси происходит в первичной зоне горения, затем идет процесс разбавления газа вторичным воздухом и температура смеси падает. В то же время видно, что температура потока на входе в КС на процесс реагирования оказывает слабое влияние. Очевидно, что при использовании теории поверхностного горения влияние температуры через  $u_H$  учитывается недостаточно.

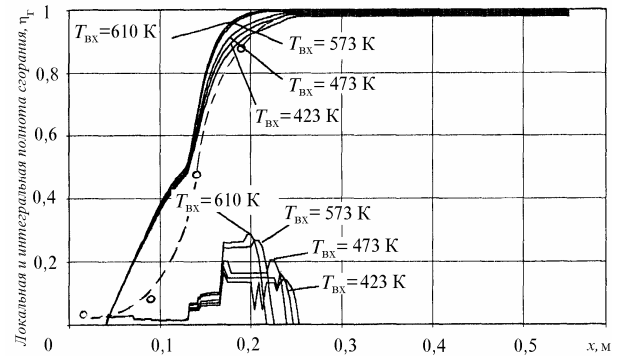


Рис. 2. Распределение полноты сгорания по длине жаровой трубы:  $\alpha_K = 6,5$ ;  $P_K^* = 0,1$  МПа, топливо – природный газ

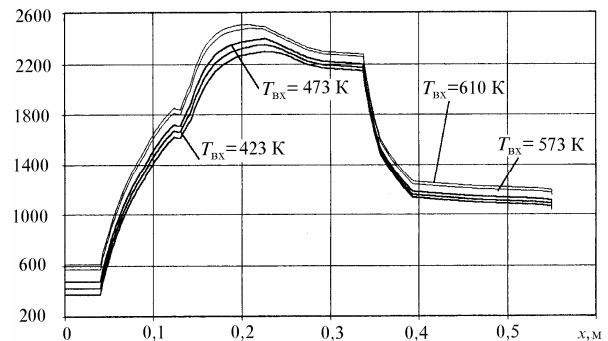


Рис. 3. Распределение температуры по длине жаровой трубы:  $\alpha_K = 6,5$ ;  $P_K^* = 0,1$  МПа, топливо – газ

С этой целью необходимо, в дальнейшем использовать в моделировании процесса горения в КС также и подходы, основанные на "объемном" представлении механизма горения в КС.

## Литература

1. Мингазов Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2000. – 168 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
3. Ильяшенко С.М., Талантов А.В. Теория расчет прамоточных камер сгорания. – М.: Машиностроение, 1964. – 306 с.

Поступила в редакцию 29.04.2004

**Рецензент:** проф. Р.А. Адгамов, Казанский государственный технический университет им А.Н. Туполева (КАИ), Казань.

УДК 621.515:438

**В.П. ГЕРАСИМЕНКО<sup>1</sup>, Е.В. ОСИПОВ<sup>2</sup>, М.Ю. ШЕЛКОВСКИЙ<sup>2</sup>**<sup>1</sup>*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*<sup>2</sup>*“Заря”–“Машипроект” ГПНПК газотурбостроения, Украина*

### **ЭФФЕКТЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА В ТУРБОМАШИНАХ**

Представлен анализ вихревой структуры течения в области радиального зазора рабочего колеса турбомашин. Предложены зависимости интенсивности вихря перетекания от величины зазора.

**турбомашина, компрессор, турбина, рабочее колесо, КПД, радиальный зазор, вихрь перетекания**

Существует большое количество методов аэродинамических расчетов турбомашин [1], в том числе с применением уравнений Навье – Стокса, однако имеются затруднения в задании турбулентности [2] и в адекватном учете радиального зазора над рабочим колесом турбомашин [3]. Исследования течения у концов рабочих лопаток турбомашин свидетельствуют о сложном его характере [4 – 8]. Перетекание через радиальный зазор над лопатками существенно влияет на форму их обтекания и как следствие – на КПД турбомашин. Известные методы расчета влияния радиального зазора на КПД чаще всего сводятся к линейной зависимости снижения КПД от величины зазора и не всегда обеспечивают требуемую точность.

Потери энергии, связанные с радиальным зазором, определяются как собственно перетеканием среды через зазор, так и воздействием этого перетекания на другие виды потерь: вторичные, в пограничном слое на кольцевой стенке корпуса, потери “скребкового эффекта” и др. Поэтому иногда этот вид потерь оценивают совместно, например со вторичными, так как перетекание в зазоре над рабочим колесом турбомашин снижает потери “парного вихря”. Потери перетекания определяются его интенсивностью и зависят от величины зазора и аэродинамической нагрузки на лопатке, направления движения лопаток относительно стенки корпуса (турбина или компрессор), пограничного слоя на корпусе, формы радиального зазора и концов лопа-

ток, и др. Естественно, что перечисленные факторы должны учитываться моделью радиального зазора в расчетах. При моделировании было бы полезным иметь информацию о влиянии каждого фактора в отдельности, так как самостоятельное изучение каждого из них приводит к лучшему пониманию структуры потока в области радиального зазора. Однако разделить влияние каждого фактора в отдельности на величину потерь затруднительно. Кроме того, при параметрических исследованиях по каждому фактору исчезают эффекты взаимного влияния, которые имеются в реальных условиях. Известна публикация [9], в которой исключен фактор стенки и ее движения выполнением зазора посередине высоты лопатки в компрессорной решетке. Установлено, что зазор оказывает влияние на обтекание по высоте лопатки только в зоне, примерно равной 0,25 от длины хорды. Опубликованные исследования требуют углубленного анализа. Глубокое понимание природы потерь в радиальном зазоре особенно важно в связи с развитием методов аэродинамических расчетов турбомашин.

Целью данной статьи является систематизация существующей информации о структуре течения в радиальном зазоре над рабочим колесом турбомашин и природе потерь, связанных с перетеканием в нем. Такая систематизация с детализацией влияющих факторов и совершенствованием моделей турбулентности необходима для успешного развития методов аэродинамических расчетов, а также

позволит разработчикам турбомашин применять конструктивные мероприятия по ослаблению отрицательного влияния радиального зазора на их эффективность.

Перетекание в радиальном зазоре над рабочими лопатками турбомшины происходит под действием разности давления на вогнутой и выпуклой сторонах лопатки и изменяется вдоль хорды: в колесе компрессора, например, возрастает от четверти хорды до ее середины с дальнейшим некоторым понижением на трех четвертях хорды, но возрастанием до максимального значения на выходной кромке [4]. При этом снижается аэродинамическая нагрузка у концов лопаток [10]. Здесь нарастание пограничного слоя на стороне разрежения лопатки под действием продольного градиента давления примерно в два раза превышает толщины средних сечений по высоте лопатки, несмотря на уменьшение аэродинамической нагрузки. Указанные отличия объясняются как перетеканием через зазор, так и радиальными течениями в пограничном слое на поверхности лопатки вследствие нарушения радиального равновесия частиц воздуха. Перетекание через зазор, кроме того, приводит к уменьшению и даже появлению обратных радиальных составляющих скорости к оси вращения на стороне разрежения у выходной кромки конца лопатки и возможно образование местной отрывной области. А на стороне давления происходит “отсос” пограничного слоя и его утонение.

Интенсивность перетекания через радиальный зазор зависит от степени реактивности, распределения аэродинамической нагрузки по высоте лопатки рабочего колеса и наличия парусности лопаток, а также от углов атаки. Влияние зазора на КПД турбомшины намного сильнее с увеличением удлинения (уменьшением хорды) рабочих лопаток выше двух, что объясняется повышением градиента давления по направлению потока и, следовательно, более высокими перепадами давления на радиальном зазоре над лопатками. Поэтому иногда величину

радиального зазора в статистических обобщениях относят не к высоте лопатки, а к длине хорды.

Перетекания через радиальный зазор значительно влияют также на основной поток в межлопаточном канале, образуя мощный вихрь [3 – 8], который “вытесняет” его, утолщая пограничный слой на стенке корпуса. Вихревой шнур создает область высоких потерь (низкого давления), причем центр этой области слегка смещен от стенки корпуса. Угол наклона оси вихря к фронту решетки за рабочим колесом при разных величинах радиального зазора практически совпадает с направлением основного потока [5, 8] и уменьшается с увеличением радиального зазора, что согласуется с ростом угла отставания основного потока. Точка пересечения осей вихрей внутри межлопаточного канала рабочего колеса находится в средней части канала как в окружном направлении, так и по длине хорды лопатки, где преобладает взаимодействие между перетекающей струей через зазор, пограничным слоем на стенке корпуса и “скребковым” вихрем в компрессоре [4, 6].

В большинстве публикаций отмечается практически пропорциональное влияние радиального зазора на величину потерь (снижение КПД), однако более глубокий анализ позволяет ввести некоторые уточнения. Их суть в следующем. Ввиду того, что перетекание через радиальный зазор ослабляет перетекание “парного вихря” (вторичные потери), то, очевидно, существует некоторая оптимальная величина этого зазора, при которой суммарные потери минимальные. Значение оптимального зазора определяется геометрическими и аэродинамическими характеристиками рабочего колеса и, как показывают опыты, составляет малую величину (менее 1% высоты лопатки). Кроме того, при достаточно больших радиальных зазорах (более 5% высоты лопатки), очевидно, изменение зазора может не оказывать влияния на интенсивность перетекания, а следовательно, и на величину потерь вихря: эффект торцо-

вой стенки ослабляется. В этом случае вероятно должна нарушаться пропорциональность между значением зазора и интенсивностью вихря перетекания. Вместе с тем, при этом развивается пограничный слой на корпусе. Через большой радиальный зазор может образоваться обратное течение на вход в компрессорное колесо со значительным снижением КПД. В турбинном же колесе этот слой не возрастает, но утечки через зазор уже в направлении основного потока составляют непроизводительные потери, следовательно, природа влияния радиального зазора здесь отличается.

При больших радиальных зазорах, когда ослабляется влияние корпуса на обтекание рабочего колеса, потери, связанные с вихрем перетекания, аналогичны индуктивным потерям на концах лопастей винта (вентилятора) или крыла. При этом коэффициент индуктивного сопротивления (диссипация энергии) пропорционален квадрату коэффициента подъемной силы  $C_x \sim C_y^2$ . По мере уменьшения радиального зазора ниже определенной величины характер течения в зазоре видоизменяется за счет воздействия торцевой стенки корпуса на индуктивный вихрь. В этом случае перетекание подобно течению в щели лабиринта или отверстия, когда интенсивность перетекания определяется перепадом давления на зазоре: скорость в щели пропорциональна корню квадратному из этого перепада или  $\sqrt{C_y}$ , а расход через зазор пропорционален  $\Delta_r \sqrt{C_y}$ , где  $\Delta_r$  – высота радиального зазора. Кинетическая энергия газа в зазоре пропорциональна квадрату скорости или величине подъемной силы  $C_y$ , и поэтому потери энергии с переносимой массой газа – пропорциональны произведению кинетической энергии на массовый расход, т.е.  $\sim \Delta_r C_y^{3/2}$ . Необходимо иметь в виду при этом, что перепад давления на конце лопатки, а следовательно,  $C_y$ , уменьшаются с увеличением зазора. Существование

такой зависимости  $C_y = f(\Delta_r)$  позволяет говорить о возможности рассмотрения радиального зазора конкретного лопаточного венца в качестве одной независимой переменной, влияющей на потери перетекания. В то же время, вследствие влияния перетекания через радиальный зазор на потери “парного” и “скребкового” вихрей, последние могут быть также представлены функциональной зависимостью от величины радиального зазора конкретного венца. Такая связь потерь позволяет рассматривать эффект радиального зазора по КПД как разницу общих потерь при наличии и отсутствии зазора.

Так как влияние радиального зазора на КПД лопаточного венца имеет вихревую природу, при которой наблюдаются корреляции между турбулентными напряжениями и различными видами вихрей [6], а турбулентная вязкость в 500...650 раз превышает молекулярную (кинематическую) вязкость [8], то для оценок потерь важно эти эффекты представить в виде величин вихрей. Вихрь перетекания, как один из основных, требует математического описания. В ядре вихря происходит вращение по закону “твердого тела”, вне ядра – по закону “свободного вихря”. Поэтому на оси вихря, которая совпадает практически с направлением основного потока, все составляющие касательного напряжения равны нулю и возрастают вне центра [6]. Такая структура вихря хорошо описывается моделью линейного вихря, в которой турбулентная вязкость  $\nu_T$  определяется циркуляцией вихря  $\Gamma_B$  [8]^

$$\frac{\nu_T}{\nu} = \Lambda^2 \left( \frac{\Gamma_B}{\nu} \right)^{1/2}, \quad (1)$$

где  $\nu$  – кинематическая вязкость ;  $\Lambda = 0,7 \dots 1,2$ .

По опытным данным работы [8] для вихря перетекания в плоской турбинной решетке  $\Lambda \approx 1,32$  независимо от зазора. Здесь циркуляция  $\Gamma_B$  представляет собой циркуляцию вихря перетекания как суммарную интенсивность вихревой пелены, сходящей с конца лопатки. С увеличением радиального зазора

эта циркуляция возрастает до значения циркуляции вокруг профиля при некоторой “предельной” величине зазора  $\Delta_{\Gamma_{\text{пр}}}$ , при которой торцовая стенка корпуса не оказывает влияния на обтекание конца лопатки, а вихрь перетекания становится аналогичным индуктивному вихрю на конце лопасти винта или крыла.

Интенсивность вихря перетекания определяется как величиной радиального зазора, так и перепадом давления на профиле конца лопатки. Причем, перепад давления, в свою очередь, характеризуется циркуляцией около профиля лопатки, которые с увеличением радиального зазора уменьшаются. Поэтому связь между циркуляцией вихря перетекания и величиной радиального зазора в простейшем виде можно выразить произведением двух переменных  $\Gamma_{\text{в}} \sim \Gamma \cdot \Delta_{\Gamma}$ , где  $\Gamma = f(\Delta_{\Gamma})$ . Если эту пропорцию подчинить граничным условиям, при которых  $\Gamma_{\text{в}} = 0$  при  $\Delta_{\Gamma} = 0$  и

$$\Gamma_{\text{в}} = \Gamma_{\text{вmax}} \text{ при } \Delta_{\Gamma} = \Delta_{\Gamma_{\text{пр}}},$$

где  $\Delta_{\Gamma_{\text{пр}}}$  – предельное значение радиального зазора, при котором циркуляция вихря достигает максимальной величины, составляющей определенную часть циркуляции на конце лопатки  $\Gamma_{\text{к}}$  (т.е.  $\Gamma_{\text{вmax}} = k\Gamma_{\text{к}}$ ), то можно предложить формулу

$$\bar{\Gamma}_{\text{в}} = (A - \bar{\Delta}_{\Gamma}) \cdot \bar{\Delta}_{\Gamma}, \quad (2)$$

где  $\bar{\Gamma}_{\text{в}} = \Gamma_{\text{в}} / \Gamma_{\text{вmax}}$ ,  $\bar{\Delta}_{\Gamma} = \Delta_{\Gamma} / \Delta_{\Gamma_{\text{пр}}}$  – относительные величины циркуляции вихря перетекания и радиального зазора;  $A = k + 1$ ;  $k$  – коэффициент пропорциональности. Эта формула хорошо согласуется с экспериментальными данными для компрессорного колеса [5] при  $A=2,0$  ( $k=1,0$ ) и  $\Delta_{\Gamma_{\text{пр}}} = 0,05b$  ( $b$  – хорда лопатки) и для турбинной решетки [8] при  $A=1,5$  и  $\Delta_{\Gamma_{\text{пр}}} = (0,05 \dots 0,06)b$ . Циркуляция  $\Gamma_{\text{к}}$ , согласно теореме Н.Е. Жуковского о подъемной силе профиля лопатки в решетке, выражается формулой

$$\Gamma_{\text{к}} = C_y b \frac{w_{\text{ма}}}{2 \sin \beta_m} \left( 1 + \frac{C_x}{C_y} \text{Ctg } \beta_m \right), \quad (3)$$

где  $C_y$ ,  $C_x$  – коэффициенты подъемной силы и аэродинамического сопротивления;  $w_{\text{ма}}$  – осевая проекция среднегеометрической относительной скорости потока и  $\beta_m$  – угол направления этой скорости относительно окружного направления.

Коэффициент подъемной силы связан с поворотом потока в решетке зависимостью

$$C_y \frac{b}{t} \frac{1}{2 \sin \beta_m} = (\text{Ctg } \beta_1 - \text{Ctg } \beta_2) = \frac{\Delta w_u}{c_a}, \quad (4)$$

где  $t$  – шаг решетки;  $\beta_1$  и  $\beta_2$  – углы направления потока на входе и выходе из решетки;  $\Delta w_u$  – приращение окружной проекции скорости при прохождении потока через решетку;  $c_a = w_{\text{ма}}$ .

Связь коэффициента сопротивления с коэффициентом потерь полного давления  $\xi = 2\Delta p^* / \rho_1 w_1^2$

$$\text{имеет вид } \xi = C_x \frac{b}{t} \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^3 \beta_m}.$$

Циркуляция вихря перетекания  $\Gamma_{\text{в}}$ , диффузия которого вносит существенный вклад в потери, связанные с радиальным зазором, характеризуется интенсивностью вихревой пелены, определяющей турбулентные напряжения. Поэтому целесообразно в расчетных методах иметь информацию о распределении завихренностей  $\omega$ . Уравнение движения в форме завихренности

$$\frac{\partial \bar{\omega}}{\partial t} + \bar{\nabla} \times (\bar{\omega} \times \bar{c}) = 0, \quad (5)$$

или с учетом уравнения неразрывности  $\bar{\nabla} \cdot \bar{c} = 0$  –

$$\frac{\partial \bar{\omega}}{\partial t} + (\bar{c} \cdot \bar{\nabla}) \bar{\omega} = (\bar{\omega} \cdot \bar{\nabla}) \bar{c}, \quad (6)$$

после задания в цилиндрической системе координат и последующего пересчета проекций вихрей в систему координат линий тока, позволяет судить по завихренностям о распределении турбулентных напряжений, ввиду выявленных корреляций турбу-

лентное напряжение-вихрь [6]. Составляющие завихренностей могут быть определены также по градиентам скоростей или давлений [8]. Дополнительно отметим, что согласно уравнению Пуассона  $\nabla^2 \psi = \bar{\omega}$ , где  $\psi$  – функция тока, завихренности должны принимать постоянные значения на линиях тока, т.е.  $\omega = \omega(\psi)$ . Эта особенность, как отмечалось выше, наблюдается в реальных условиях за решетками профилей для оси вихря перетекания [5, 8].

Таким образом, изложен детальный анализ вихревой структуры течения в области радиального зазора рабочего колеса турбомшины. Предложены зависимости интенсивности вихря перетекания от величины радиального зазора, которые позволяют получать данные о турбулентной вязкости, необходимые при решении уравнений движения в межлопаточных каналах. Дальнейшие исследования целесообразно проводить по установлению взаимосвязей между интенсивностями вихрей перетекания, “парного” и “скребкового”, развитием пограничного слоя на корпусе и турбулентными напряжениями.

### Литература

1. Макнэлл, Сокол. Обзор методов расчета внутренних течений в применении к турбомашинам // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчетов. – 1985. – Т. 107, № 1. – С. 103 – 122.
2. Ха. Метод расчета трехмерных турбулентных течений в каналах турбинных решеток на расчетных и нерасчетных режимах с применением уравнений Навье – Стокса // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1984. – Т. 106, № 2. – С. 72 – 80.
3. Ха. Численное моделирование вторичных течений и перетеканий через радиальный зазор в изолированном рабочем колесе осевого компрессора // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1986. – № 1. – С. 14 – 21.
4. Пандия, Лакшминараяна. Исследование структуры потока в области радиального зазора внутри и на выходе из межлопаточного канала рабочего колеса компрессора // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1983. – Т. 105, № 1. – С. 1 – 16.
5. Иноуэ, Куроумару, Фукухара. Экспериментальное исследование протекания газа через радиальный зазор в осевом компрессоре // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1986. – № 1. – С. 6 – 14.
6. Иноуэ, Куроумару. Трехмерная структура и затухание вихрей за осевой вращающейся решеткой лопаток // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1984. – Т. 106, № 3. – С. 21 – 29.
7. Грэхэм. Исследование течения в концевых зазорах решеток турбинных лопаток на гидравлической модели // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1986. – № 1. – С. 40 – 50.
8. Ярас, Шоландер. Развитие течения, вызванного утечкой через радиальный зазор у концов лопаток, за прямой турбинной решеткой. Поле завихренности // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Современное машиностроение. – 1991. – № 3. – С. 123 – 132.
9. Хаббаз Г., Сену Я. Влияние торцевого зазора на границу срыва в прямолинейной решетке компрессорных лопаток // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Техническая механика. – 1961. – Т. 83, № 3. – С. 72 – 83.
10. Пуагар, Гальмес, Лакшминараяна. Экспериментальное исследование пограничного слоя на лопатках ротора компрессора // Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1985. – Т. 107, № 2. – С. 81 – 91.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензенты:** д-р техн. наук, проф. Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет, «ХАИ», Харьков; д-р техн. наук, проф. А.Л. Шубенко, ИПМаш НАНУ, Харьков.

УДК 621.436.013.1:621.436–224.7

С.А. АЛЁХИН, В.А. ОПАЛЕВ, П.Я. ПЕРЕРВА

*Казенное предприятие "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению",  
Украина*

### ИССЛЕДОВАНИЕ НА СТАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ЗАРЯДА В ЦИЛИНДРАХ ДВУХТАКТНЫХ ДИЗЕЛЕЙ С ПРОТИВОПОЛОЖНО ДВИЖУЩИМИСЯ ПОРШНЯМИ ТИПА 6ТД

Методом холодной продувки на статической модели исследованы движения воздушного заряда в цилиндрах двухтактных дизелей с противоположно движущимися поршнями типа 6ТД, имеющих различную конструкцию впускных окон. Обосновано применение цилиндра, в котором впускные окна изготовлены путем обкатки режущего инструмента вокруг водоперепускных отверстий, с тангенциальным углом наклона боковых стенок окон  $0 \dots 42^\circ$ .

**дизель, впускные окна цилиндра, угол закрутки, статическая продувка, среднеинтегральная осевая и тангенциальная скорость, смесеобразование**

Конструкция впускных окон в значительной степени определяет качество процессов газообмена и смесеобразования и, соответственно, эффективность протекания рабочего процесса в цилиндрах двухтактного двигателя. Поэтому при доводке двухтактных дизелей большое внимание уделяется подбору формы и размеров впускных окон, создающих направленное и вращательное движение воздуха в цилиндре, которое во многом определяет качество очистки и наполнения цилиндра воздухом.

Непосредственное измерение скорости движения воздушного заряда в цилиндрах работающего двигателя является довольно сложной и дорогостоящей работой, так как, кроме трудности измерений в пульсирующем потоке газов, возникают осложнения, связанные с изготовлением опытных вариантов цилиндров. Поэтому в исследовательских работах широко используют метод холодной статической продувки элементов газораспределения. Такой метод позволяет быстро, достаточно просто и без больших материальных затрат производить сравнительную оценку отдельных элементов цилиндра, что значительно сужает область поиска оптимальных конструктивных решений.

В Казенном предприятии "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению" (КП ХКБД)

была разработана оригинальная методика статической продувки цилиндров двухтактных дизелей с противоположно движущимися поршнями, которая позволяет исследовать движение воздушного заряда в цилиндре двигателя при впуске. Схема установки приведена на рис. 1.

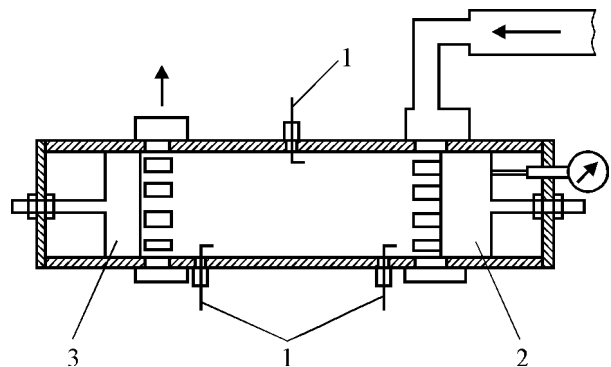


Рис. 1. Схема установки:

- 1 – пневмозонды;
- 2 – впускной поршень;
- 3 – выпускной поршень

Установка имеет ресивер, цилиндр с установленными в нем впускным и выпускным поршнем, расходомерное устройство и пневмозонды, позволяющие измерять по радиусу цилиндра угол закрутки потока, полное и статическое давление воздуха. Пневмозонды устанавливаются возле впускных и выпускных окон и в сечении форсуночного пояса. Каждый поршень имеет возможность передвигаться,

что позволяет обеспечить различные величины открытия окон. Ход поршня измеряется индикаторным глубиномером. Воздух, через расходомерное устройство, подается в ресивер, пройдя впускные окна попадает в цилиндр, а оттуда, через выпускные окна и выпускной ресивер, сбрасывается в атмосферу. Холодная статическая продувка производится в модельных условиях.

Подробно моделирование процесса впуска рассмотрено в работе [1]. Определение модельной скорости производилось по известным методикам [2]. Полученные модельные значения абсолютной скорости приводились к натурным условиям согласно уравнениям теории подобия. Тангенциальная  $V_{\text{тн}}$  и осевая  $V_{\text{ос}}$  скорости определялись по формулам:

$$V_{\text{тн}} = V_{\text{н}} \cdot \sin \beta; \quad (1)$$

$$V_{\text{ос}} = V_{\text{н}} \cdot \cos \beta, \quad (2)$$

где  $\beta$  – угол между осью цилиндра и направлением абсолютной скорости потока, измеренный пневмозондом;

$V_{\text{н}}$  – натурная абсолютная скорость.

Среднеинтегральные значения тангенциальной и осевой скорости на различных радиусах цилиндра и в каждом из трех поперечных сечений определялись по формулам:

$$V_{\text{тс}} = \frac{\int_{\alpha_1}^{\alpha_2} V_{\text{тн}}(\alpha) d\alpha}{\alpha_2 - \alpha_1}; \quad (3)$$

$$V_{\text{ос}} = \frac{\int_{\alpha_1}^{\alpha_2} V_{\text{ос}}(\alpha) d\alpha}{\alpha_2 - \alpha_1}, \quad (4)$$

где  $\alpha_1$  – начало впуска по углу поворота коленвала;

$\alpha_2$  – конец впуска по углу поворота коленвала.

По указанной методике было испытано два варианта исследовательских и три варианта рабочих цилиндров с различными тангенциальными углами наклона боковых стенок впускных окон.

В процессе исследований было выявлено, что все варианты впускных окон рабочих цилиндров имеют обратный ток воздуха по оси цилиндра (течение происходит от выпускных к впускным окнам) в начальной и конечной стадии открытия и закрытия окон. Это объясняется тем, что в этот момент в цилиндрах имеется наибольшая закрутка (вихрь), но нет хорошо организованного радиального движения воздуха, которое создает в центре цилиндра достаточно мощный осевой поток. Данный эффект проиллюстрирован на рис. 2, а, где изображены осевые скорости в исследователем цилиндре с впускными окнами с тангенциальным углом закрутки 15 ... 30°.

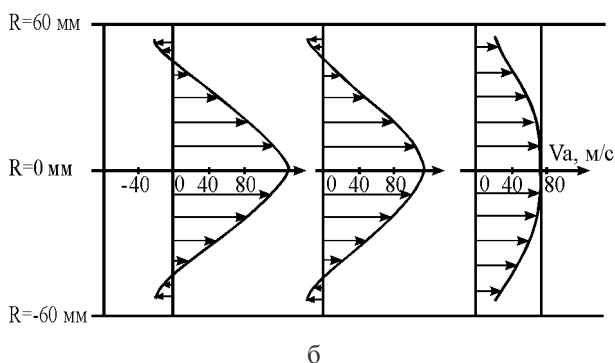
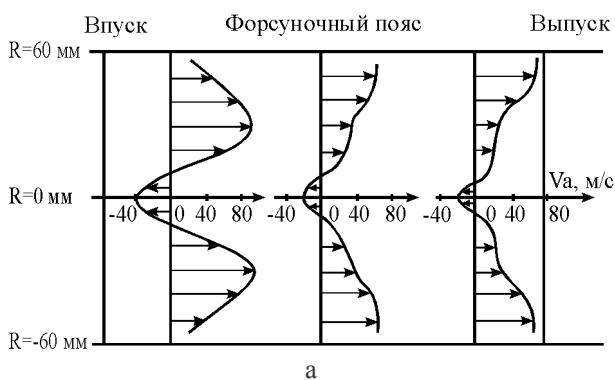


Рис. 2. Поле осевой скорости в сечениях цилиндров с тангенциальным углом закрутки окон:

а – 15 ... 30°;

б – 0°

На рис. 2, б представлено поле осевых скоростей в исследователем цилиндре с впускными окнами только с радиальным углом входа (тангенциальный угол закрутки равен 0°).

Как видно из данного рисунка, радиальное направление окон создает мощный осевой поток в центре цилиндра, но в пристеночной зоне цилиндра наблюдается обратный ток воздуха. Обратное течение воздуха в том и другом случае неблагоприятно отражается на качестве процесса очистки и наполнения цилиндра воздухом.

В результате исследований установлено, что цилиндр дизеля 6ТД-1 с изменяющимся тангенциаль-

ным углом наклона боковых стенок окон, считая от н.м.т., от 0 до 35° не имеет обратного течения воздуха при полностью открытых окнах и обладает довольно равномерно распределенной по радиусу цилиндра среднеинтегральной осевой скоростью (рис. 3, а). Это должно способствовать эффективной очистке цилиндра от отработанных газов при минимальных затратах энергии на продувку.

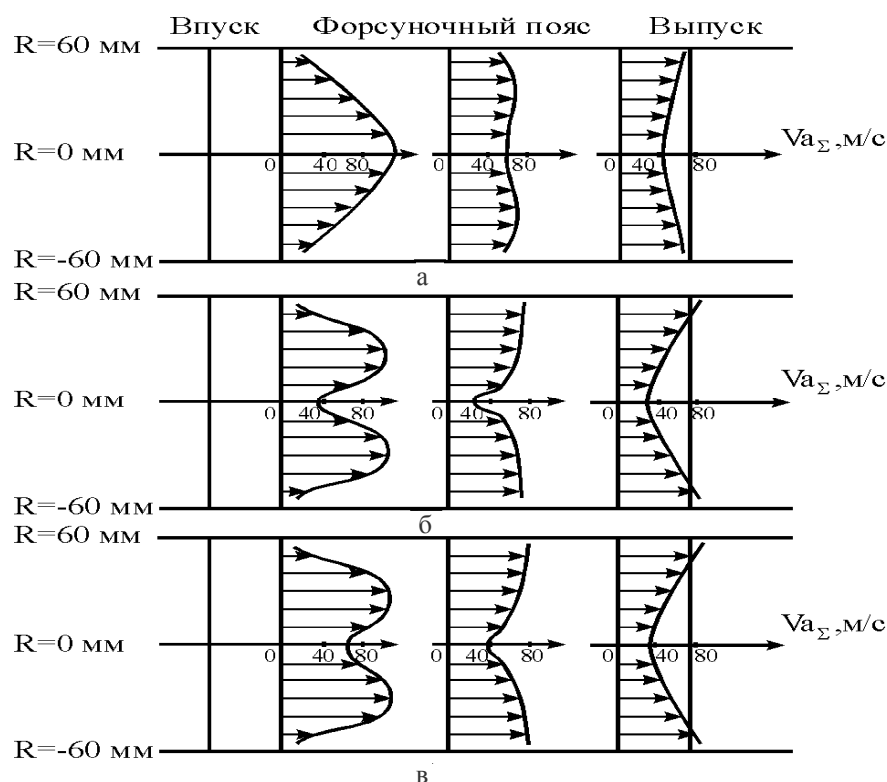


Рис. 3. Поле среднеинтегральной осевой скорости в сечениях цилиндров с тангенциальным углом закрутки окон: а – 0 ... 35° (цилиндр дизеля 6ТД-1); б – 0 ... 40° (цилиндр дизеля 6ТД-2); в – 0 ... 42° (опытный цилиндр)

Цилиндр дизеля 6ТД-2 с наклоном боковых стенок окон 0 ... 40° имеет зону заниженных осевых скоростей по оси цилиндра (рис. 3, б), что несколько ухудшит процесс очистки и наполнения цилиндра, но этот цилиндр обладает повышенной на ~10% тангенциальной скоростью по сравнению с цилиндром дизеля 6ТД-1 (рис. 4, а, б).

Увеличение тангенциальной скорости благоприятно отражается на качестве процесса смесеобразования. Наиболее перспективным является цилиндр, в котором впускные окна изготовлены по

новой технологии, которая позволила увеличить их суммарное проходное ("живое") сечение на ~10% по сравнению со штатными цилиндрами. В опытном цилиндре водоперепускные отверстия в перемычках окон выполняются соосными с осью цилиндра, а впускные окна изготавливаются путем обкатки режущего инструмента диаметра 7 ... 7,5 мм по образующей условного цилиндра, расположенного на среднем диаметре стенки цилиндра. Этим обеспечивается меньшее затенение перемычками проходного сечения окон, в резуль-

тате чего достигается увеличение минимального проходного сечения. В опытном цилиндре танген-

циальные углы закрутки выполнены изменяющиеся по высоте от 0 до 42°.

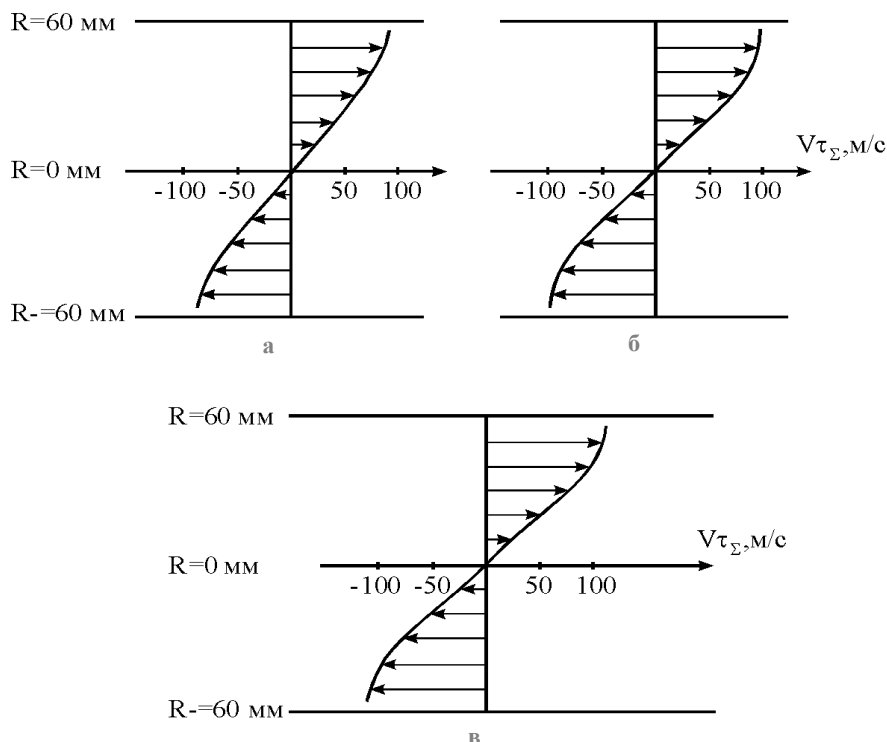


Рис. 4. Поле среднеинтегральной тангенциальной скорости в сечении форсуночного пояса цилиндров с тангенциальным углом закрутки окон: а – 0 ... 35° (цилиндр дизеля 6ТД-1); б – 0 ... 40° (цилиндр дизеля 6ТД-2); в – 0 ... 42° (опытный цилиндр)

На рис. 3, в, 4, в показаны среднеинтегральные осевые и тангенциальные скорости в сечениях опытного цилиндра. Из рис. 3, в видно, что в опытном цилиндре равномерность распределения по радиусу цилиндра среднеинтегральной осевой скорости несколько лучше, чем характер изменения поля средней осевой скорости цилиндра дизеля 6ТД-2 с тангенциальным углом 0° ... 40° (рис. 3, б), а тангенциальная скорость на ~ 9% выше (рис. 4, в), чем в цилиндре дизеля 6ТД-2 (рис. 4, б). Таким образом, опытный цилиндр, имея удовлетворительную очистку от отработанных газов, обладает наибольшей закруткой воздушного заряда, что особенно важно для эффективного протекания процесса смесеобразования.

Суммируя все изложенное выше, можно сделать важный вывод: рекомендуется опытный цилиндр с

изготовлением впускных окон по новой технологии и тангенциальным углом наклона боковых стенок окон 0° ... 42° исследовать на одноцилиндровом дизеле на различных режимах.

## Литература

1. Опалев В.А. Определение закрутки воздуха в цилиндре двигателя с помощью насадки для измерения направления потока // Вестник ХГПУ. – Х.: ХГПУ. – 2001. – Вып. 26. – С. 59 – 62.
2. Повх И.Л. Аэродинамический эксперимент в машиностроении. – Л.: Машиностроение, 1974. – 479 с.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.П. Кудряш  
Институт проблем машиностроения НАН Украины,  
Харьков.

УДК 621.43.038

**З.Х. КЕРИМОВ***Азербайджанский Технический Университет, Азербайджан*

## **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ С УЧЕТОМ ДВУХФАЗНОЙ СРЕДЫ В ГРАНИЧНЫХ ПОЛОСТЯХ ДИЗЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ВПРЫСКА ТОПЛИВА**

Приводится система уравнений, описывающая гидродинамические процессы в двухфазной газожидкостной среде в граничных полостях системы впрыска топлива дизельного двигателя. Учитывается кинетика процессов тепло-массообмена между фазами в газожидкостной среде с пузырьковой структурой. Сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными доказывает высокую адекватность модели. Представлены некоторые результаты численных исследований гидродинамических процессов в граничных полостях.

**гидродинамические процессы, двухфазная газожидкостная среда, пузырьковая структура, уравнения граничных условий, дизельная система впрыска топлива, топливный насос, форсунка**

### **Введение**

Известно, что в дизельных двигателях к характеристике впрыска топлива предъявляются достаточно жесткие требования, от удовлетворения которых во многом зависят как их технико-экономические, так и экологические показатели. Поэтому при разработке новых систем впрыска топлива требуется всестороннее исследование гидродинамических процессов в этих системах. Одним из наиболее сложных и наименее исследованных явлений, происходящих в дизельных топливовпрыскивающих системах, является процесс разрыва сплошности жидкого топлива с образованием двухфазной газожидкостной среды. Двухфазная среда почти на всех режимах работы образуется во всех полостях и в трубопроводе высокого давления, существует достаточно продолжительное время и оказывает существенное влияние на протекание гидродинамических процессов в системе, а значит, и на характеристики впрыска топлива. Без изучения и учета особенностей этого процесса невозможно эффективно управлять характеристиками впрыска.

Вместе с тем, экспериментальные исследования процессов возникновения и развития двухфазной газожидкостной среды, ее регистрация и измерение параметров, особенно в полостях топливного насоса

и форсунки, связаны с большими техническими трудностями. Поэтому приоритетными для исследования этих процессов следует считать применение методов математического моделирования с проведением численных экспериментов, которые, к тому же, более информативны, чем экспериментальные методы.

### **1. Формулирование проблемы**

Несмотря на достаточно продолжительную историю развития методов моделирования гидродинамических процессов в дизельных системах впрыска топлива, вопросу расчета процесса разрыва сплошности жидкого топлива посвящены считанные работы, которые не учитывают всю сложность происходящих при этом процессов. Во многих из них этот процесс рассматривается упрощенно, не учитывается кинетика процессов выделения и растворения газовой фазы и структура двухфазной среды. Так, например, при разрывах сплошности жидкости предполагается образование пустот, давление в которых принимается равным нулю. Часто двухфазная среда рассматривается как “среда, лишенная собственного давления”. Имеются методики расчета, в которых при разрывах сплошности расчет ведется с переходом давлений в отрицательную область, и с

отрицательными давлениями оперируются как с реально существующими. Известна методика моделирования, в которой скорости процессов выделения растворившегося в жидком топливе воздуха и его обратного растворения предполагаются бесконечно большими, а давление в образовавшихся камерах считается равным равновесному давлению выделившегося воздуха, которое определяется из известного закона Генри.

Вместе с тем, экспериментальными исследованиями [1] доказано, что процессы выделения и растворения газовой фазы не являются мгновенными. Кроме того, двухфазная среда в системах впрыска имеет пузырьковую дисперсную структуру. Следовательно, без учета этих явлений невозможно моделирование гидродинамических процессов в полостях топливного насоса и форсунки, а также и в трубопроводе высокого давления с достаточной для практических целей точностью.

Задачей настоящей работы являлась разработка методики моделирования гидродинамических процессов в дизельном топливном насосе с золотниковым дозированием топлива и форсунке закрытого типа с учетом двухфазного газожидкостного состояния среды с пузырьковой дисперсной структурой. Двухфазная среда учитывается также и в трубопроводе высокого давления, хотя это не является предметом рассмотрения настоящей статьи.

## 2. Решение задачи

При составлении математической модели принята физическая модель образования и развития двухфазной газожидкостной дисперсной среды с пузырьковой структурой согласно гипотезе Гарвея, которая предполагает образование начальных воздушных пузырьков в микрошероховатостях стенок. С дальнейшим ростом пузырьков и достижением ими отрывных размеров, они отрываются от стенок и поступают в поток. Следовательно, необходимо отдельно учитывать процессы взаимодействия меж-

ду газовой фазой в пузырьках на поверхности стенок и жидкой фазой, а также между пузырьками в потоке и жидкой фазой. Процесс взаимодействия между фазами состоит из процессов тепло- и массообмена между газовой и жидкой фазами. Учитывая, что в высококипящих жидкостях, к которым относится и дизельное топливо, давление в газовых пузырьках определяется, в основном, не давлением насыщенных паров топлива, а давлением выделившегося воздуха, процессами испарения-конденсации топлива можно пренебречь.

Решением уравнений, описывающих процессы в насосе и форсунке, определяются переменные по времени граничные условия системы уравнений потока в нагнетательном трубопроводе высокого давления. Поэтому эти уравнения называются уравнениями граничных условий.

Уравнения граничных условий представляют собой уравнения баланса топлива в граничных полостях системы и уравнения движения подвижных элементов системы, таких как плунжер, клапан и т.д. В подавляющем большинстве математических моделей систем впрыска топлива применяются уравнения объемного баланса топлива в граничных полостях системы. Однако, при учете переменности плотности топлива при численном интегрировании уравнений объемного баланса оказываются просуммированными объемные приращения топлива, имеющие разные плотности, в результате чего нарушается массовый баланс топлива. Этот недостаток еще более усугубляется при расчете двухфазной среды, т.к. плотность двухфазной среды изменяется в более широких пределах. Поэтому, для соблюдения закона сохранения массы используем уравнения массового баланса двухфазной топливовоздушной среды.

Уравнения граничных условий составляются для наиболее общего случая, когда все элементы системы (плунжер, клапаны) подвижны, существуют истечения двухфазной среды через все окна, проход-

ные сечения клапанов, входное и выходное сечения трубопровода, а уравнения для разных этапов работы системы впрыска топлива (закрытые и открытые положения разных клапанов, проходных сечений и т.д.) будут вытекать из этих уравнений как частные случаи.

Расчетная схема системы представлена на рис. 1. Рассмотрим принцип составления уравнений граничных условий на примере надплунжерной полости топливного насоса высокого давления. При нагнетательном ходе плунжера (вверх по схеме на рис. 1) изменение массы жидкой фазы  $dG_{ж,н}$  в объеме  $V_n$  надплунжерной полости за период времени  $dt$  будет происходить за счет перетекания жидкой фазы в составе двухфазной среды через наполнительно-отсечные окна (с сечением  $f_o$ ), через открытый нагнетательный клапан (с сечением  $f_k$ ) и за счет выделения газовой фазы из жидкой фазы:

$$\frac{dG_{ж,н}}{dt} = -\mu_o f_o \bar{\rho}_{ж,н(вс)} w_{вс} - \mu_k f_k \bar{\rho}_{ж,н(к)} w_k - i_n, \quad (1)$$

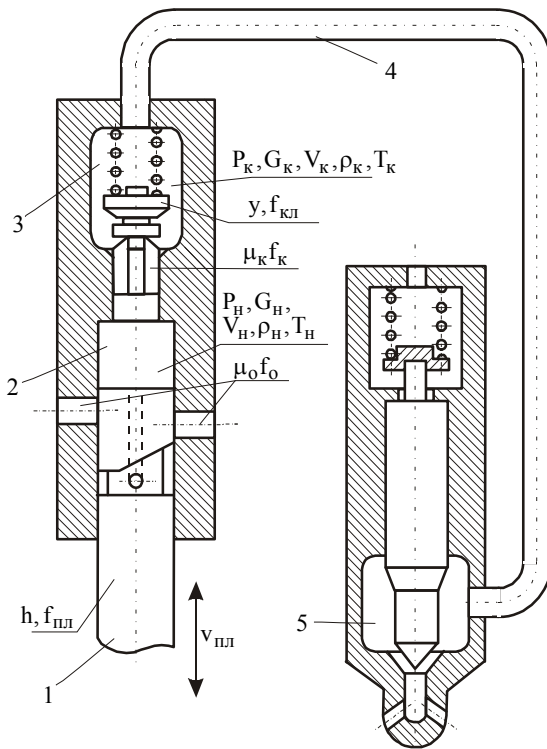


Рис. 1. Расчетная схема дизельной системы впрыска топлива: 1 – плунжер; 2 – надплунжерная полость; 3 – надклапанная полость; 4 – трубопровод высокого давления; 5 – полость форсунки

где  $\mu_o, \mu_k$  – коэффициенты расхода наполнительно-отсечных окон и нагнетательного клапана;

$w_{вс}, w_k$  – скорости истечения двухфазной среды из наполнительно-отсечных окон и через проходное сечение нагнетательного клапана;

$\bar{\rho}_{ж, вс}$  – парциальная плотность жидкой фазы в объеме всасывания топливного насоса – в полости низкого давления, за наполнительно-отсечными окнами втулки плунжера;

$\bar{\rho}_{ж, н}, \bar{\rho}_{ж, к}$  – парциальные плотности жидкой фазы в надплунжерной и надклапанной полостях (двойные индексы “н(вс)” и “н(к)” в уравнении (1) означают, что в зависимости от направления истечения, т.е. знаков  $w_{вс}$  и  $w_k$ , при расчете соответствующих членов подставляется плотность жидкой фазы в той полости, из которой вытекает жидкость);

$i_n$  – скорость выделения газовой фазы из жидкости (или ее растворения), отнесенная ко всему объему надплунжерной полости (единица измерения – кг/с).

Соответственно, уравнение массового баланса газовой фазы в надплунжерной полости будет иметь вид:

$$\frac{dG_{г,н,п}}{dt} = -\mu_o f_o \bar{\rho}_{г,н(вс)} w_{вс} - \mu_k f_k \bar{\rho}_{г,н(к)} w_k + i_{н,п} + i_{н,от}, \quad (2)$$

где  $\bar{\rho}_{г, н}, \bar{\rho}_{г, к}, \bar{\rho}_{г, вс}$  – парциальные плотности газовой фазы в надплунжерной и надклапанной полостях и в полости всасывания;

$i_{н,п}$  – скорость массообмена между жидкостью и газовой фазой, находящейся в пузырьках в объеме жидкой фазы, отнесенная к абсолютному объему полости;

$i_{н,от}$  – скорость поступления газовой фазы в пузырьки, находящиеся в объеме жидкой фазы за счет отрыва пузырьков с поверхности стенок надплунжерной полости.

Скорости истечения среды через отверстия и щели, в частности, через наполнительно-отсечные окна и через проходное сечение нагнетательного клапана,

определяются с использованием известного выражения, полученного из уравнения Бернулли.

Масса газовой фазы, находящейся в пузырьках на поверхности стенок надплунжерной полости, изменяется как за счет массообмена между газовой фазой в этих пузырьках и жидкой фазой, так и в результате отрыва пузырьков, находящихся на поверхности стенок и их поступления в объем жидкой фазы (если в течение промежутка времени  $dt$  такой отрыв произошел). Тогда уравнение массового баланса газовой фазы, находящейся в пузырьках на поверхности стенок полости, будет иметь вид:

$$\frac{dG_{г,н,ст}}{dt} = i_{н,ст} - i_{н,от}, \quad (3)$$

где  $i_{н,ст}$  – скорость массообмена между жидкостью и газовой фазой, находящейся в пузырьках на поверхности стенок надплунжерной полости.

Очевидно, что  $i_n = i_{н,п} + i_{н,ст}$ .

Скорости массообмена между жидкостью и газовыми фазами, находящимися в пузырьках в потоке и в пузырьках на поверхности стенок полости, определяются соответствующими выражениями, приведенными в работе [2].

Численным интегрированием уравнений (1) – (3) определяются значения масс соответствующих фаз  $G_{ж,н}$ ,  $G_{г,н,п}$ ,  $G_{г,н,ст}$ , после чего могут быть рассчитаны парциальные плотности соответствующих фаз по известным выражениям:

$$\bar{\rho}_{ж,н} = \frac{G_{ж,н}}{V_n}; \quad \bar{\rho}_{г,н,п} = \frac{G_{г,н,п}}{V_n}; \quad \bar{\rho}_{г,н,ст} = \frac{G_{г,н,ст}}{V_n},$$

где  $V_n$  – объем надплунжерной полости. Текущее значение этого объема определяется с учетом текущих перемещений плунжера  $h$  и нагнетательного клапана  $y$ :

$$V_n = V_{но} - f_{пл} \cdot h + f_k \cdot y,$$

где  $V_{но}$  – начальное значение объема надплунжерной полости (при  $h = 0$  и  $y = 0$ );

$f_{пл}$ ,  $f_k$  – площади поперечных сечений плунжера и нагнетательного клапана, соответственно.

Составлена система уравнений, моделирующая двухфазное состояние газожидкостной среды. Плотность двухфазной среды в надплунжерной полости рассчитывается по выражению:

$$\rho_n = \bar{\rho}_{ж,н} + \bar{\rho}_{г,н} = \bar{\rho}_{ж,н} + \bar{\rho}_{г,н,п} + \bar{\rho}_{г,н,ст}.$$

Для определения температуры газовой фазы в надплунжерной полости применяется дифференциальное уравнение, полученное из уравнения баланса энергии в единичном пузырьке газа с эффективным радиусом  $R_{н,э}$  [3]:

$$\frac{dT_n}{dt} = \frac{1}{\rho_{г,н,п} \cdot c_p} \left[ \frac{dp_n}{dt} + \frac{3c_v T_n}{4\pi R_{н,э}^3} \frac{dm_n}{dt} + \frac{3\lambda(T_{ж} - T_n)}{R_{н,э}^2} \right], \quad (4)$$

где  $T_n$ ,  $p_n$  – температура и давление газа в пузырьке в надплунжерной полости;

$T_{ж}$  – температура жидкой фазы, допускается постоянной;

$\rho_{г,н,п}$  – абсолютная плотность газа в пузырьке в надплунжерной полости;

$c_p$ ,  $c_v$  – удельные теплоемкости газа при постоянном давлении и постоянном объеме;

$m_n$  – масса газа в единичном пузырьке;

$\lambda$  – коэффициент теплопроводности жидкой фазы.

Эффективный радиус газового пузырька определяется осреднением радиуса пузырьков в потоке и на поверхности стенки из условия сохранения общего объема и общей поверхности всех пузырьков в рассматриваемой полости.

Система уравнений (1) – (4) замыкается уравнениями состояния жидкой и газовой фаз:

$$\rho_{ж,н} = a_0 + a_1 p_n + a_2 p_n^2, \quad (5)$$

$$p_n = \rho_{г,н,п} \cdot R_B \cdot T_n, \quad (6)$$

где  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$  – эмпирические коэффициенты, зависящие от вида топлива и его температуры;

$R_B$  – газовая постоянная воздуха.

Дополнительно используются выражения, связывающие объемную концентрацию газовой фазы  $\varepsilon_n$

в двухфазной среде с плотностями фаз:

$$\varepsilon_n = (\rho_{ж,n} - \bar{\rho}_{ж,n}) / \rho_{ж,n} \quad \text{и} \quad \varepsilon_n = \bar{\rho}_{г,n} / \rho_{г,n} \quad (7)$$

Начальное количество газовых пузырьков на стенке принимается, исходя из размеров микрошероховатости поверхности стенок конкретной полости, а в последующем, количество пузырьков в потоке вычисляется по уравнению баланса количества пузырьков, а также с учетом количества оторвавшихся от стенок пузырьков.

Решение задачи определения параметров двухфазной среды в полости сводится к определению  $T_n$ ,  $p_n$ ,  $\rho_{ж,n}$ ,  $\rho_{г,n}$ ,  $\varepsilon_n$  из системы уравнений (4) – (7) методом итераций для каждого шага интегрирования по времени. Эту систему уравнений условно можно назвать уравнениями состояния двухфазной среды. Как видно, в этой системе уравнений участвует фактор времени, характерный для сред с релаксацией, в которых нет однозначной зависимости между давлением и плотностью среды.

При полном растворении газовой фазы и восстановлении сплошности жидкости в полости уравнения (2) и (3) тождественно превращаются в нуль, а уравнение (1) превращается в уравнение массового баланса однофазной жидкой среды. При этом давление в полости определяется из уравнения состояния жидкой среды (5) по рассчитанному значению  $\rho_{ж,n}$ .

Аналогично составляются и уравнения для двухфазной среды в надклапанной полости насоса и в полости форсунки. Уравнения движения нагнетательного клапана и клапана форсунки составляются по общеизвестной методике, на основе II закона Ньютона и являются обыкновенными дифференциальными уравнениями второго порядка.

При описании неустановившегося двухфазного потока в трубопроводе высокого давления используются уравнения двухфазного потока, которые состоят из уравнений неразрывности для каждой из фаз и уравнения движения для двухфазного потока, которые также учитывают тепло-массообмен между фазами [4]. Эти уравнения интегрируются числен-

ным методом конечных разностей С.К. Годунова – методом “распада разрыва” [5].

Уравнения граничных условий интегрируются методом конечных разностей Эйлера первого порядка точности.

Был разработан алгоритм и составлена программа гидродинамического расчета применительно к системе впрыска топлива дизельного двигателя ЯМЗ-236. Для проверки адекватности математической модели результаты численного моделирования на компьютере были сравнены с результатами экспериментов. Сравнение проводилось по осциллограммам давления среды на выходе из топливного насоса высокого давления, на входе в форсунку, движения игольчатого клапана форсунки и по цикловой дозе впрыскиваемого топлива, которые позволяют интегрированно оценить точность математической модели. Сравнения для многочисленных режимов работы системы в широком диапазоне изменения скоростей вращения кулачкового вала насоса и цикловых доз топлива показали высокую

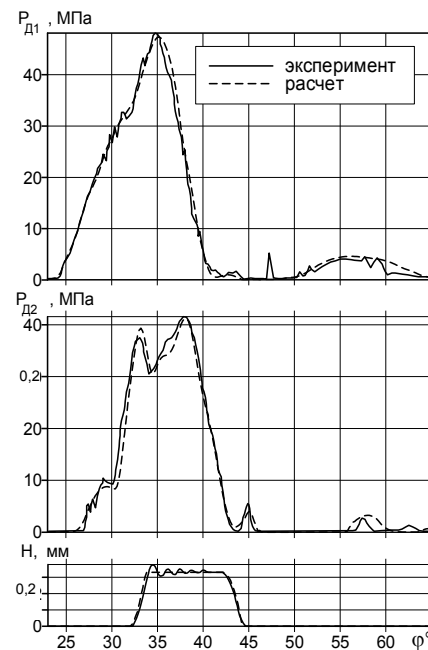


Рис. 2. Сопоставление расчетных и экспериментальных кривых давления среды на выходе из насоса ( $P_{д1}$ ), входе в форсунку ( $P_{д2}$ ) и перемещения клапана форсунки ( $H$ ) в зависимости от угла поворота ( $\varphi$ ) вала насоса (частота вращения вала насоса 1100 мин<sup>-1</sup>; цикловая доза топлива: эксперимент – 107 мм<sup>3</sup>, расчет – 108,6 мм<sup>3</sup>)

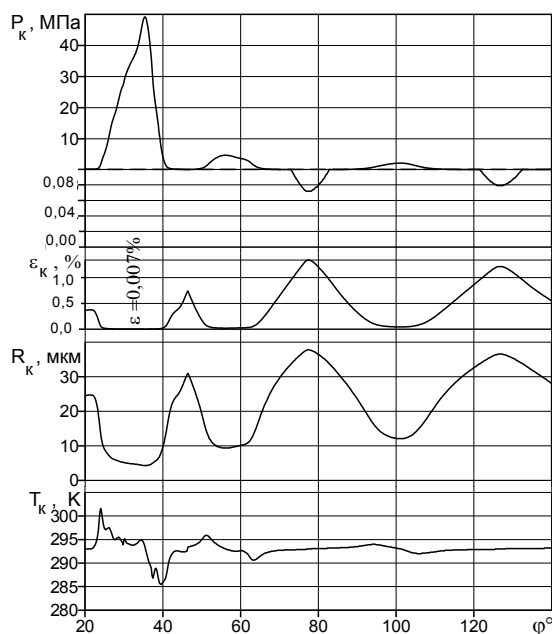


Рис. 3. Изменение давления ( $P_k$ ), концентрации газовой фазы ( $\varepsilon_k$ ) в двухфазной среде, среднего радиуса газовых пузырьков ( $R_k$ ) и температуры газовой фазы ( $T_k$ ) в надклапанной полости насоса (режим работы соответствует рис. 2), (шкала давлений ниже атмосферного давления растянута)

адекватность разработанной методики моделирования. Результаты сопоставления для номинального режима работы представлены на рис. 2. Следует отметить, что на всех режимах работы в течение времени, соответствующем более чем  $300^\circ$  угла поворота вала насоса в трубопроводе и в граничных полостях системы, имеется двухфазная среда. Если учесть, что расчетные осциллограммы получаются в результате расчета 8 – 10 последовательных оборотов вала насоса (для установления начальных условий расчета), то будет ясно, что эти осциллограммы включают в себя результаты моделирования многократного возникновения двухфазной среды, ее продолжительного существования и исчезновения, с превращением в однофазную жидкую среду. Поэтому можно утверждать, что хорошая сходимость результатов расчетов с экспериментом свидетельствует о достаточной точности методики моделирования двухфазного состояния среды.

Были проведены расчетные исследования гидродинамических процессов в двухфазной среде в полостях насоса и форсунки. На рис. 3 представлены

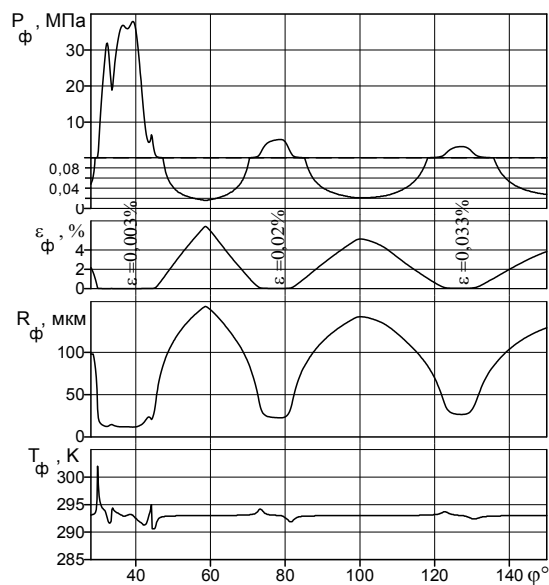


Рис. 4. Изменение давления ( $P_\phi$ ), концентрации газовой фазы ( $\varepsilon_\phi$ ) в двухфазной среде, среднего радиуса газовых пузырьков ( $R_\phi$ ) и температуры газовой фазы ( $T_\phi$ ) в полости форсунки (режим работы соответствует рис. 2), (шкала давлений ниже атмосферного давления растянута)

кривые изменения параметров среды в надклапанной полости насоса, а на рис. 4 – в полости форсунки для номинального режима. Как видно, наблюдаются колебания размеров пузырьков, концентрации и температуры газовой фазы в соответствии с колебаниями давления. Можно отметить, что при значительных колебаниях давления двухфазной среды температура газовой фазы незначительно отличается от температуры жидкого топлива, что является результатом малых размеров пузырьков и, как следствие, развитой поверхности теплообмена между фазами. Кроме того, газовая фаза может сохраняться в нерастворенном виде даже при прохождении основного импульса давления впрыска, главным образом в микрошероховатостях стенок полостей.

При колебаниях давления максимальные значения концентрации газовой фазы в линии высокого давления не превышают 5 – 6%, а после завершения впрыска и затухания колебательного движения среды значения концентрации устанавливаются в пределах 2,0 – 2,5%, при относительной геометрической объемной разгрузке линии высокого давления, равной 2,0%. На всех режимах работы системы

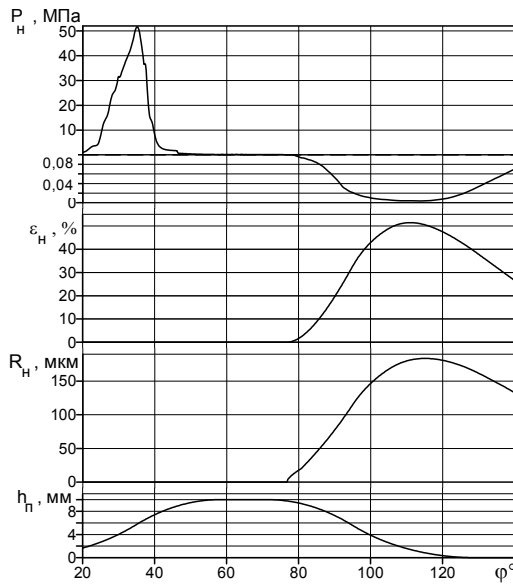


Рис. 5. Изменение давления ( $P_n$ ), концентрации газовой фазы ( $\epsilon_n$ ) в двухфазной среде, среднего радиуса газовых пузырьков ( $R_n$ ) в надплунжерной полости и перемещения плунжера ( $h_n$ ) топливного насоса (режим работы соответствует рис. 2), (шкала давлений ниже атмосферного давления растянута)

давление двухфазной среды в линии высокого давления к началу следующего цикла впрыска устанавливается обычно на уровне не ниже 0,04 – 0,05 МПа.

Характер протекания процессов в надплунжерной полости (рис. 5) отличается от характера процессов в других конечных полостях. Так, при обратном движении плунжера в результате расширения замкнутого объема полости с двухфазной средой, на участке, соответствующем активному ходу плунжера, объемная концентрация газовой фазы может достигать 50% и более. В результате резкого обратного движения плунжера на этом участке давление может опуститься до значений 0,01 МПа и ниже. Соответственно, и размеры газовых пузырьков могут иметь значительно более высокие значения – около 100 – 150 мкм.

### Заключение

Система уравнений, описывающая гидродинамические процессы в двухфазной газожидкостной среде, в граничных полостях обеспечивает высокую

адекватность математической модели системы впрыска топлива, что позволяет применить методику для решения практических задач. В результате численных исследований получены количественные показатели гидродинамических процессов в двухфазной среде в граничных полостях системы впрыска. Предложенная методика может быть применена при моделировании процессов в топливовпрыскивающих системах других схем и конструкций, а также процессов в других гидравлических системах.

### Литература

1. Астахов И.В., Голубков Л.Н., Трусев В.И. Топливные системы и экономичность дизелей – М.: Машиностроение, 1990. – 288 с.
2. Венгерский Э.В., Морозов В.А., Усов Г.Л. Гидродинамика двухфазных потоков в системах питания энергетических установок. – М.: Машиностроение, 1982. – 128 с.
3. Керимов З.Х. Особенности математического моделирования двухфазной среды с релаксацией в дизельных топливовпрыскивающих системах // Фундаментальные и прикладные проблемы совершенствования поршневых двигателей: Материалы IX Международной НПК. – Владимир, Россия. – 2003. – С. 257 – 260.
4. Керимов З.Х. Математическое моделирование неустановившихся процессов в двухфазном потоке в системе впрыска топлива дизельного двигателя // Азербайджанское нефтяное хозяйство. – Баку. – 2003. – № 7. – С. 42 – 47.
5. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

Поступила в редакцию 31.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Г. Тагизаде, Бакинский филиал Московского Государственного Открытого Университета, Баку.

УДК 621.454

**М.В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, С.Н. ЛАРЬКОВ<sup>2</sup>**<sup>1</sup>*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup>*Научно-техническое специальное конструкторское бюро «ПОЛИСВИТ», Украина*

## **РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ МОТОКОМПРЕССОРНОГО ВРД МАЛОЙ ТЯГИ С КОМПРЕССОРОМ ОБЪЕМНОГО ТИПА**

Рассмотрены квазистационарная и комплексная модели рабочего процесса МкВРД малой тяги. Приведены результаты численного моделирования высотно-скоростных характеристик, получены данные об устойчивости рабочего процесса МкВРД с нерегулируемым соплом в диапазоне скоростей 0 – 150 м/с и высот 0 – 2000 м. Сделан вывод о сопоставимости МкВРД и ТРДД большой степени двухконтурности по характеристикам удельного расхода топлива.

**беспилотный летательный аппарат, воздушно-реактивный двигатель, рабочий процесс, моделирование, высотно-скоростные характеристики**

### **Введение**

Наблюдается всплеск интереса к малоразмерным беспилотным летательным аппаратам (БЛА), обусловленный прогрессом в области микроэлектроники, позволившим создать миниатюрные платформенные инерциальные системы управления и аппаратуру видеонаблюдения суммарной массой в сотни граммов.

Одним из наиболее важных факторов, определяющих облик легкого БЛА (с массой порядка 10 кг), является способность компенсации ветрового сноса и полета в условиях приземной турбулентности, для чего необходима крейсерская скорость полета не менее 80-100 м/с, что ставит проблему выбора подходящего типа двигательной установки (ДУ) [1].

Практически безальтернативным типом ДУ, освоением на БЛА подобной размерности, является винтомоторная установка с поршневым двигателем (ПД) мощностью 3 – 5 кВт и винтом фиксированного шага, которая способна обеспечить только однорежимный полет в данном диапазоне скоростей.

Применение пульсирующих ВРД (ПуВРД), вследствие свойственных им недостатков (высокого уровня вибраций и удельного расхода топлива), ограничивается классом БЛА-мишеней.

Использование появившихся в последнее время микро-ТРД наталкивается на целый комплекс прин-

ципиально непреодолимых проблем, связанных с масштабным вырождением рабочего процесса в камере сгорания и турбомашине. При чрезвычайно высокой стоимости изготовления, микро-ТРД по характеристикам расхода топлива в данном типоразмере не имеют существенных преимуществ перед ПуВРД.

Таким образом, традиционные типы ДУ следует считать малоприспособными для оснащения скоростных БЛА легкого класса.

### **1. Постановка задачи**

Мотокомпрессорные воздушно-реактивные двигатели (МкВРД) с лопаточными машинами в качестве компрессоров, появившиеся на заре авиации, были предметом длительных и малоуспешных опытов [2], которые были прекращены в связи с появлением работоспособных ТРД и ТВД к концу 1940-х годов.

Тем не менее, на очередном витке развития возможно появление перспективных ДУ с МкВРД для легких скоростных БЛА. Принципиальным их отличием от предшествующих полноразмерных аналогов должно стать применение компрессоров объемного типа. Подобные двигатели могут иметь интегрированную схему МкВРД – свободнопоршневой генератор газа [3] или представлять собой систему, скомпонованную из вполне отработанных автоном-

ных блоков – ПД привода и компрессора. Последняя схема имеет некоторые преимущества с точки зрения стоимости и технического риска, что достигается, главным образом, за счет ухудшения массогабаритного совершенства ДУ.

Задачей исследования явилась оценка высотно-скоростных характеристик малоразмерного МкВРД (на основе авиамодельного ПД с рабочим объемом  $10 \text{ см}^3$ ) для сверхлегкого БЛА со взлетной массой 6–8 кг. Требования к высотности МкВРД определялись назначением БЛА – всепогодного носителя системы видеонаблюдения участка местности.

## 2. Решение задачи

### 2.1. Квазистационарная модель

На первом этапе исследования была разработана квазистационарная модель рабочего процесса для определения:

- 1) скоростных характеристик МкВРД в диапазоне 0 – 200 м/с;
- 2) массогабаритных параметров МкВРД;
- 30 оптимальной степени повышения давления в компрессоре МкВРД.

Исходными данными модели являются:

- 1) скорость полета  $V_0$ ;
- 2) параметры стандартной атмосферы  $k$ ,  $p_0$ ,  $R_0$ ,  $T_0$ ;
- 3) характеристики приводного ДВС (мощность  $N_{\text{ПД}}$ , удельный расход топлива  $C_{\text{ПД}}$ );

- 4) номинальная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k$ ;

- 5( КПД компрессора объемного типа, принятый равным 0,7 на основе данных [4].

Для выбора степени повышения давления компрессора была проведена оптимизация параметров ДУ, в качестве целевой функции выбрана удельная суммарная масса ДУ и топлива, исходя из времени полета 60 мин. и крейсерской скорости 100 м/с:

$$M_{\text{УД}_{\text{ДУ}}} = \frac{M_{\text{ПД}} + m_{\text{в}} \cdot M_{\text{УД}_{\text{К}}} + m_{\text{Г}} \cdot t_{\text{п}}}{R_{\text{т}}}, \quad (1)$$

где  $M_{\text{УД}_{\text{К}}}$  – удельная масса компрессора;

$m_{\text{в}}, m_{\text{Г}}$  – расход воздуха и расход топлива, соответственно;

$t_{\text{п}}$  – время полета;

$R_{\text{т}}$  – сила тяги.

Паспортные данные авиамодельного двигателя МДС-10КРУ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики приводного ДВС

| №  | Величина                                            | Знач. |
|----|-----------------------------------------------------|-------|
| 1. | Мощность двигателя $N_{\text{ПД}}$ , кВт            | 2,2   |
| 2. | Частота вращения коленвала $n_{\text{кв}}$ , об/мин | 19000 |
| 3. | Степень сжатия                                      | 10,5  |
| 4. | Уд. расход топлива $C_{\text{ПД}}$ , кг/кВт*ч       | 0,4   |
| 5. | Масса $M_{\text{ПД}}$ , кг                          | 0,55  |

Массогабаритные характеристики МкВРД оценивались на основе паспортных данных приводного ДВС и результатов эскизного проектирования. Удельная масса компрессора объемного типа была принята равной 5 кг/кг\*с при частоте вращения ротора компрессора 19000 об/мин.

На рис. 1 представлено поведение целевой функции в зависимости от степени повышения давления, исходя из которого была принята степень повышения давления  $\pi_k = 1,3$  и проведено моделирование скоростных характеристик МкВРД на уровне моря  $H = 0$  (рис. 2 и 3). На рис. 4 приведен внешний вид объекта исследований.

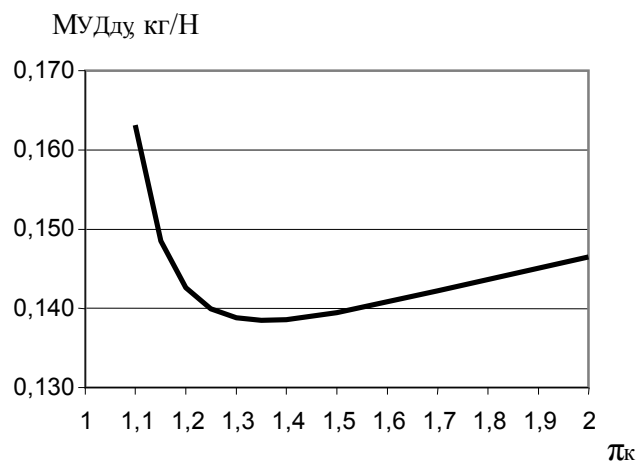


Рис. 1. Удельная масса ДУ с МкВРД ( $V = 100 \text{ м/с}$ ,  $H = 0$ )

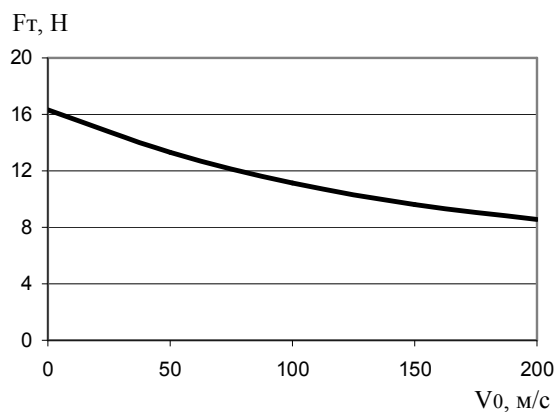
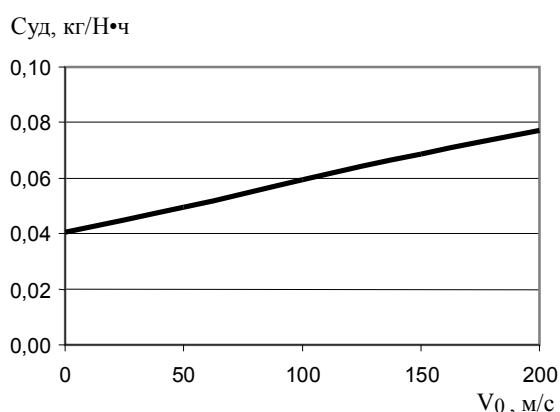
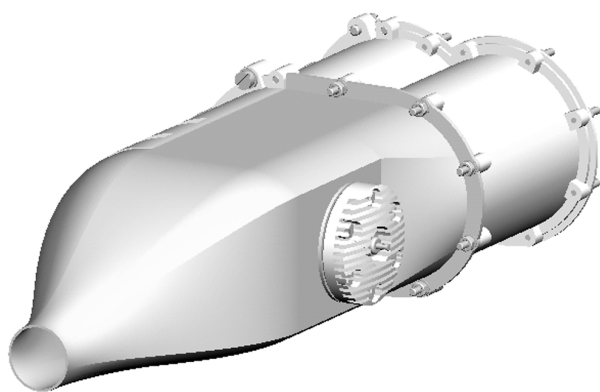
Рис. 2. Тяга MkВРД на  $H = 0$ Рис. 3. Удельный расход топлива MkВРД на  $H = 0$ 

Рис. 4. Внешний вид MkВРД

## 2.2. Комплексная модель MkВРД

Для проведения опережающих исследований рабочего процесса в MkВРД, программа которых включала в себя определение основных характеристик, а именно:

1) высотно-скоростных характеристик приводного ПД и MkВРД в целом;

2) характеристик приемистости;

3) устойчивости рабочего процесса в диапазоне скоростей  $0 - 150 \text{ м/с}$  и высот  $0 - 2000 \text{ м}$ ;

4) оценки массогабаритных параметров MkВРД, на основе метода комплексного моделирования ДУ с двухтактным ПД [5] была разработана комплексно-сопряженная газодинамическая и механическая модель MkВРД следующего состава:

1) пространственная 3D подмодель (ПМ) термогазодинамического процесса в цилиндре ПД;

2) 1D ПМ процессов в патрубках впускной и выпускной систем;

3) 0D ПМ процессов в картере ПД, компрессоре и ресивере с реактивным соплом;

4) динамическая модель кривошипно-шатунного механизма с присоединенным ротором компрессора.

Верификация модели осуществлялась путем сравнения паспортных данных (мощности, номинальной частоты вращения коленчатого вала) приводного ПД с характеристиками, прогнозируемыми моделью.

Высотно-скоростные характеристики получены методом установления (рис. 5, 6). В качестве начальных параметров были приняты номинальные ( $\pi_K = 1,3$ ,  $n_{KV} = 19000 \text{ об/мин}$ ).

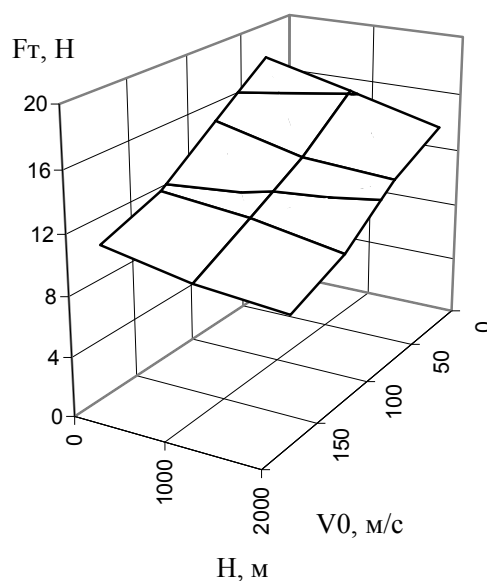


Рис. 5. Тяга MkВРД

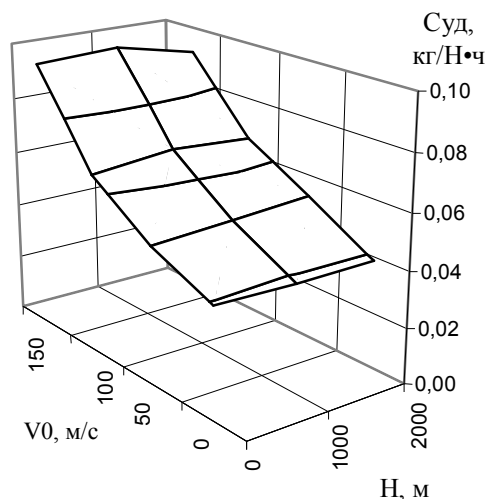


Рис. 6. Удельный расход топлива

### Выводы

1. Результаты проведенных исследований позволяют сделать заключение о принципиальной возможности реализации МкВРД данного типа в заданном диапазоне скоростей и высот полета.

2. Обеспечивается устойчивость рабочего процесса в МкВРД с нерегулируемым соплом в диапазоне высот 0 – 2000 м и скоростей полета 0 – 150 м/с.

3. Применение компрессора объемного типа, работающего на сопло постоянного сечения с докритическим перепадом давлений, приводит к падению потребляемой мощности и, соответственно, тяги при одновременной раскрутке ротора МкВРД с увеличением скорости полета, что объясняется влиянием следующих факторов:

а) фиксированным объемным расходом компрессора и, как следствие, практически независимым массовым расходом воздуха и перепадом давлений на реактивном сопле от скорости полета БЛА, что вызывает снижение потребной удельной работы сжатия в компрессоре;

б) повышением мощности приводного ДВС за счет наддува скоростным напором.

4. Для обеспечения полноты использования мощности приводного ПД и расширения скоростного диапазона необходимо применение сопла регули-

руемого типа, обеспечивающего поддержание заданного перепада давлений между входом и выходом компрессора.

5. Удельный расход горючего практически не зависит от высоты полета в диапазоне 0 – 2000 м.

6. Допустимый скоростной диапазон МкВРД с нерегулируемым соплом, по-видимому, ограничивается значительным ростом частоты вращения ротора МкВРД (при  $V_{п} = 0$  м/с с 19000 до 26600 об/мин при  $V_{п} = 150$  м/с, т.е. на 40%).

7. Прогнозируемые характеристики расхода топлива МкВРД при скорости 100 м/с у земли вполне сопоставимы с таковыми для ТРДД большой степени двухконтурности ( $C_{уд} = 0,065$  кг/Н·ч);

8. Ориентировочное значение удельная массы ДУ составляет 0,09 кг/Н.

### Литература

1. Амброжевич А.В., Потапенко А.А., Яшин С.А., Ларьков С.Н., Симбирский В.Л., Беляков К.В. Воздушно-реактивные двигатели для миниатюрных БЛА // Космічна наука і технологія. – 2003. – № 1. – С. 78 – 84.
2. <http://german.rsuh.ru/html/german/A1/motor-01.htm#default>.
3. Потапенко О.О., Амброжевич М.В. Спосіб роботи реактивної установки малої тяги з поршневим двигуном і пристрій, що його реалізує. Патент України № 4298/1 від 27.02.2004 (Заява на винахід №2003087832 від 19.08.2003).
4. Амброжевич М.В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2002. – Вип. 30. – С. 37 – 42.
5. Чиняев И.А. Роторные насосы. – Л.: Машиностроение, 1969. – 216 с.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 539.3:621

Ю.С. ВОРОБЬЕВ<sup>1</sup>, К.Ю. ДЬЯКОНЕНКО<sup>2</sup><sup>1</sup>Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАНУ, Украина<sup>2</sup>Национальный технический университет «ХПИ», Украина

## КОЛЕБАНИЯ МНОГОДИСКОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РОТОРА ГТД

Рассмотрены собственные колебания сложного дисково-барабанного фрагмента ротора ГТД. Проведен анализ влияния тонкостенных оболочечных элементов на совместные колебания системы. Приведены частоты и наиболее характерные формы колебаний, на которых показана взаимосвязь между колебаниями элементов системы.

**ротор, диски, тонкостенные элементы, совместные колебания, собственные частоты, собственные формы**

## Введение

В связи с тенденцией создания турбоагрегатов большей удельной мощности и ростом интенсивности нагрузок, ужесточаются требования к их прочности и надежности. Один из важнейших вопросов при рассмотрении прочности турбомашин – колебания роторов [1 – 4]. В связи со стремлением к равнопрочности роторов с рабочими колесами, возникает необходимость в исследованиях их колебаний не только как отдельных элементов, но и как единых деформируемых систем. Интерес представляет выявление взаимосвязи при совместных колебаниях и анализ влияния различных элементов на колебания всей системы.

Многие из современных роторов ГТД содержат системы дисков, объединенных оболочечными элементами. В данной работе рассматривается одна из таких систем, состоящая из дисков, части ротора и элементов их связывающих. Система представляет собой сложную конструкцию дисково-барабанного типа, состоящую из трех дисков, соединенных между собой тонкостенными оболочечными элементами, которые несут на себе лабиринтные уплотнения системы. **Основная цель работы:** изучить взаимосвязанные колебания этой системы и выяснить, какой вклад в колебания вносят различные ее элементы.

## Результаты исследований

Влияние тонкостенных элементов, соединяющих диски, на собственные частоты системы представлены в табл. 1. Все формы колебаний являются совместными.

Таблица 1

Собственные частоты  
для двух вариантов конструкции

| N  | с тонкостенными<br>элементами, Гц | без тонкостенных<br>элементов, Гц |
|----|-----------------------------------|-----------------------------------|
| 1  | 134                               | 60                                |
| 2  | 228                               | 79                                |
| 3  | 346                               | 98                                |
| 4  | 598                               | 104                               |
| 5  | 882                               | 134                               |
| 6  | 909                               | 135                               |
| 7  | 1083                              | 210                               |
| 8  | 1113                              | 243                               |
| 9  | 1229                              | 255                               |
| 10 | 1256                              | 349                               |
| 11 | 1271                              | 420                               |
| 12 | 1334                              | 512                               |
| 13 | 1351                              | 556                               |
| 14 | 1437                              | 624                               |
| 15 | 1443                              | 653                               |
| 16 | 1534                              | 658                               |
| 17 | 1535                              | 679                               |
| 18 | 1652                              | 757                               |
| 19 | 1712                              | 827                               |
| 20 | 1732                              | 931                               |

При учете оболочечных элементов наблюдается существенное повышение частот и перераспределение форм колебаний. Наиболее характерные формы представлены на рис. 1 – 8.



Рис. 1. Преимущественно изгибные колебания с одним узловым диаметром,  $f = 134$  Гц



Рис. 2. Преимущественно крутильные колебания,  $f = 228$  Гц



Рис. 3. Преимущественно зонтичные синфазные колебания,  $f = 346$  Гц

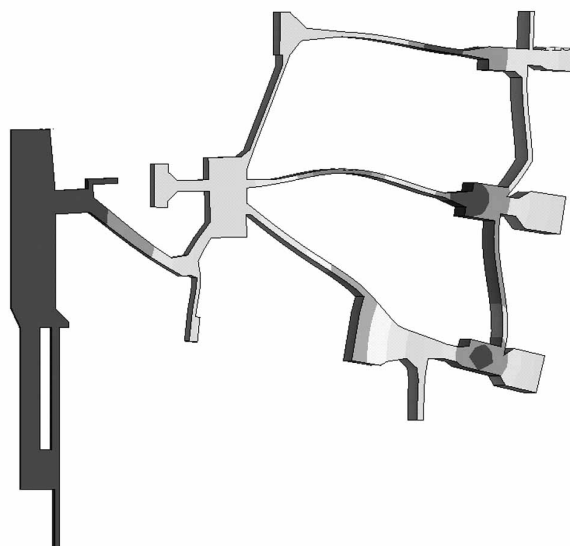


Рис. 4. Преимущественно зонтичные колебания с узловой окружностью,  $f = 909$  Гц

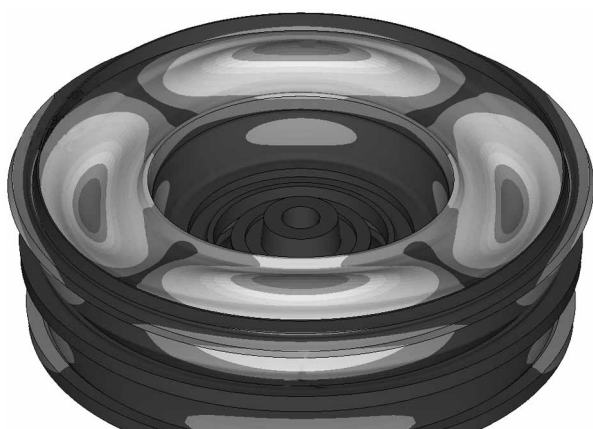


Рис. 5. Преимущественно веерные колебания с двумя узловыми диаметрами,  $f = 1443$  Гц

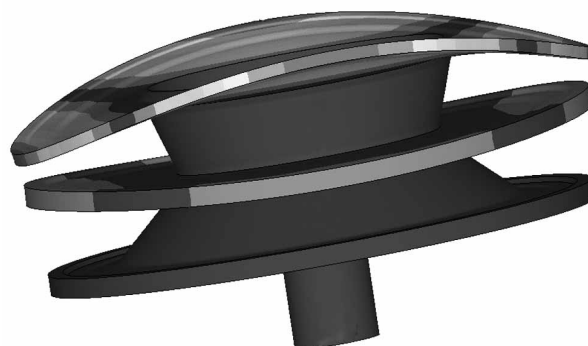


Рис. 6. Преимущественно веерные колебания двух дисков с двумя узловыми диаметрами в противофазе,  $f = 135$  Гц

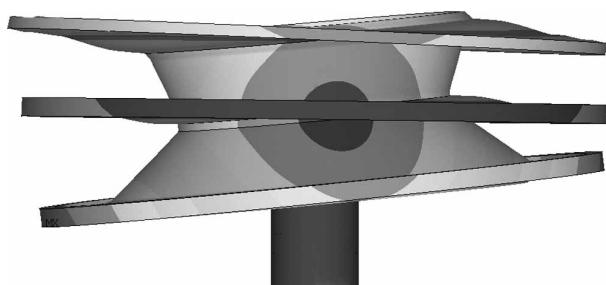


Рис. 7. Преимущественно изгибные колебания с одним узловым диаметром; первые два диска совершают колебания синфазно в противофазе с третьим,  $f = 210$  Гц

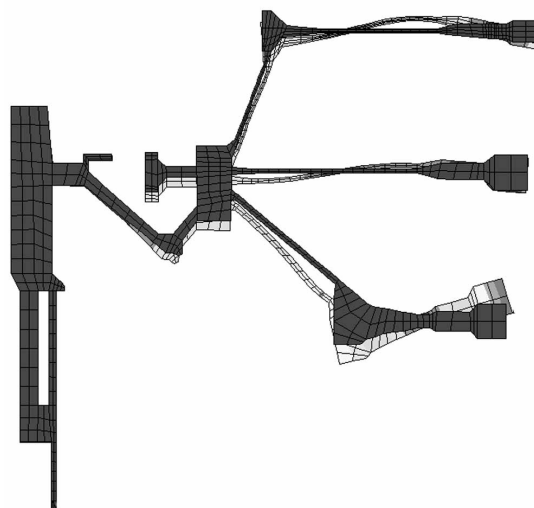


Рис. 8. Преимущественно зонтичные колебания с узловыми окружностями. 3-й диск движется в противофазе двум первым,  $f = 931$  Гц

При преимущественно изгибных (рис. 1, 7), зонтичных (рис. 3, 4, 8) и особенно веерных (рис. 5, 6) формах наблюдается заметное повышение частот, т. е. оболочечные элементы существенно ужесточают конструкцию. При преимущественно крутильных колебаниях системы (рис. 2) влияние оболочечных элементов проявляется в основном как присоединенных моментов инерции, что незначительно снижает частоты. Диски в этом случае практически не деформируются.

В результате проведенных исследований можно сделать выводы, что присутствие тонкостенных оболочечных элементов в подобных конструкциях существенным образом сказывается на колебаниях всей системы. Они не только несут на себе лабиринтные уплотнения, но придают конструкции дополнительную жесткость и должны учитываться в расчетах колебаний роторных систем.

Эти исследования должны послужить началом решения значительно более сложной задачи о колебаниях полной системы ротора с облопаченными турбинными и вентиляторными дисками.

## Литература

1. Шульженко Н.Г., Воробьев Ю.С. Численный анализ колебаний системы турбоагрегат – фундамент. – К.: Техника, 1991. – 232 с.
2. Воробьев Ю.С. Колебания лопаточного аппарата турбомашин. – К.: Наук. думка, 1988. – 224 с.
3. Sokolowski Ja, Rzadkowski R., Kwapisz L.. Frequencies and modes of rotating flexible shrouded bladed disks-shaft assemblies // Task Quarterly. – 2003. – 7, No 2. – P. 1001 – 1017.
4. Rzadkowski R., Sokolowski Ja. Natural frequencies and modes shapes of two rigid bladed discs on the shaft // Task Quarterly. – 2004. – 8, No 1. – P. 51 – 69.
5. Воробьев Ю.С., Дьяконенко К.Ю. Анализ колебаний ротора с дисками // Вестник Нац. техн. ун-та «Харьковский политехн. ин-т». – 2003. – № 8, т. 2. – С. 25 – 28.

Поступила в редакцию 22.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАНУ, Харьков.

УДК 621.45.037

Н.В. ГОНЧАР, Д.В. ПАВЛЕНКО

*Запорожский национальный технический университет, Украина*

## ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ МЕЖПАЗОВЫХ ВЫСТУПОВ ДИСКА КОМПРЕССОРА С ПАЗАМИ ТИПА "ЛАСТОЧКИН ХВОСТ"

Исследовано влияние конструктивных особенностей межпазовых выступов диска компрессора с пазами типа "ласточкин хвост" на теоретический коэффициент концентрации напряжений. Выполнен расчет величины переменных и постоянных составляющих цикла нагружения межпазового выступа диска в месте наиболее вероятного разрушения от многоциклового усталости.

**концентратор напряжений, межпазовый выступ, диск компрессора высокого давления, напряженно-деформированное состояние, модель прочностной надежности, метод конечных элементов.**

### Введение

В настоящее время в авиадвигателестроении находят широкое применение модели прочностной надежности высоконагруженных деталей ротора, ограничивающих ресурс работы газотурбинных двигателей (ГТД). Использование моделей позволяет учитывать влияние на величину запаса прочности как конструктивных особенностей деталей так и особенностей технологии их обработки, что способствует уменьшению числа натурных экспериментов и сокращению сроков доводки двигателей [1].

### 1. Формулирование проблемы

Основным затруднением на этапе оценки составляющих эксплуатационных нагрузок является отсутствие возможности оценки напряженно-деформированного состояния детали непосредственно в местах конструктивных концентраторов напряжений, которые, как правило, являются местом наиболее вероятного разрушения деталей. Недостатком существующих способов оценки напряженно-деформированного состояния в местах концентрации напряжений является то, что способы, основанные на определении величины теоретического концентратора напряжений по таблицам и номограммам Р. Петерсона [2] и Дж. Коллинза [3],

не позволяют в полной мере учитывать взаимодействие наиболее сильных концентраторов. В то же время способы, основанные на построении крупномасштабных моделей деталей [4] являются весьма дорогостоящими и требуют для своей реализации длительного времени.

Перспективным направлением в определении величины концентрации напряжений от геометрических особенностей сложноспрофильных деталей ГТД является оценка их напряженно-деформированного состояния методом конечных элементов.

### 2. Решение проблемы

Задачей настоящего исследования являлось определение величины теоретического концентратора напряжений, создаваемого острым углом межпазового выступа диска компрессора высокого давления с пазами типа "ласточкин хвост" (рис. 1) при различных схемах нагружения и расчет постоянной и переменной составляющей цикла нагружения межпазового выступа диска.

Для расчета напряженного состояния использовали результаты тензометрирования дисков компрессора на двигателе при его работе на номинальном режиме. Тензодатчики с базой 3 мм наклеивали на дно паза и боковую поверхность межпазового выступа.

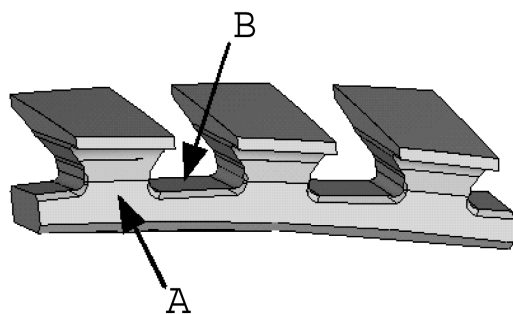


Рис. 1. Фрагмент ободной части диска компрессора высокого давления с пазами типа "ласточкин хвост": А – боковая поверхность ножки межпазового выступа, В – доньшко паза.

Особенностью концентрации напряжений в пазах типа "ласточкин хвост" является суперпозиция концентрации от радиуса перехода рабочей поверхности к доньшку паза ("выкружки"), обеспечиваемой инструментом при протягивании и концентрации напряжений, вызываемых наличием острых кромок, которые скругляют или притупляют фаской различной величины. Так, согласно ремонтной технологии, радиус "выкружки" также оказывается переменным и увеличивается при перепротягивании паза от 0,6 до 1 мм. При работе диска компрессора и испытании на усталость образца, вырезанного из ободной части диска (рис. 1), наиболее сильным концентратором является кромочная поверхность на "выкружке" паза в остром углу межпазового выступа. Таким образом, имеет место влияние двух наиболее сильных и определяемых технологией изготовления диска концентраторов: "выкружки" и кромки, имеющей радиус скругления, обеспечиваемый слесарной обработкой.

Для оценки напряженно-деформированного состояния в зоне конструктивного концентратора напряжений паза были созданы твердотельные модели ободной части диска, имеющие различные радиусы "выкружки" и радиусы скругления кромок. Для расчета методом конечных элементов в модели была создана регулярная сетка из 20-ти узловых конечных элементов высшего порядка типа Solid 95. В зоне концентрации напряжений размер элементов не превышал 0,2 мм. При этом общее число конечных

элементов в модели составляло 15000...16000 шт. Учитывая, что при тензометрировании дисков на разгонных стендах определяют постоянную ( $\sigma_m$ ) и переменную ( $\sigma_a$ ) составляющую напряжений на дне паза и на боковой поверхности ножки межпазового выступа соответственно (В и А, рис. 1), для повышения точности расчета выполнялось сгущение сетки конечных элементов в этих зонах. Для определения величины теоретического концентратора напряжений ободную часть диска подвергали консольному изгибу и растяжению с такой амплитудой, при которой максимальные напряжения в "выкружке" паза не превышали предела текучести сплава. Величину теоретического концентратора напряжений определяли как отношение среднего значения максимальных напряжений по Мизесу в "выкружке" к напряжению на поверхности дна паза и на боковой поверхности ножки межпазового выступа:

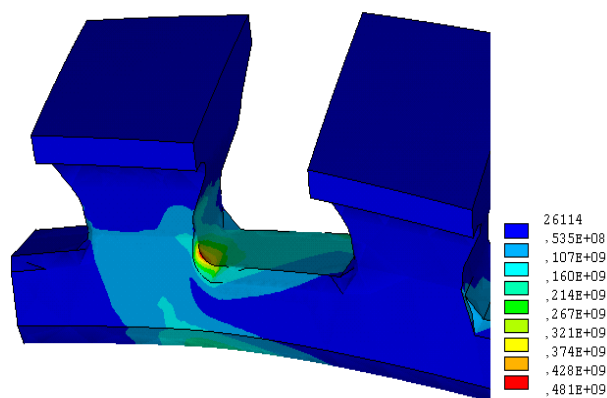


Рис. 2. Распределение эквивалентных напряжений (Па) в ободной части диска компрессора высокого давления при консольном изгибе

Для определения постоянной составляющей цикла нагружения межпазового выступа, которая вызывается центробежными силами как самого выступа, так и за счет действия центробежных сил от лопаток, межпазовый выступ нагружали давлением со стороны опорных поверхностей. Значение теоретического коэффициента концентрации напряжений при растяжении определяли аналогично.

Коэффициенты концентрации напряжений оп-

ределяли для ободной части диска с различными конструктивными особенностями: без фаски скругления, с фаской, и для образца, повторно протянутого по ремонтной технологии с увеличенным радиусом "выкружки" у основания межпазового выступа. Результаты расчетов, величина переменных напряжений действующих на дне паза и постоянных напряжений на боковой поверхности ножки межпазового выступа, определенные путем тензометрирования диска компрессора, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Теоретические коэффициенты концентрации напряжений от "выкружки" паза и составляющие эксплуатационных напряжений паза

| № п/п | Вариант технологии | $\sigma_a^*$ , МПа | $\alpha^*$ | $\sigma_a$ , МПа | $\sigma_m^*$ , МПа | $\alpha^{**}$ | $\sigma_m$ , МПа |
|-------|--------------------|--------------------|------------|------------------|--------------------|---------------|------------------|
| 1     | Пр (без фаски)     | 10,0               | 2,73       | 27,3             | 171,2              | 2,78          | 476,0            |
| 2     | Пр + Сл            |                    | 1,38       | 13,8             |                    | 1,51          | 258,5            |
| 3     | Пр + Сл + ПСА      |                    | 1,38       | 13,8             |                    | 1,51          | 258,5            |
| 4     | Пр + Сл + УЗУ      |                    | 1,38       | 13,8             |                    | 1,51          | 258,5            |
| 5     | ППр + Сл + УЗУ     |                    | 1,22       | 12,2             |                    | 1,29          | 220,9            |

Примечание:

$\sigma_a^*$  – амплитуда переменных напряжений на поверхности дна паза диска;

$\sigma_m^*$  – постоянные напряжения, действующие на торцевой поверхности ножки межпазового выступа;

$\alpha^*$  – теоретический коэффициент концентрации напряжений при изгибе;

$\alpha^{**}$  – теоретический коэффициент концентрации напряжений при растяжении;

Пр – протягивание пазов с радиусом "выкружки" 0,6...0,8 мм;

ППр – повторное протягивание по ремонтной технологии с радиусом "выкружки" 1,0...1,2 мм;

Сл – слесарная обработка, скругление кромок фаской 0,5...0,8 мм;

УЗУ – ультразвуковое упрочнение стальными шариками Ø0,68 мм;

ПСА – обработка в псевдосжиженном слое абразива.

чину теоретического коэффициента концентрации напряжений, создаваемого суперпозицией концентраций напряжений непосредственно от "выкружки" паза и радиуса скругления кромок. Установлено, что скругление кромок паза и увеличение радиуса "выкружки" в исследованном диапазоне приводят к снижению величины концентрации напряжений и, следовательно, к снижению величины эксплуатационных нагрузок.

Полученные результаты позволили определить постоянную и переменную составляющие эксплуатационных напряжений, действующих в зоне зарождения усталостных трещин и наиболее вероятного разрушения диска компрессора с учетом особенностей технологии его изготовления, что может быть использовано для построения модели прочностной надежности ободной части дисков компрессоров с пазами типа "ласточкин хвост".

## Литература

1. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей / И.А. Биргер, Б.Ф. Балашов, Р.А. Дульнев, и др. / Под ред. И.А. Биргера и Б.Ф. Балашова. – М.: Машиностроение, 1981. – 222 с.
2. Петерсон Р. Коэффициенты концентрации напряжений: (Графики и формулы для расчета конструктивных элементов на прочность). – М.: Мир, 1977. – 302 с.
3. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях, анализ, предсказание, предотвращение / Пер. с англ. – М.: Мир. – 1984. – 624 с.
4. Брондз Л.Д. Технология и обеспечение ресурса самолетов. – М: Машиностроение, 1986. – 184 с.

Поступила в редакцию 1.06.2004

## Заключение

Результаты расчета напряженно-деформированного состояния в выкружке паза диска компрессора типа "ласточкин хвост" позволили определить вели-

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.Я. Качан, ОАО "Мотор Сич", Запорожье.

УДК 539.3:621

**Ю.С. ВОРОБЬЕВ, Е.В. ТИШКОВЕЦ, М.А. СТОРОЖЕНКО, В.Н. РОМАНЕНКО***Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина*

## **ЛОКАЛИЗАЦИЯ ВИБРАЦИОННЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЛОПАТКАХ ГТД С ПОВРЕЖДЕНИЯМИ**

Рассматривается локализация вибрационных напряжений с повреждениями типа трещина. Численный анализ основывается на трехмерных конечноэлементных моделях лопатки. Исследуется влияние размеров и места расположения трещин на поля интенсивности вибрационных напряжений.

**колебания, вибрационные напряжения, локализация напряжений, лопатки ГТД, повреждения, трещины, трехмерные модели, конечные элементы**

### **Введение**

На вибрационную прочность лопаточного аппарата современных ГТД наибольшее влияние оказывает локализация напряжений в ограниченных зонах лопаток. Эта локализация вызывается конструктивными, технологическими и эксплуатационными факторами. Сложная конструктивная форма и особенности технологической обработки лопаток являются причиной возникновения зон повышенных напряжений при их колебаниях. В процессе эксплуатации могут возникать повреждения, которые также приводят к локализации вибрационных напряжений [1 – 6]. Часто зоны локализации напряжений, вызванной различными причинами, совпадают. Для анализа этих явлений целесообразно использовать трехмерные модели, позволяющие проследить за изменениями напряжений в весьма ограниченных зонах. Одним из средств такого анализа является МКЭ, использующий конечные элементы, позволяющие описать поля напряжений с особенностями сингулярного типа.

### **1. Постановка задачи**

В предыдущих работах авторов [6 – 8] рассматривались задачи о локализации вибрационных напряжений в реальных лопатках газовых турбин за

счет их сложных конструктивных форм. Данная работа посвящена анализу изменения полей напряжений в лопатках при возникновении повреждений типа стационарных трещин. Для построения модели используется 20-узловой изопараметрический трехмерный элемент в криволинейной системе координат. Функции формы этого элемента позволяют описать изменения напряжений внутри элемента [6 – 8]. Кроме того, используются сгущения сетки в области сингулярных особенностей полей напряжений. Для оценки влияния повреждений проводится сопоставление полей напряжений в лопатках с повреждениями и без них. Особое внимание уделяется областям, где вследствие конструктивных особенностей лопаток наблюдается локализация напряжений, и вероятность возникновения трещин возрастает.

### **2. Результаты численного анализа**

На основании упомянутой модели был проведен численный анализ влияния повреждений на особенности напряженно-деформированного состояния элементов лопаточного аппарата газовой турбины при колебаниях. В качестве объекта выбрана компрессорная лопатка. Расчетная схема включает перо и замок. Анализировалось влияние стационарной

трещины на входной кромке лопатки вблизи корня, в средней части пера и на периферии. Эти зоны могут представлять опасность с точки зрения вероятности появления трещин и наличия локализации напряжений вследствие конструктивных особенностей системы. В качестве примера приведено изменение полей перемещений (рис. 1) и напряжений (рис. 2) в

лопатке без повреждений и с трещиной в корне, в середине и на периферии пера (слева направо) при колебаниях по пятой форме. Эта форма (преимущественно вторая крутильная) выбрана в связи с тем, что одна из узловых линий проходит практически вдоль трещины. В этом случае формы перемещений и напряжений изменяются меньше [5].

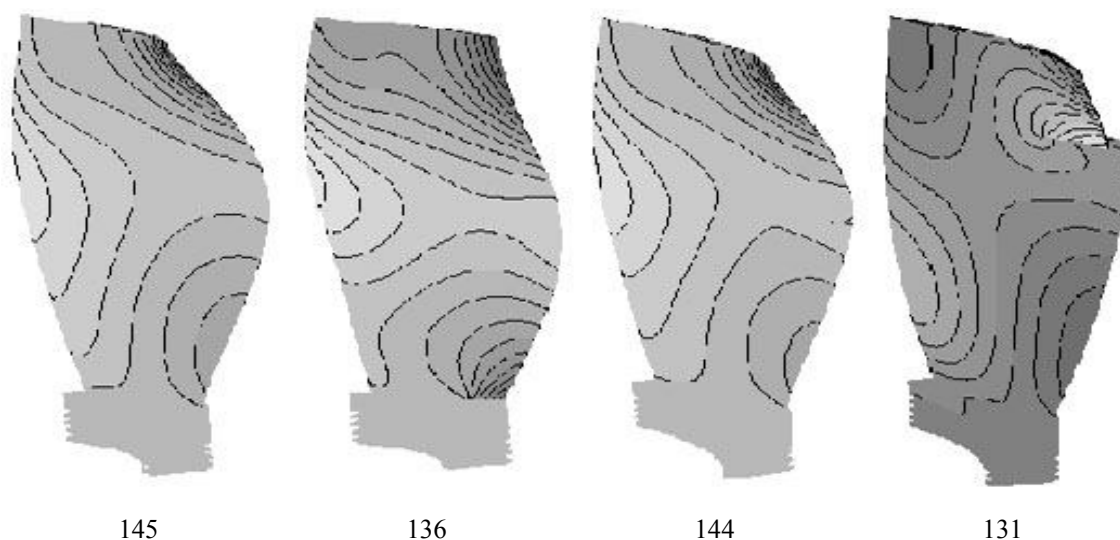


Рис. 1. Поля перемещений и частоты (в Гц) при колебаниях компрессорной лопатки без повреждений и с различным расположением трещины по высоте лопатки

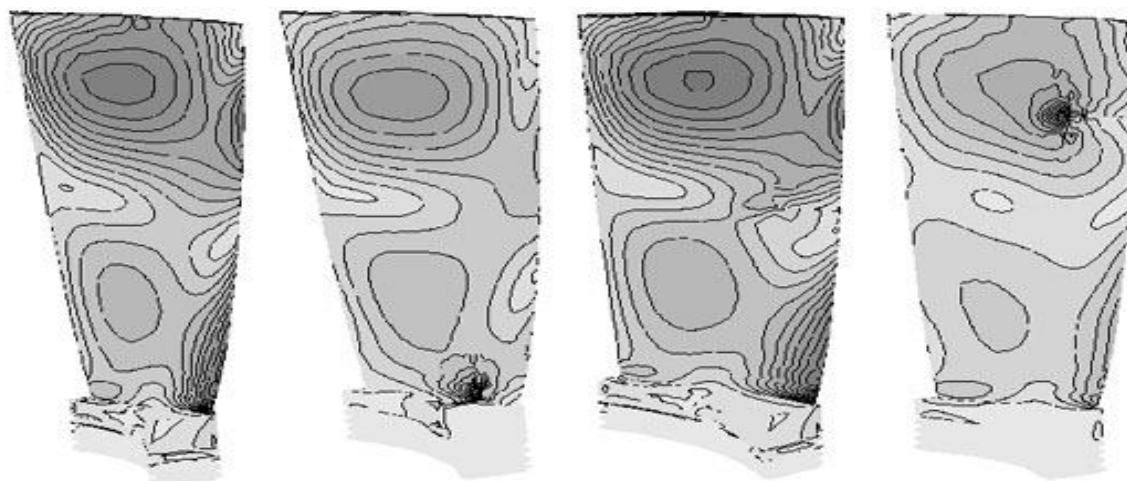


Рис. 2. Поля интенсивностей напряжений при колебаниях компрессорной лопатки без повреждений и с различным расположением трещины по высоте лопатки

Собственная частота практически не изменяется. В остальных случаях поля напряжений изменяются не только в зоне трещины, но и во всей лопатке. Результаты расчетов показывают существенное изме-

нение полей напряжений и появление локализации напряжений в зоне повреждения. Собственные частоты системы при этом изменяются мало. Наибольший уровень локализации напряжений, как и следо-

вало ожидать, наблюдается в зоне устья трещины. Изменение размеров трещины мало влияет на этот уровень. В ряде случаев можно предотвратить наложение зон локализации напряжений за счет конструктивных особенностей и повреждений. Так, например, изменения радиусов галтельных переходов в опасных зонах заметно снижает уровень локализации напряжений.

### Заключение

Известно, что повреждения типа трещин малых размеров оказывают небольшое влияние на собственные частоты лопаток, так как частоты являются интегральными характеристиками. Значительно большее влияние повреждений проявляется при анализе изменения форм колебаний [5]. Наибольшие изменения за счет малых повреждений претерпевают поля вибрационных напряжений, где появляются ярко выраженные зоны их локализации. Кроме того, происходит заметное искажение всего поля напряжений, существенно зависящее от места расположения трещины. Результаты исследований показывают, что за счет небольших конструктивных изменений возможно заметно снизить уровень локализации напряжений в лопатках [6 – 8], и тем самым уменьшить вероятность появления трещин или ограничить уровень результирующей локализации вибрационных напряжений при появлении повреждений.

### Литература

1. Механическое поведение материалов при различных типах нагружения / В.Т. Трощенко, А.А. Лебедев, В.А. Стрижало, Г.В.Степенов, В.В. Кривенюк. – К.: Логос, 2000. – 571 с.
2. Матвеев В.В., Бовсуновский А.П. К определению вибрационных характеристик стержня с закрывающейся трещиной при изгибных колебаниях // Проблемы прочности. – 2000. – № 3. – С. 5 – 23.

3. Krawczuk M., Ostachowicz W. Damage indicators for diagnostic of fatigue cracks in structures by vibration measurement – a survey // Journal of Theoretical and Applied Mechanics. – 1996. – Vol. 34, N 2. – P. 307 – 326.

4. Vorobev Y.S., Kanilo S.P., Nikulina E.I., Ostachowicz W. Vibration stress localization in turbomachine blades due to their complex geometry and the effect of damage // Modelling and Design in Fluid-Flow Machinery. – Gdansk: Wyd. IMP PAN. – 1997. – P. 369 – 374.

5. Воробьев Ю.С., Романенко В.Н, Стороженко М.А. Колебания модельной лопатки с повреждением типа трещины // Физические и компьютерные технологии: Тр. 8-й Межд. НТК (9 – 10 декабря 2003 г., Харьков). – Х.: НТУ “ХПИ”, 2003. – С. 293 – 296.

6. Воробьев Ю.С., Янецки С., Тишковец Е.В., Стороженко М.А. Численный анализ колебаний лопаточного аппарата турбомашин с учетом эксплуатационных факторов // Удосконалювання турбоустановок методами математичного і фізичного моделювання: Зб. наук. праць. – Х.: ИПМаш ім. А.М. Підгорного НАНУ. – 2003. – Т. 2. – С. 614 – 616.

7. Воробьев Ю.С., Потанин В.А., Касьянов В.А., Тишковец Е.В. Анализ вынужденных колебаний лопаточного аппарата турбины турбокомпрессора // Механіка та машинобудування. – 2003. – Т. 1, № 1. – С. 73 – 78.

8. Воробьев Ю.С., Тишковец Е.В., Потанин В.А., Касьянов В.А. Вибрации и статическая прочность лопаток турбокомпрессора // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – № 40/5. – С. 76 – 78.

Поступила в редакцию 30.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.822.5

В.Н. ДОЦЕНКО<sup>1</sup>, В.В. УСИК<sup>1</sup>, А.С. СТИБУЛЬ<sup>1</sup>, А.В. ЕФИМЕНКО<sup>2</sup>,  
А.Е. КОЛОМОЕЦ<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

<sup>2</sup>ГП ЗМКБ «Прогресс» им. ак. А.Г. Ивченко, Украина

## РЕЗУЛЬТАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОПОР СКОЛЬЖЕНИЯ ДОЖИМНОГО ГАЗОВОГО КОМПРЕССОРА (ДГК)

Приведены результаты опытных исследований радиальных и осевых опор скольжения гидродинамического типа с промежуточной подвижной втулкой и подвижным кольцом, предназначенных для дожимного газового компрессора. Проведены испытания указанных опор в диапазоне частот вращения от 0 до 40000 об/мин и при нагрузках: радиальной - до 900Н, осевой – до 660Н. В указанном диапазоне скоростей и нагрузок выбранные подшипники обеспечивают нормальную работу испытанного узла при приемлемых температурах и амплитудах колебаний ротора.

### опоры скольжения, стендовые испытания, подвижные втулка и кольцо, газовый компрессор

Обеспечение длительной надежной работы опор и уплотнений высокоскоростных машин обычно связывается с использованием в качестве опорных узлов таких машин подшипников скольжения различных типов, которые при высоких скоростях обладают целым рядом преимуществ по сравнению с подшипниками качения. Поэтому с целью обеспечения длительного ресурса в дожимном газовом компрессоре, который разрабатывается в ЗМКБ «Прогресс» по заказу газовой промышленности, ротор ДГК был установлен на 2-х радиальных гидродинамических подшипниках с плавающей втулкой и упорном подшипнике с плавающим кольцом [1, 2].

Совместно с сотрудниками Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» на базе ДГК была спроектирована экспериментальная установка для предварительных испытаний этих подшипников на стенде ХАИ.

Стенд, экспериментальная установка и предполагаемая методика проведения экспериментальных исследований на стенде приведены в нашей работе [2].

В ходе эксперимента контролировались параметры масла на входе в подшипник – его давление  $p_{вх}$  и температура  $T_{вх}$ , а также частота вращения ротора –  $n$  об/мин. Измерялись значения температур в левом радиальном подшипнике  $T_2$  и правой ради-

ально-упорной опоре  $T_3$ , а также температуры радиального ( $T_5$ ) и осевого ( $T_1$ ) нагружателей. В исследуемых подшипниках проводились измерения давлений в смазочном слое:

- левого (со стороны привода) радиального подшипника  $p_1$ ;
- правого радиального подшипник  $p_3$ ;
- осевого подпятника  $p_2$ .

Кроме того, в файл ЭВМ записывались амплитуды колебаний ротора в горизонтальной и вертикальной плоскостях, амплитуды и частоты колебаний подвижных втулок радиальных подшипников.

Ниже приведены результаты выполненных исследований и проведен анализ полученных результатов.

Вначале были проведены испытания подшипников без нагружения их сосредоточенными силами от радиального и осевого нагружателей. На ротор действовала только центробежная сила от его неуравновешенности. Испытания проводились в течение 1 часа 13 мин. при ступенчато возрастающей частоте вращения ротора. В данном случае практически удалось выйти на расчетные обороты – до 39000 об/мин. (рис. 1), хотя было отмечено весьма значительное повышение температуры, особенно в осевом нагружателе – до 220 °С. Температуры радиального и осевого подшипников достигли соответ-

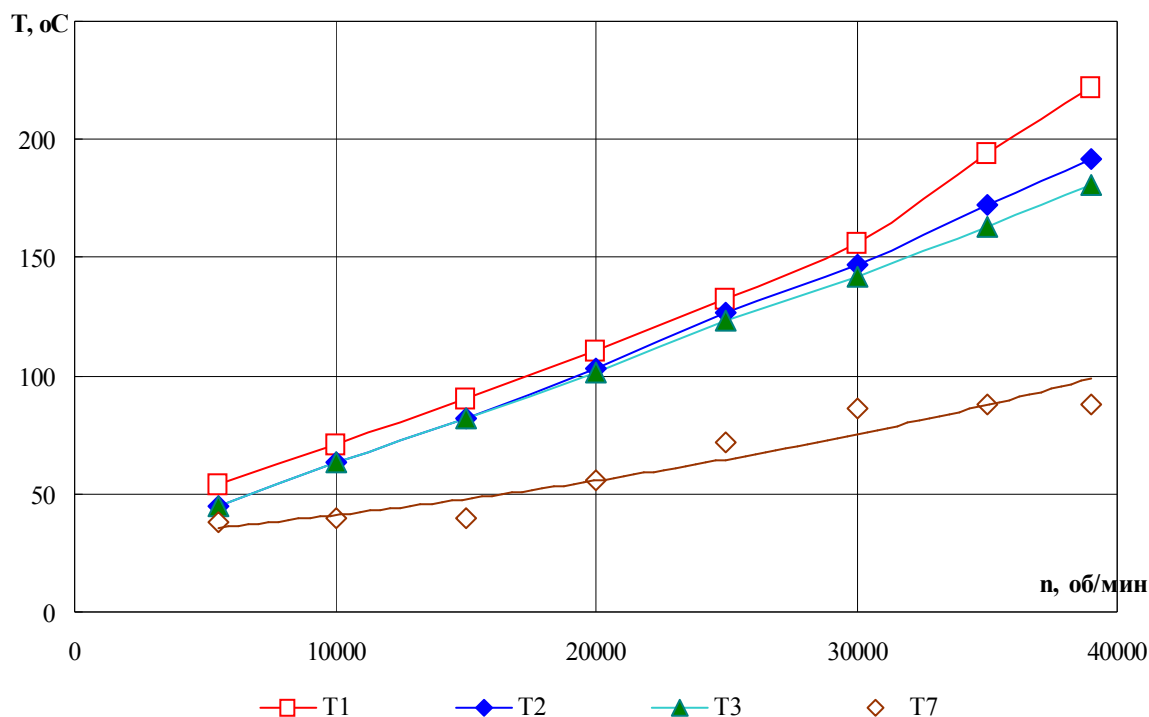


Рис. 1. Зависимость температуры осевого нагружателя T1, радиального и осевого подшипников T2, T3 и температуры масла в баке T7 от частоты вращения ротора

венно 192 и 181 °C. Вместе с тем следует отметить, что наблюдался и рост температуры масла в баке, которая достигла почти 100 °C. После разборки узла и осмотра рабочих поверхностей оказалось, что имел место незначительный износ плавающей втулки радиального подшипника, связанный, очевидно, с недостаточной очисткой масла, а также небольшой износ поверхностей осевого нагружателя.

После проведения этого этапа испытаний были сделаны следующие выводы.

1. Испытуемые подшипники могут нормально работать при частотах вращения, близких к расчетным. Неустойчивых режимов движения, имеющих место при работе высокоскоростных роторов, установленных на подшипниках скольжения, в данном случае не наблюдалось.

2. Необходимо доработать узел радиального нагружателя — установить новые подшипники с уменьшенным внутренним диаметром 45 мм (чтобы повысить их быстроходность) и, кроме того,

обеспечить минимальный натяг по внутреннему кольцу подшипника.

3. Следует установить дополнительный фильтр в магистрали подвода масла в подшипники.

В дальнейшем были установлены новые подшипники качения радиального нагружателя, в систему питания был вмонтирован теплообменник с дополнительным фильтром очистки масла. Кроме того, на сливе из установки был установлен турбинный расходомер, измеряющий суммарный расход масла.

После указанных доработок испытания были продолжены. Испытания проводились, как было предусмотрено в программе испытаний, сначала с одной радиальной нагрузкой, затем — при действии только осевой нагрузкой, и в конце — при совместном действии радиальной и осевой нагрузок. Нагрузка в процессе испытаний изменялась ступенчато — с ростом частоты вращения ротора нагрузка увеличивалась. При 5000 об/мин радиальная нагрузка составляла 150 Н, затем при увеличении частоты

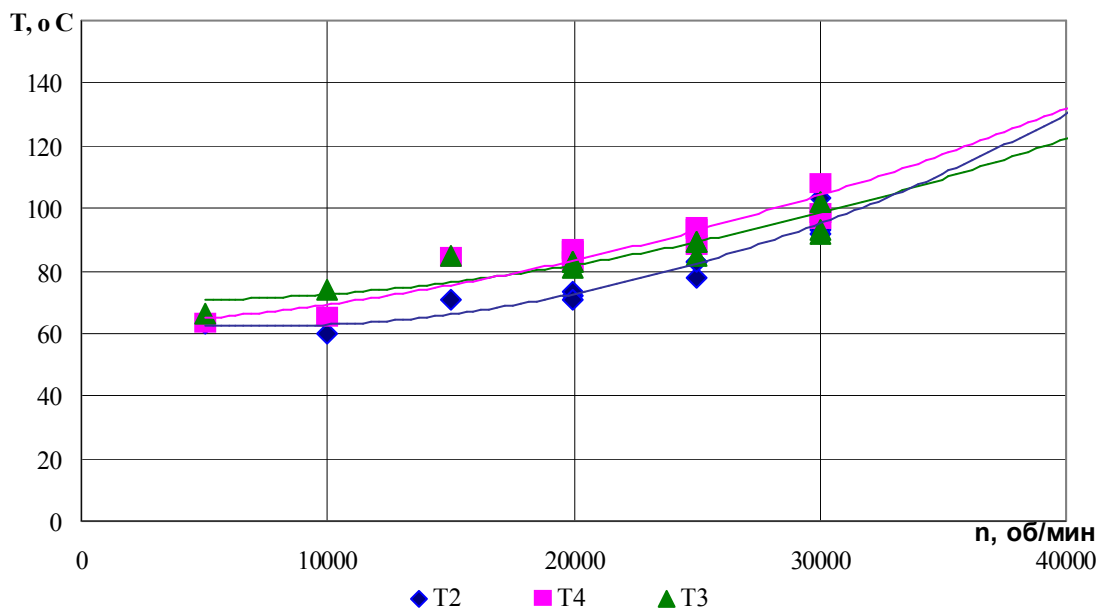


Рис. 2. Зависимость температур подшипников от частоты вращения вала при действии радиальной нагрузки

вращения на каждые 5000 об/мин нагрузка возрастала на 150 Н.

Температура масла в баке с помощью теплообменника (изменения расхода воды) поддерживалась на уровне 40 °C (39 – 42 °C).

В качестве основного параметра, характеризующего работу испытываемых узлов, была принята температура исследуемых подшипников.

Следует отметить, что при увеличении нагрузок, действующих на подшипники (радиальных и осевых) увеличиваются потери мощности на трение, т.е. потребная мощность привода, и поэтому выйти на более 30000 об/мин не удалось из-за недостаточной мощности привода (при превышении мощности привода срабатывал автомат защиты в системе электропитания).

Произведен анализ полученных результатов в указанном диапазоне частот вращения и при уровне действующих нагрузок – радиальной до 900 Н, осевой – до 660 Н.

На рис. 2 показаны результаты испытаний подшипников при действии радиальной нагрузки от 0 до 900 Н и осевой нагрузки, близкой к 0. Как следует из рисунка, максимальные температуры радиаль-

ных и осевых подшипников не превышают 100 °C, причем отличаются они незначительно.

При нагружении подшипников осевой нагрузкой до 450 Н (и радиальной 150Н) получены аналогичные результаты.

Наиболее интересные результаты были получены при совместном действии на испытываемые подшипники радиальной (до 600 Н) и осевой (до 660 Н) нагрузок. Изменение температур радиальных и упорного подшипников в исследуемом диапазоне от 0 до 30000 об/мин показаны на рис. 3.

Видно, что и в этом случае максимальные рабочие температуры подшипников составляют не более 90 – 110 °C. На основании имеющихся зависимостей было проведена аппроксимация полученных данных до 40000 об/мин (с помощью полиномиальных функций). Из рис. 3 видно, что ожидаемая температура рабочих поверхностей составляет 120 – 130 °C.

Приведем некоторые результаты, полученные при измерении амплитуд колебаний ротора и частоты вращения втулок. Постоянно при проведении эксперимента контролировались с помощью ЭВМ амплитуды колебаний ротора и втулок, а также соотношения частот вращения ротора и втулок.

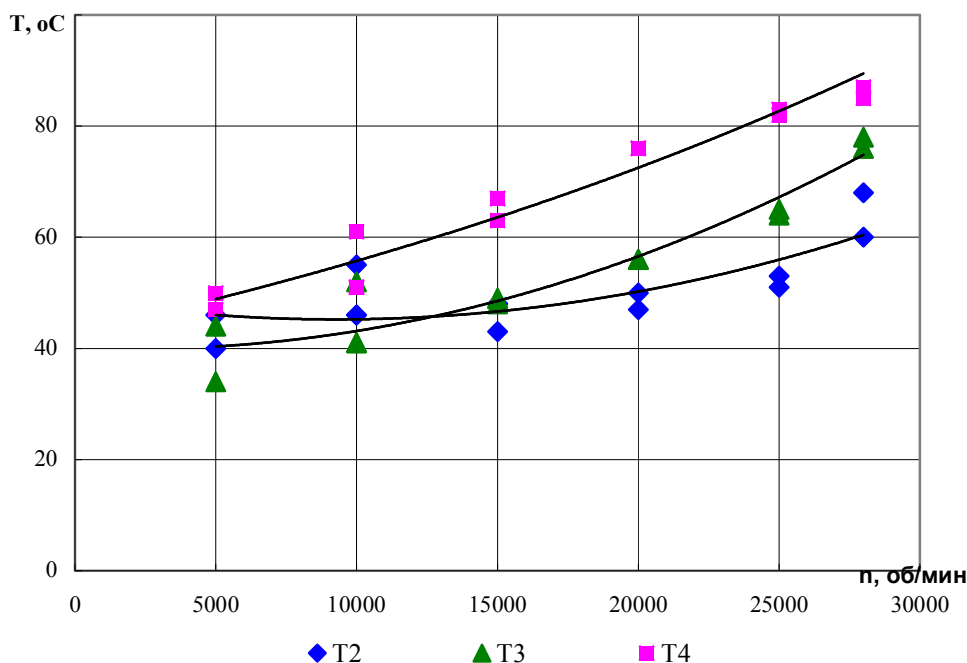


Рис. 3. Зависимость температуры испытуемых подшипников от частоты вращения ротора при совместном действии радиальной и осевой нагрузок

Перед началом эксперимента была проведена тарировка индуктивных датчиков, при которой были установлены соответствия между перемещениями ротора и сигналом, выводимым на дисплей ЭВМ и записываемым в компьютерные файлы. Полученные результаты были близки к линейным.

На рис. 4 и 5 показаны траектории движения ротора при различных частотах его вращения.

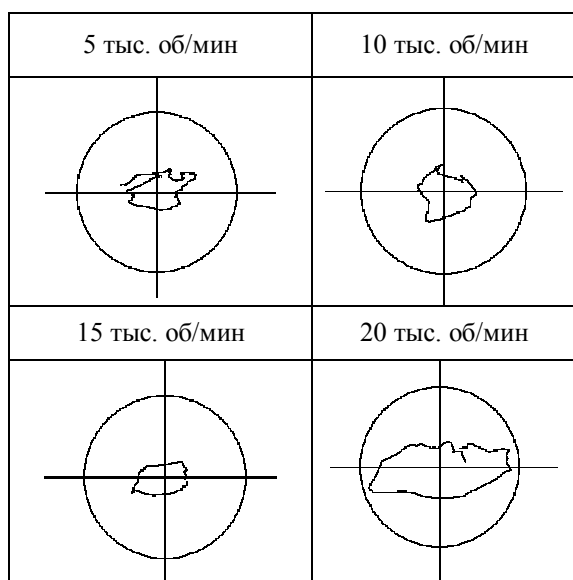


Рис. 4. Траектории движения ротора (1 оборот)

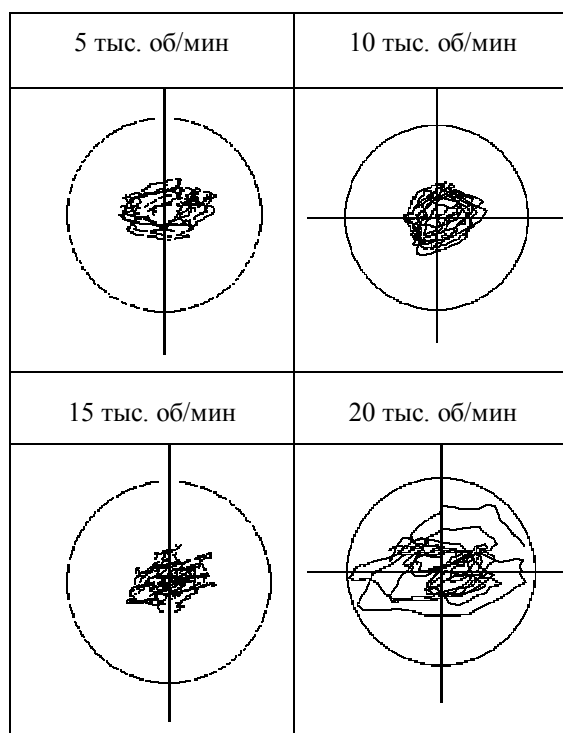


Рис. 5. Траектории движения ротора (10 оборотов)

На рис. 4 показаны траектории, соответствующие одному обороту ротора, на рис. 5 – десяти оборотам. На каждом графике приведена окружность с радиусом, соответствующим 100 мкм, что меньше фактического радиального зазора в подшипнике.

Частота вращения левой втулки (с кольцами по наружной поверхности) составляла примерно 1/10 от частоты вращения вала (рис. 6). Причем начало относительного вращения втулки происходило при определенных оборотах, когда момент трения в смазочном слое между валом и внутренней поверхностью втулки оказывался достаточным для начала ее вращения. Частоту вращения правой втулки определить не удалось из-за плохого сигнала.

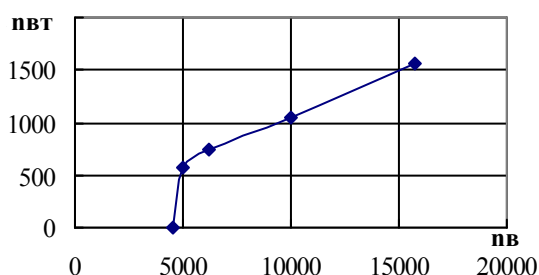


Рис. 6. Зависимость частоты оборотов втулки от оборотов вала

### Выводы

1. Разработанные подшипники обеспечивают устойчивую работу высокоскоростного ротора компрессора во всем диапазоне частот вращения ротора от 0 до 40000 об/мин. Неустойчивых режимов движения ротора, характерных для высокоскоростных роторов, установленных на подшипниках скольжения, не наблюдалось. Таким образом, выбор в качестве опор ротора подшипников с промежуточными подвижными элементами гидродинамического типа оправдан, так как испытания подтвердили их высокие динамические характеристики.

2. При обеспечении рабочей температуры масла, подаваемого в подшипнике, на уровне 40 °С, рабочие температуры подшипников не превышают 120 – 130 °С, что является приемлемым уровнем температуры как для масла, так и для подшипников.

3. Подшипники обеспечивают нормальное восприятие рабочих нагрузок в требуемом диапазоне рабочих режимов, не наблюдается касание (непосредственный контакт) рабочих поверхностей. Это подтверждается приемлемым уровнем температуры подшипников, амплитудами колебаний ротора установки, которые происходят в пределах радиального зазора, а также осмотром рабочих поверхностей после испытаний.

4. Втулки радиальных подшипников вращаются с промежуточной скоростью (от 0 до  $n_n$ ), зависящей от соотношения моментов трения во внутреннем и наружном смазочных слоях.

В целом проведенные испытания подтвердили правильность выбора типа и размеров радиальных и осевого подшипников скольжения в качестве опор ДГК и показали их работоспособность в требуемом диапазоне нагрузок и частот вращения.

### Литература

1. Орлов В.И. Основы конструирования. Справочно-методическое пособие в 3-х книгах. Кн.2. Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1977. – 574 с.
2. Стенд и экспериментальная установка для испытания радиальных и осевых опор ротора дожимного газового компрессора / В.Н. Доценко, В.В. Усик, А.С. Стрибуль, А.В. Ефименко, А.Е. Коломоец // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 1. – С. 81 – 83.

Поступила в редакцию 01.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.С. Гапонов, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

УДК 62-752.2.001.2

**В.Ф. ШАТОХИН, С.Д. ЦИММЕРМАН***ОАО «Калужский турбинный завод», Россия*

**ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И УСКОРЕНИЯ,  
ИСПЫТЫВАЕМЫЕ АМОРТИЗИРОВАННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ,  
В СЛУЧАЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО КИНЕМАТИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ  
ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ПАРАМЕТРОВ УДЕРЖИВАЮЩИХ СВЯЗЕЙ**

Приводятся результаты исследований обобщенной динамической модели амортизированного оборудования при нестационарном кинематическом воздействии. Показано влияние изменения основных параметров наиболее распространенных типов связей (амортизатор, демпфер, ограничитель перемещений) в амортизирующем креплении на динамические характеристики (перемещения и ускорения) амортизированного оборудования.

**амортизирующее крепление оборудования, динамическая модель, амортизатор, демпфер, ограничитель перемещений, кинематическое воздействие, динамические характеристики (перемещение, ускорение)**

Амортизирующее крепление (АК) оборудования различного назначения выполняет две главные функции:

- уменьшение передачи энергии колебаний на фундамент (корпус) по сравнению с жестким креплением оборудования, что определяет виброакустическую эффективность АК. Поэтому, прежде всего, оборудование должно быть установлено на несущие амортизаторы (низкочастотные — для выполнения первой функции АК; или выбор их параметров может определяться другими требованиями);

- уменьшение деформаций элементов оборудования (трубопроводов, сильфонов, самих амортизаторов) при различных (в том числе импульсных кинематических) воздействиях. В последнем случае существенным является снижение ускорений (перегрузок) на оборудовании, что достигается применением специальных устройств (в частности, устройств с большими потерями энергии при их ударном деформировании).

Конструктор на этапе проектирования должен знать динамические характеристики — максимальные перемещения различных точек изделия (или деформации связей) и максимальные ускорения (перегрузки), которые будет иметь оборудование при нестационарных колебаниях в случае ударного воздействия.

Результаты таких расчетов далее используются для проверки ударостойкости ответственных деталей и прочности связей. Динамические характеристики, в конце концов, определяют массо-габаритные характеристики оборудования и тип крепления.

**Задача исследования:** определить влияние основных параметров различных элементов АК (амортизатор, ограничитель, демпфер) на динамические характеристики амортизированной системы при ударных (импульсных) воздействиях. Важным считается возможность получить снижение как перемещений, так и ускорений оборудования при нестационарных колебаниях.

Воздействие считается внешним, детерминированным и приходит к корпусу (фундаменту). Характеристика кинематического ударного воздействия принята стандартной (зависимость ускорение-время) и не менялась в процессе исследований.

В [1, 2] влияние параметров некоторых элементов АК рассмотрено для сложной динамической модели с большим числом амортизаторов, ОП различного типа, демпферных устройств. В сложной модели, как правило, рассматривается пространственное движение системы амортизированных меха-

низмов (масс). Такие исследования полезны для конкретных моделей исполнения АК, но изучить влияние основных параметров различных связей на динамические характеристики амортизированных масс достаточно сложно. Необходимы более простые динамические модели с ограничением движения по одной координате и ограниченным количеством связей. Поэтому амортизированная система масс, рассмотренная в [1, 2], сведена к некоторой обобщенной модели, исследованию нестационарных колебаний которой и посвящена эта работа<sup>1</sup>. При этом характеристика каждой связи (амортизатор, демпфер, ОП) представляет собой интегральную характеристику подобных связей всего АК в поперечном направлении.

В работе использован уникальный программный комплекс «Амортизация-2003» [3, 4] для исследования нестационарных колебаний динамических систем при кинематическом ударном воздействии, позволяющий учитывать не только линейные и нелинейные ударные характеристики амортизаторов, но и ударные характеристики типа гистерезисной петли, полученные на испытательном стенде.

**Выбор динамической модели.** Обобщенная расчетная модель (рис. 1) выбрана таким образом, чтобы обеспечить движение только по одной координате (исключив поворотные составляющие). На амортизированном оборудовании (первый каскад амортизации) обычно устанавливаются механизмы на своих амортизаторах (второй каскад АК), часто с относительно малой массой (насосы и т.п.). Поэтому в общем случае динамическая модель является двухмассовой (двухкаскадной). Под каждой массой обобщенной расчетной модели располагается по одному элементу из наиболее распространенных в настоящее время связей АК:

- амортизатор (1, 4) – в виде упругой (линейной) связи;
- ограничитель перемещений (2, 5) – связь с

нелинейной характеристикой (ОП – может быть выполнен из различных материалов);

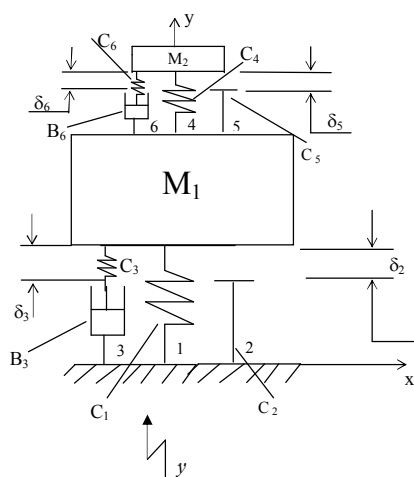
- демпфер (3, 6) – связь с нелинейной характеристикой и большими потерями энергии при ее деформировании.

Роль демпфера в АК при нестационарных колебаниях могут играть либо резиновые массивы, либо специальные гидропневматические демпферные устройства. Основная характеристика демпфера – потери энергии при его ударном деформировании. Это выражается в большой площади гистерезисной петли, если ее построить в координатах сила-деформация. Гидропневматические устройства позволяют менять ударную характеристику за счет изменения протечек (настраивать демпфер), в то время как резиновый массив имеет жестко заданную ударную характеристику, зависящую от размера массива и типа примененной резины. Кроме этого гидропневматическое демпферное устройство может играть положительную роль при циклических воздействиях (например, при качке на волнении) или вибрационных воздействиях; а возможность изменения жесткости упругого элемента, включенного в конструкцию демпфера, позволит проходить резонансные режимы установки в случае перехода к конструкциям несущих амортизаторов, обеспечивающим сверхнизкие частоты оборудования на амортизаторах.

Основным параметром связей АК при ударных воздействиях считается:

- для упругой связи – жесткость;
- для ограничителя перемещений (ОП) – жесткость и величина зазора в ОП;
- для демпферных устройств – характеристика поглощения энергии при нестационарных колебаниях в виде гистерезисной петли (коэффициент потерь  $\psi$ ) наряду с законом изменения силы сопротивления на ходе «сжатие» демпфера (нагрузочная часть характеристики демпфера). Коэффициент потерь  $\psi$  демпфера определяется аналогично [1].

<sup>1</sup> Вариантные расчеты выполнены инженером Степных Н.В.



- 1 – упругий элемент (амортизатор) с жесткостью  $C_1$ ;  
 2 – ограничитель перемещений (ОП), установленный с зазором  $\delta_2$ ;  
 $C_2$  – жесткость ОП;  
 3 – демпферное устройство; в пределах зазора  $\delta_3$  работает упругий элемент  $C_3$ , восстанавливающий элементы демпфера в номинальное положение после различных воздействий;  
 $B_3$  – характеристика демпфера, включающая в себя как силы сопротивления, так и потери. Для других типов демпферных устройств, например, резиновых массивов, когда используется резина с большими потерями энергии при ударном деформировании,  
 $\delta_3$  – зазор;  
 4, 5, 6 – элементы амортизации массы 2 (второй каскад амортизации), идентичные (по назначению) элементам амортизации массы 1;  
 $\ddot{y}$  – ускорение кинематического воздействия

Рис. 1. Обобщенная расчетная модель двухкаскадной амортизированной системы

На рис. 2 приведены ударные характеристики типовых связей АК. Для исследования влияния основных параметров связей на динамические характеристики амортизированных масс рассматриваются две динамические модели, получаемые из обобщенной модели (рис. 1): обобщенная модель первого каскада АК (рис. 3.0) и обобщенная модель второго каскада АК (рис. 4.0).

|                              | Тип связи                     |                          |         |
|------------------------------|-------------------------------|--------------------------|---------|
|                              | 1, 4                          | 2, 5                     | 3, 6    |
|                              | Упругий элемент (амортизатор) | Ограничитель перемещений | Демпфер |
| Ударная характеристика связи |                               |                          |         |

Рис. 2. Динамические (ударные) характеристики амортизатора, ОП и демпфера:  $\delta$  – зазор (в одну сторону по отношению к среднему положению)

**Первый каскад амортизации.** Обобщенная модель для исследования первого каскада амортизации приведена на рис 3.0; номера связей соответствуют рис. 1. Соотношение масс в динамической модели  $M_1/M_2 = 400$ . Влияние массы  $M_2$  на динамические характеристики массы  $M_1$  незначительное. Масса  $M_2$  на своих амортизаторах имеет парциальную частоту  $f_2 = 13$  Гц, определенную по ударной жесткости связи 4. Такой уровень частот характерен для малых амортизированных масс (насосов и т. п.), расположенных на массивных блоках.

На рис. 3.1 – 3.4 по оси абсцисс – изменение в сторону увеличения основного параметра связи (жесткости – для упругого элемента; коэффициента потерь – для демпфера; жесткости – для ОП). На рис. 3.5 по оси абсцисс – изменение величины зазора  $\delta_2$  в ОП. По оси ординат: слева – перемещения центров масс, справа – ускорения. Результаты расчетов (1' – динамические характеристики для массы  $M_1$ ) показывают, что только демпфер (увеличение потерь в нем) при определенной его настройке обеспечивает уменьшение и перемещений, и ускорений. Остальные связи с увеличением их основных параметров уменьшают перемещения (деформации связей), но вызывают рост ускорений (перегрузок) на амортизированном оборудовании. Не всегда эта закономерность проявляется для ОП при увеличении зазора  $\delta_2$  в нем (рис. 3.5). Традиционно считается, что амортизированная масса 1 после нестационарного воздействия разгоняется в зазоре  $\delta_2$  и при посадке на ОП испытывает повышенные перегрузки. Но в конструкции АК с ОП есть еще связь 1, удерживающая оборудование в номинальном положении (несущая массу оборудования). В зависимости от ее жесткости ускорения могут даже уменьшаться (рис. 3.5, а, парциальная частота  $f_1 = 15$  Гц). Для низкочастотной системы ( $f_1 = 2,4$  Гц) с ОП динамические характеристики (рис. 3.5, б) возрастают с увеличением зазора. Динамические характеристики амортизированной массы  $M_2$  в зависимости от

изменения параметров связей первого каскада амортизации существенно зависят от развития колебаний типа биений при сближении частотных характеристик масс  $M_1$ ,  $M_2$ . Поэтому динамические характеристики массы  $M_2$ , для удобства представления на рис. 3.1 – 3.4 результатов расчета, уменьшены в 10 раз.

**Второй каскад амортизации.** Обобщенная модель для исследования второго каскада амортизации приведена на рис 4.0. Отношение масс  $M_1/M_2 \cong 20$ . Это наиболее распространенное отношение масс первого и второго каскадов, сложившееся в практике проектирования, не всегда, как увидим ниже, является оптимальным, если используется нелинейная связь (ОП или демпфер с нулевой или незначительной жесткостью в зазоре). Парциальная частота массы  $M_1$  на ударной жесткости связи 1  $f_1 = 15$  Гц и сохраняется неизменной во всех последующих расчетах, обеспечивая максимальный уровень ускорений  $\ddot{y}_1 = 250$  м/с<sup>2</sup> и перемещения  $y_1 = 29$  мм для массы  $M_1$  (перед вторым каскадом амортизации).

На рис. 4.1 – 4.3 приведены динамические характеристики амортизированных масс  $M_1$ ,  $M_2$  в зависимости от изменения основных параметров связей 4, 5, 6 второго каскада амортизации. При изменении жесткости связи 4 (рис. 4.1) динамические характеристики массы  $M_2$  убывают после зоны колебаний типа биений, когда парциальные частоты  $f_1$ ,  $f_2$  близки по своим значениям, хотя кратные частоты тоже приводят к некоторому увеличению ускорений массы  $M_2$ . Встраивание в динамическую модель демпфера и увеличение коэффициента потерь может привести как к росту динамических характеристик (рис. 4.2, а, б), так и к появлению оптимальных, по параметрам демпфера, зон, когда динамические характеристики могут быть уменьшены (рис. 4.2, в, г). Все зависит от силы сопротивления ( $C_{од6}$  – жесткость) нагрузочной части гистерезисной петли.

При встраивании ОП в ту же динамическую модель характер изменения динамических характеристик амортизированной массы  $M_2$  еще более отличается от результатов, полученных для массы первого каскада амортизации. При общей тенденции увели-

чения перегрузок и уменьшения перемещений (рис. 4.3, а–г; кривые 2' для массы  $M_2$ ) с увеличением жесткости (ось абсцисс) ОП есть зоны оптимальных динамических характеристик. При этом жесткость связи 4 ( $C_4$ ) влияет на характер оптимальной зоны.

В динамических моделях (рис. 4.2 – 4.3) связи 5, 6 – это нелинейные связи (рис. 2). В пределах зазора  $\delta_5$  жесткость равна нулю (для ОП), а в пределах зазора  $\delta_6$  она незначительна и служит для восстановления элементов демпфера в номинальное положение. Нелинейность (при  $\psi \cong 0$ ) связей 5 (6) приводит к значительному (в 2 – 2,2 раза) росту ускорений для принятого отношения масс и жесткостей первого и второго каскадов амортизации по сравнению со случаем, когда связь 5 (6) линейная (зазор отсутствует). На рис. 5 показано изменение динамических характеристик масс  $M_1$ ,  $M_2$  в зависимости от отношения масс (ось абсцисс). При сохранении параметров связей отношение масс  $M_1/M_2$  должно быть увеличено до 40 и более, чтобы уменьшить перегрузки. Естественно, частотные характеристики системы могут быть изменены (расстроены) и за счет ударных характеристик связей, т.е. уменьшением их жесткости. Но перемещения центров масс уже близки к предельно допускаемым по прочности внеопорных связей.

По-видимому, изменить в широких пределах сложившееся в практике проектирования отношение масс, как и допускаемый диапазон изменения параметров основных связей, не представляется возможным. Поэтому увеличение перегрузок на амортизированных массах второго каскада можно считать платой за обеспечение специальных режимов эксплуатации, когда дополнительные нелинейные связи второго каскада амортизации играют роль страховочных устройств при нестационарных воздействиях. Это совершенно не исключает оптимизации (рис. 4.2 – 4.3) выбора их параметров. За счет использования демпфера (демпферных устройств) в первом каскаде амортизации необходимо, прежде всего, максимально погасить энергию внешнего кинематического воздействия, обеспечив меньшие уровни ускорений и перемещений перед вторым каскадом амортизации.

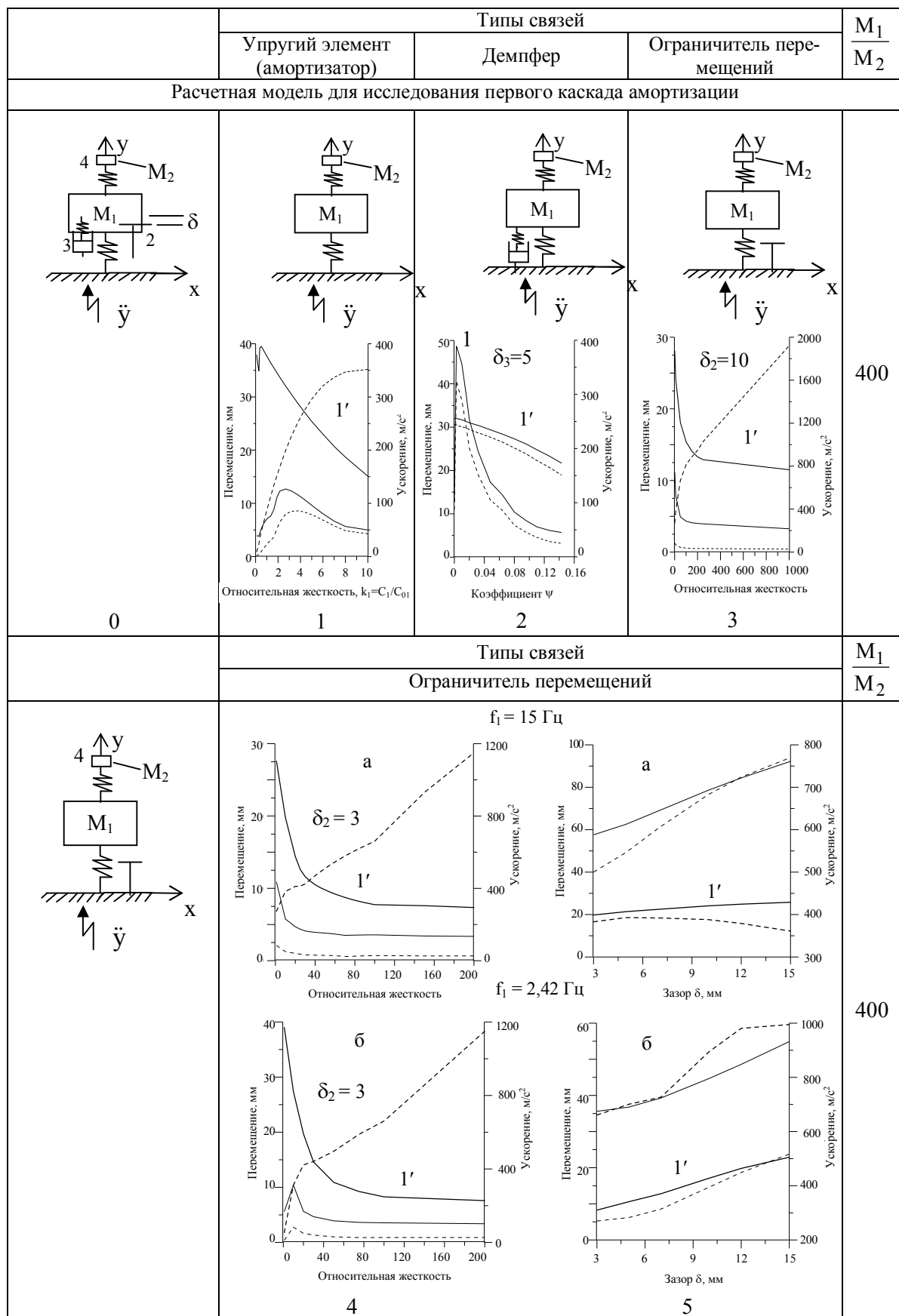


Рис. 3. Динамические характеристики амортизированных масс  $M_1$ ,  $M_2$  в зависимости от изменения параметров связей **первого** каскада амортизации при кинематическом ударном воздействии: --- — ускорения, — — перемещения центров масс  $M_1$ ,  $M_2$ ; 1' — для массы  $M_1$ ;  $\delta$  — зазор в мм

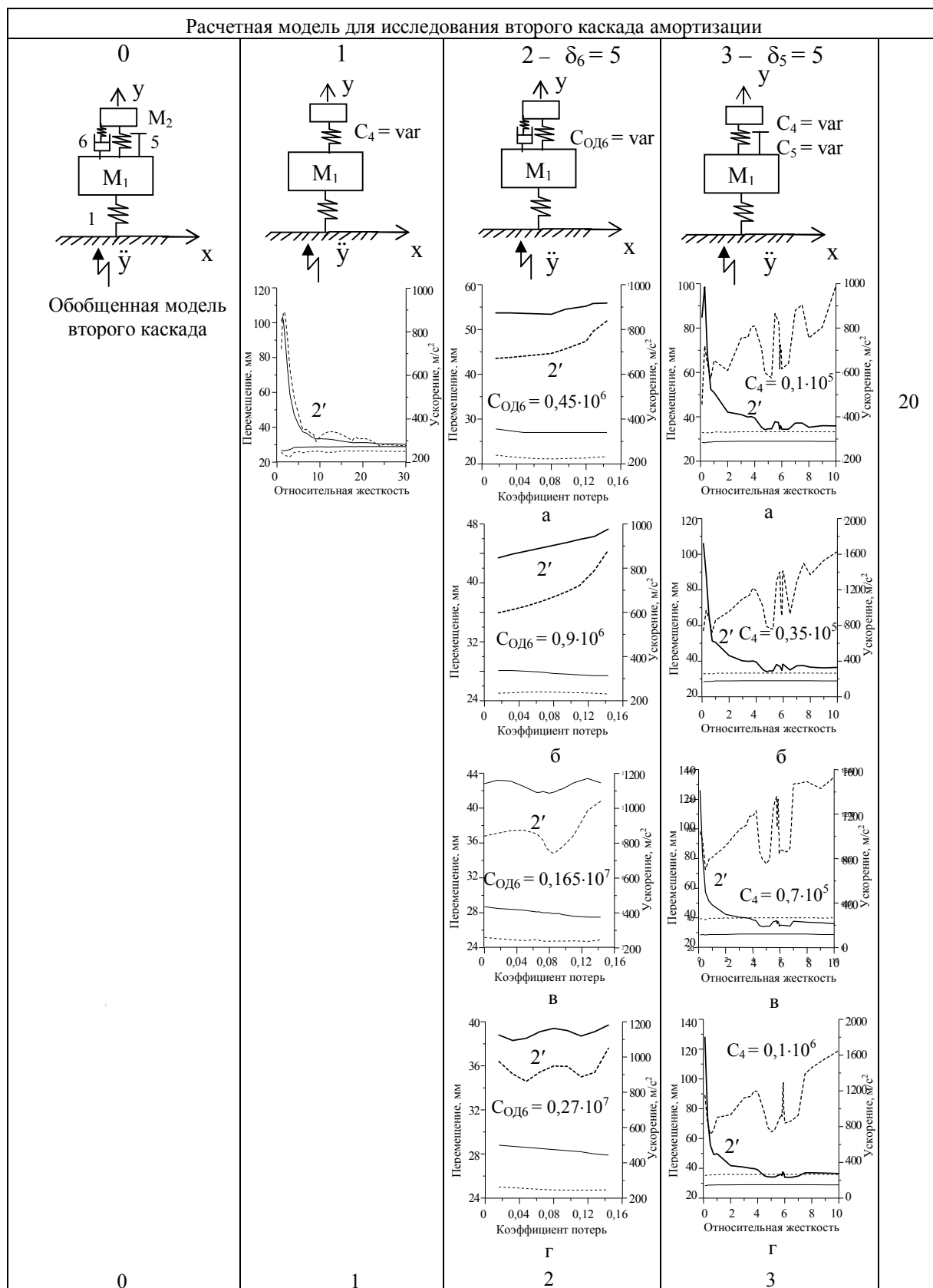


Рис. 4. Динамические характеристики амортизированных масс  $M_1$ ,  $M_2$  в зависимости от изменения параметров связей второго каскада амортизации при кинематическом ударном воздействии: --- – ускорения; — – перемещения центров масс  $M_1$ ,  $M_2$ ; 2' – для массы  $M_2$ ; var – означает «изменение» параметра;  $C$  – жесткость в  $\text{кН/м}$ ; индексы: 1... 6 – номер связи; ОД6 – относится к нагрузочной части гистерезисной петли демпфера

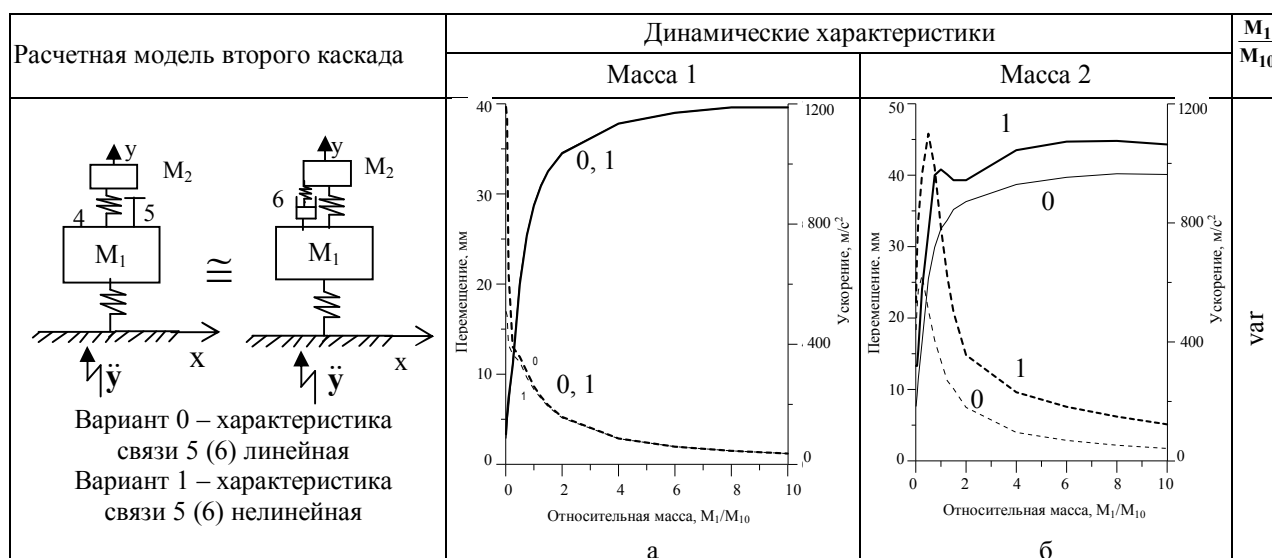


Рис. 5. Динамические характеристики амортизированных масс  $M_1$ ,  $M_2$  в зависимости от отношения масс  $M_1/M_2$  при кинематическом ударном воздействии (для двух вариантов исполнения связи 5 (6) и  $\psi = 0$ ): --- – ускорения, ——— – перемещения центров масс  $M_1$ ,  $M_2$ ; 0, 1 – вариант исполнения связи 5 (6) при  $\psi \equiv 0$

В противном случае надо будет решать достаточно сложную задачу обеспечения ударостойкости оборудования (особенно для второго каскада амортизации).

### Заключение

1. Только демпфер (демпферное устройство) в АК уменьшает динамические характеристики (и перемещения, и ускорения) оборудования.

2. Для масс второго каскада амортизации нелинейная характеристика связи (наличие зазора при  $\psi \equiv 0$ ) приводит к росту (в 2 – 2,2 раза) величин динамических характеристик по сравнению с результатами, полученными с линейной характеристикой этой связи. Для уменьшения динамических характеристик отношение масс первого и второго каскадов амортизации должно быть увеличено до 40 и выше.

3. Зазор в ОП не всегда приводит к росту динамических характеристик. Жесткость связи 4 (конструктивно необходимая для поддержания в номинальном положении оборудования) может обеспечить и уменьшение ускорений с увеличением зазора в ОП.

4. Оптимизация параметров связей второго каскада амортизации более эффективна при использовании демпфера (демпферных устройств) для максимально возможного погашения энергии внешнего воздействия первым каскадом амортизации.

### Литература

1. Исследование нестационарных колебаний многомассовой амортизированной системы с демпферными устройствами во втором каскаде / В.И. Кирюхин, А.В. Кирюхин, В.Ф. Шатохин, Е.А. Циклин // Вестник машиностроения. – 2002. – № 9. – С. 13 – 16.
2. Шатохин В.Ф., Циклин Е.А. Исследование нестационарных колебаний многомассовой амортизированной системы с металлическими ограничителями перемещений во втором каскаде // Вестник машиностроения. – 2001. – № 12. – С. 6 – 11.
3. Инструкция по применению программ «Амортизация 2003». – Калуга-Москва, 2003. – 48 с.
4. Метод расчета сложных амортизированных систем на ударные воздействия / В.В. Болотин, В.И. Кирюхин, Е.Б. Карпин, В.Ф. Шатохин, Ю.П. Самсонов // Вопросы кораблестроения. Сер. Корабельные энергетические установки. – Л.: ЦНИИ «РУМБ». – 1976. – Вып. 2. – С. 99 – 107.

Поступила в редакцию 25. 05. 2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. И.Д. Ямпольский, Московский технический университет им. Н.Э. Баумана (Калужский филиал), КФМГТУ, Калуга.

УДК 621.452.001.57:681.54

**А.В. ОЛЕЙНИК, Н.А. ШИМАНОВСКАЯ**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ УЧЕТА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА**

По результатам конечно-элементных расчетов температурных напряжений и деформаций выявлено подобие деформированного состояния в критических точках ротора турбины высокого давления при различных сочетаниях температурных и конвективных граничных условий. Показано, что погрешность математической модели температурных напряжений, учитывающей подобие, относительно конечно-элементной модели высокого уровня – менее 1 МПа для основных стационарных режимов двигателя.

**температурные напряжения, температурные деформации, газотурбинный двигатель**

### **Введение**

В настоящее время в состав систем учета выработки ресурса газотурбинных двигателей входят алгоритмы мониторинга напряжений в деталях от действия основных факторов силового и температурного нагружения. Так как доля температурных напряжений в деталях ГТД, как правило, значительна, то их учет в алгоритмах мониторинга считается обязательным [1].

В [1, 2] предложено для мониторинга температурных напряжений создавать специальные алгоритмы, диагностические модели, которые описывают влияние на напряженное состояние деталей наиболее значимых факторов. К таким моделям предъявляются достаточно противоречивые требования – точности и полноты учета факторов на уровне современных конечно-элементных моделей высокого уровня, а также алгоритмической надежности и системной совместимости, характерных для алгоритмов с простыми эмпирическими зависимостями. Для достижения необходимой точности предложено предварительно проводить идентификацию диагностических моделей по конечно-элементным моделям высокого уровня, учитывающим влияние максимального числа факторов. В [3] проведен анализ погрешности семи алгоритмов мониторинга температурных напряжений, отличающихся степенью учета различных факторов, характе-

ризующих условия работы деталей. Наилучшие по точности рассчитывают напряжения с погрешностью порядка нескольких процентов, однако такая точность достигается за счет предварительного проведения достаточно громоздких вычислительных процедур, включающих:

- расчет по модели высокого уровня зависимости температурных напряжений от температуры при равномерном нагреве деталей;
- структурную идентификацию математической модели – выбор наилучшего набора параметров, характеризующих граничные условия теплообмена;
- идентификацию по конечно-элементным моделям высокого уровня полиномиальных функций этих параметров – оптимальное оценивание 12 коэффициентов полиномов.

Следует отметить, что на данном этапе разработок погрешность алгоритмов мониторинга температурных напряжений остается большей, чем погрешность мониторинга температурного состояния [4].

**Цель настоящей работы** – повышение точности и упрощение структуры математической модели температурных напряжений в критических точках термонапряженных узлов газотурбинных двигателей. Цель достигается за счет использования подобия напряженно-деформированного состояния на различных режимах.

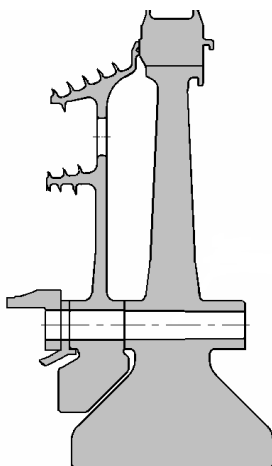


Рис. 1. Сечение ротора ТВД

## 1. Модель верхнего уровня

В проведенном исследовании модель верхнего уровня представляла собой последовательное решение методом конечных элементов осесимметричных задач стационарной теплопроводности и термоупругости для области, соответствующей шести деталям ротора турбины высокого давления (ТВД) с участком вала компрессора низкого давления (рис. 1). Свойства материалов деталей – коэффициенты теплопроводности, температурного расширения, модули упругости и их зависимости от температуры описывались участками прямых с шагом 100 °С и в различных деталях отличались на 20 ... 25 %. Использовалась осесимметричная конечно-элементная сетка с четырехугольными параболическими элементами.

Входящие в граничные условия теплообмена деталей локальные температуры среды (воздуха и газа) и коэффициенты теплоотдачи находились пересчетом условий базового режима на другие режимы по формулам [4], [5]:

$$T_{i,j} = T_{\text{КВД}j}^* + \Theta_{i,6} k_{t,j} (T_{\Gamma 6}^* - T_{\text{КВД}6}^*);$$

$$\alpha_{i,j} = k_{\alpha j} \cdot \alpha_{i,6},$$

где  $T_{\text{КВД}}^*$ ,  $T_{\Gamma}^*$  – температуры торможения за компрессором высокого давления и перед рабочим ко-

лесом ТВД;

$\Theta_i$  – параметр, характеризующий локальное значение температуры среды;

$k_{t,j} = (T_{\Gamma j}^* - T_{\text{КВД}j}^*) / (T_{\Gamma 6}^* - T_{\text{КВД}6}^*)$  – коэффициент, характеризующий изменение распределения температуры среды;

$k_{\alpha}$  – коэффициент, характеризующий изменение локальных значений коэффициентов теплоотдачи;

$i, j$  – индексы, обозначающие точку поверхности детали и режим (сочетание граничных условий);

$6$  – индекс, отмечающий значения величин на базовом режиме.

Граничные условия задачи термоупругости заключались в задании отсутствия осевых перемещений левого торца вала и обязательных условий теории упругости – исключения перемещений ротора как жесткого тела.

## 2. Подобие деформированного состояния при неравномерном нагреве

По модели верхнего уровня было просчитано более 1000 вариантов температурного и напряженно-деформированного состояний ротора ТВД от действия неравномерного нагрева. Действие силовых факторов не учитывалось. Коэффициенты, задающие граничные условия варьировались в пределах:  $T_{\text{КВД}}^* = 0 \dots 650$  °С,  $k_t = 0 \dots 1,2$ ,  $k_{\alpha} = 0 \dots 1,2$ .

Традиционным уравнениям теории упругости, связывающим компоненты тензоров напряжений  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_{xy}$  и деформаций  $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \varepsilon_{xy}$ :

$$\sigma_x = \frac{E}{1-\mu-2\mu^2} [(1-\mu)\varepsilon_x + \mu\varepsilon_y + \mu\varepsilon_z - (1+\mu)\beta t]$$

$$\sigma_y = \frac{E}{1-\mu-2\mu^2} [\mu\varepsilon_x + (1-\mu)\varepsilon_y + \mu\varepsilon_z - (1+\mu)\beta t]$$

$$\sigma_z = \frac{E}{1-\mu-2\mu^2} [\mu\varepsilon_x + \mu\varepsilon_y + (1-\mu)\varepsilon_z - (1+\mu)\beta t]$$

$$\sigma_{xy} = \frac{E}{2(1+\mu)} \varepsilon_{xy}$$

придадим вид, удобный для ведения мониторинга:

$$\sigma_x = \frac{E}{1-2\mu}(\tilde{\varepsilon}_x - \beta t); \quad (1)$$

$$\sigma_y = \frac{E}{1-2\mu}(\tilde{\varepsilon}_y - \beta t); \quad (2)$$

$$\sigma_z = \frac{E}{1-2\mu}(\tilde{\varepsilon}_z - \beta t); \quad (3)$$

$$\sigma_{xy} = \frac{E}{2(1+\mu)}\tilde{\gamma}_{xy}, \quad (4)$$

где  $t = t(T_{\text{КВД}}^*, k_t, k_\alpha)$  – температура точки детали;

$E, \mu, \beta$  – локальные значения модуля упругости и коэффициентов Пуассона и линейного расширения;

$\tilde{\varepsilon}_x, \tilde{\varepsilon}_y, \tilde{\varepsilon}_z, \tilde{\varepsilon}_{xy}$  – обобщенные деформации:

$$\tilde{\varepsilon}_x = (1-\mu)\varepsilon_x + \mu\varepsilon_y + \mu\varepsilon_z;$$

$$\tilde{\varepsilon}_y = \mu\varepsilon_x + (1-\mu)\varepsilon_y + \mu\varepsilon_z;$$

$$\tilde{\varepsilon}_z = \mu\varepsilon_x + \mu\varepsilon_y + (1-\mu)\varepsilon_z;$$

$$\tilde{\varepsilon}_{xy} = \varepsilon_{xy}.$$

Результаты расчетов по моделям высокого уровня температурного и деформированного состояний в критических точках деталей представлялись точками в пространстве  $\tilde{\varepsilon} - t$ . На рис. 2 в такой форме представлены результаты расчетов z-й компоненты обобщенной деформации в критической точке вала  $\tilde{\varepsilon}(t) = \tilde{\varepsilon}_z(t(T_{\text{КВД}}^*, k_t, k_\alpha))$ , а на рис. 3 часть этих результатов при  $T_{\text{КВД}}^* = 500^\circ\text{C}$ .

При  $k_t < 1, k_\alpha < 1$  и постоянной температуре  $T_{\text{КВД}}^*$  результаты  $\tilde{\varepsilon}(t)$  находятся внутри треугольника 1-2-3 (рис. 3), у которого вершина 1 – точка  $\tilde{\varepsilon}_1 = \tilde{\varepsilon}(t(T_{\text{КВД}}^*, 0, 0)) = \tilde{\varepsilon}_z(T_{\text{КВД}}^*)$  соответствует равномерному нагреву деталей до температуры  $t = T_{\text{КВД}}^*$ , вершина 2 – точка  $\tilde{\varepsilon}_2 = \tilde{\varepsilon}(t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 0))$ , вершина 3 точка  $\tilde{\varepsilon}_3 = \tilde{\varepsilon}(t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 1))$ . Результаты расчетов при  $k_\alpha = 0, k_t = 1, k_\alpha = 1$  образуют стороны треугольника, соответственно, 1-2, 2-3, 3-1.

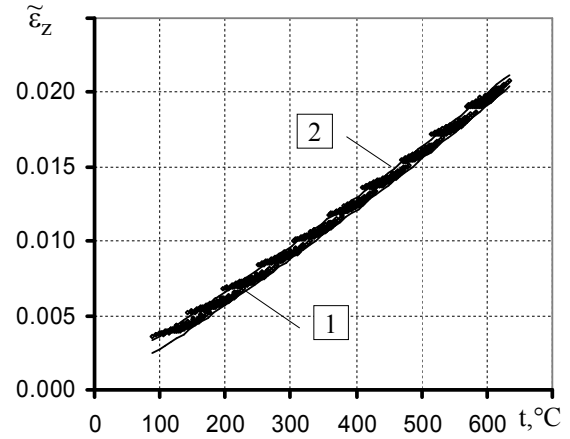


Рис. 2. Результаты расчетов компоненты  $\tilde{\varepsilon}_z$  вала ТВД по конечно-элементной модели:  
1 – равномерный нагрев;  
2 –  $\tilde{\varepsilon}(t) = \tilde{\varepsilon}_z(t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 1))$

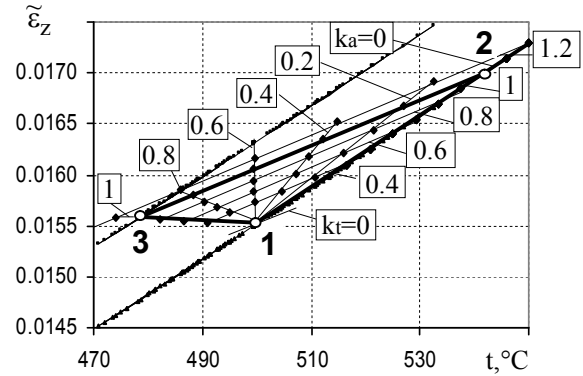


Рис. 3. Результаты расчетов по конечно-элементной модели (фрагмент рис. 2)

Результаты отражают известные общие закономерности – пропорциональное изменение температуры среды при постоянной теплоотдаче ведет к пропорциональному изменению полей температур, деформаций и напряжений, при этом коэффициенты пропорциональности, связывающие эти изменения, зависят от уровня теплоотдачи [6]. Проявлением этих закономерностей является параллельность линий  $k_t = \text{const}$  и лучевой характер линий  $k_\alpha = \text{const}$  в треугольнике 1-2-3.

Наличие такой закономерности позволяет компактно описать полученные результаты. Охарактеризуем точку  $\tilde{\varepsilon}_j = \tilde{\varepsilon}(t_j)$ , результат расчета деформации при j-м варианте задания граничных условий,

относительной координатой, связанной с треугольником 1-2-3:

$$L_j = h_j / H,$$

где  $h_j$  – расстояние от  $\tilde{\varepsilon}_j = \tilde{\varepsilon}(t_j)$  до линии 2-3;

$H_j$  – расстояние от вершины 1 до линии 2-3 (высота треугольника 1-2-3).

Выразим  $L_j$  через координаты  $\tilde{\varepsilon}, t$  вершин треугольника и учтем в виде линейной зависимости от  $k_t$  то, что, в силу высказанных выше соображений о пропорциональности деформаций и температур,  $L_j$  должна равняться 1 при  $k_t = 0$  и равняться 0 при  $k_t = 1$ :

$$L_j = \frac{(\tilde{\varepsilon}_2 - \tilde{\varepsilon}_3)t_j + (t_3 - t_2)\tilde{\varepsilon}_j + t_2\tilde{\varepsilon}_3 - t_3\tilde{\varepsilon}_2}{\tilde{\varepsilon}_1(t_3 - t_2) + \tilde{\varepsilon}_2(t_1 - t_3) + \tilde{\varepsilon}_3(t_2 - t_1)} = 1 - k_t, \quad (5)$$

где  $\tilde{\varepsilon}_1, \tilde{\varepsilon}_2, \tilde{\varepsilon}_3$  – деформационные координаты;

$t_1 = T_{\text{КВД}}^*$ ,  $t_2 = t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 0)$ ,  $t_3 = t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 1)$  – температурные координаты вершин 1, 2, 3.

Результаты всех проведенных расчетов (более 1 000) как для диска, так и для вала ТВД, при всех сочетаниях температурных и конвективных условий с отклонением менее 0,01 легли на прямую, описываемую уравнением (5). С таким же отклонением на

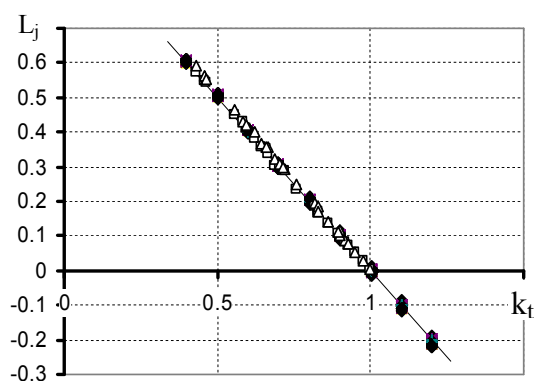


Рис. 4. Обобщение расчетов деформаций:  
 ▲ ▼ – диска и вала при произвольных сочетаниях граничных условий;  
 □ – диска на рабочих режимах двигателя;  
 Δ – вала на рабочих режимах двигателя;  
 — – по формуле  $L_j = 1 - k_t$

эту прямую легли рассчитанные по модели высокого уровня контрольные расчеты 27 стационарных режимов двигателя (рис. 4).

### 3. Математическая модель температурных напряжений

На основе подобия деформированного состояния в различных условиях нагрева (5), можно предложить достаточно простую и эффективную математическую модель температурных напряжений для ведения их мониторинга.

Предварительно по модели высокого уровня должны быть рассчитаны зависимости компонент обобщенных деформаций от температуры в критической точке при двух условиях нагрева, например:

$\tilde{\varepsilon}_p(t)$  – при равномерном нагреве;

$\tilde{\varepsilon}_n(t)$  – в условиях  $k_t = 1$ ,  $k_a = 1$  при различных

$T_{\text{КВД}}^*$  (неравномерный нагрев).

Входной информацией для проведения мониторинга температурных напряжений являются величины, характеризующие граничные условия:  $T_{\text{КВД}}^*$ ,  $k_t$ ,  $k_a$  и температура в критической точке детали  $t_j$ , определяемая по мониторинговой модели температурного состояния [5]. По той же модели должны быть определены температурные координаты вершин треугольника 1-2-3 для текущего режима двигателя:

$$t_1 = T_{\text{КВД}}^*, \quad t_2 = t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 0), \quad t_3 = t(T_{\text{КВД}}^*, 1, 1).$$

По зависимостям  $\tilde{\varepsilon}_p(t)$  и  $\tilde{\varepsilon}_n(t)$  для каждой компоненты деформации определяются деформационные координаты вершин треугольника 1-2-3. Например, для компоненты  $\tilde{\varepsilon}_z(t)$ :

$$\tilde{\varepsilon}_1 = \tilde{\varepsilon}_{z_p}(T_{\text{КВД}}^*);$$

$$\tilde{\varepsilon}_2 = \tilde{\varepsilon}_{z_p}(t_2);$$

$$\tilde{\varepsilon}_3 = \tilde{\varepsilon}_{z_n}(t_3).$$

По формуле, полученной из выражения (5) находится обобщенная деформация:

$$\tilde{\varepsilon}_j = \frac{(1 - k_t)S + \tilde{\varepsilon}_2(t_3 - t_j) + \tilde{\varepsilon}_3(t_j - t_2)}{t_3 - t_2},$$

где  $S = \tilde{\varepsilon}_1(t_3 - t_2) + \tilde{\varepsilon}_2(t_1 - t_3) + \tilde{\varepsilon}_3(t_2 - t_1)$ .

Каждая компонента  $\tilde{\varepsilon}_x, \tilde{\varepsilon}_y, \tilde{\varepsilon}_z, \tilde{\varepsilon}_{xy}$  вычисляется по соответствующим ей деформационным координатам  $\tilde{\varepsilon}_1, \tilde{\varepsilon}_2, \tilde{\varepsilon}_3$ . Температурные координаты  $t_1, t_2, t_3$  являются общими для всех компонент.

По заданному значению  $t_j$  и найденным значениям  $\tilde{\varepsilon}_x, \tilde{\varepsilon}_y, \tilde{\varepsilon}_z, \tilde{\varepsilon}_{xy}$  по формулам (1) – (4) вычисляются компоненты напряжений  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_{xy}$ .

### Заключение

Оценка погрешности предложенной математической модели проводилась сравнением результатов расчетов по ней температурных деформаций и напряжений в критических точках диска и вала ТВД с результатами по конечно-элементной модели высокого уровня. Расчеты проводились при граничных условиях 27 стационарных режимов двигателя, включая режимы «малый газ» и «взлетный» при температуре воздуха от  $-50$  до  $+50$  °C.

Необходимые зависимости  $\tilde{\varepsilon}_p(t)$  и  $\tilde{\varepsilon}_n(t)$  были получены путем конечно-элементного расчета в 12 точках интервала  $0 \dots 600$  °C и полиномиальной аппроксимации результатов.

Для устранения влияния на результаты погрешности модели температурного состояния использовалась входная температурная информация:  $t_j, t_2$  и  $t_3$ , рассчитанная по модели высокого уровня.

Во всех случаях отличие результатов по деформации не превысило 0.1% от ее значения на максимальном режиме. Отличие результатов по температурным напряжениям – менее 1 МПа, т.е. менее 0,7% от значения максимальной компоненты температурного напряжения (150 МПа) на максимальном исследованном режиме.

### Литература

1. Комплекс программно-методических средств для учета выработки ресурса авиационных ГТД в системах диагностической обработки его параметров / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.И. Колесников и др. // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ „ХАІ”. – 2001. – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки. – С. 163 – 166.
2. Диагностические модели для контроля температурного и напряженного состояния турбин ГТД / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.А. Филияев, Д.В. Крикунов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: ХАІ, 1998. – Вип. 5. – С. 276 – 280.
3. Олейник А.В., Шимановская Н.А. Выбор алгоритмов мониторинга температурных напряжений в деталях на установившихся режимах для учета выработки ресурса газотурбинного двигателя // *Вестник двигателестроения*. – 2003. – Вип. 2. Двигуни та енергоустановки. – С. 78 – 81.
4. Модели температурного состояния деталей на установившихся режимах для систем учета выработки ресурса газотурбинных двигателей / А.В. Олейник, Д.В. Крикунов, Н.А. Шимановская, С.Б. Резник, Е.А. Бандурко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ „ХАІ”, 2002. – Вип. 34. – С. 133 – 135.
5. Олейник А.В., Шимановская Н.А. Выбор алгоритмов мониторинга температуры деталей на установившихся режимах для учета выработки ресурса газотурбинного двигателя // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ „ХАІ”, 2003. – Вип. 40. – С. 105 – 108.
6. Гейтвуд Б.Е. Температурные напряжения применительно к самолетам, снарядам, турбинам и ядерным реакторам. – М.: Ин. лит., 1959. – 350 с.

*Поступила в редакцию 25.05.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.793.6:669.245

В.П. КУЗНЕЦОВ<sup>1</sup>, В.П. ЛЕСНИКОВ<sup>2</sup>, А.С. КОРЯКОВЦЕВ<sup>3</sup>, С.В. ХУДОРОЖКОВ<sup>2</sup><sup>1</sup>Уральский государственный технический университет - УПИ, Екатеринбург, Россия<sup>2</sup>ООО «ТУРБОМЕТ», Екатеринбург, Россия<sup>3</sup>ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

## СТРУКТУРНАЯ СТАБИЛЬНОСТЬ И ПРОЧНОСТНЫЕ СВОЙСТВА СПЛАВА ЖС36ВИ ДЛЯ ЛИТЯ МОНОКРИСТАЛЬНЫХ ЛОПАТОК ТУРБИН

Сплав ЖС36ВИ предназначен для отливки охлаждаемых лопаток турбины методом монокристалльного литья с кристаллографической ориентацией [001] для современного двигателя ПС-90А2 с температурой газа на вход в турбину 1850 К.

**лопатка турбины, безуглеродистый монокристалльный сплав, структурная стабильность, рафт-структура, кристаллографическая ориентация,**

### Введение

Повышение ресурса и надежности авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) усложняется в связи с непрерывным ростом температур, динамических и вибрационных нагрузок. Это обуславливает повышение требований к рабочим лопаткам турбин, работающим в условиях многокомпонентного нагружения в контакте с агрессивным высокоскоростным газовым потоком. В этой связи наиболее перспективным сплавом является ЖС36ВИ, предназначенный для лопаток современного двигателя ПС-90А2 с температурой газа на входе в турбину 1850 К.

### 1. Формулирование проблемы

Целью данной работы являлось оценка структурной стабильности и определение прочностных свойств сплава ЖС36ВИ для литья монокристалльных лопаток турбин современных ГТД.

### 2. Решение проблемы

#### 2.1. Метод получения и термообработка

Отливка монокристаллических образцов и рабочих лопаток с кристаллографической ориентацией [001] из безуглеродистого сплава ЖС36ВИ осуществляется на установках типа УВНК-8П без жидко-

металлического охладителя. Кристаллографическая ориентация задается затравками из сплава Ni – W.

Термическая обработка монокристаллического безуглеродистого сплава ЖС36ВИ отличается высокотемпературным гомогенизирующим отжигом [1]:

1. (Закалка 1) Подъем температуры до  $1320^{\pm 10^{\circ}\text{C}}$  и выдержка  $\tau = 4$  часа. После гомогенизации проводится закалка с высокой скоростью ( $>100^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ );
2. (Закалка 2)  $T = 1030^{\pm 10^{\circ}\text{C}}$ ,  $\tau = 4$  часа, охлаждение с ( $V \geq 50^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ );
3. (Старение)  $T = 870^{\pm 10^{\circ}\text{C}}$ ,  $\tau = 32$  часа.

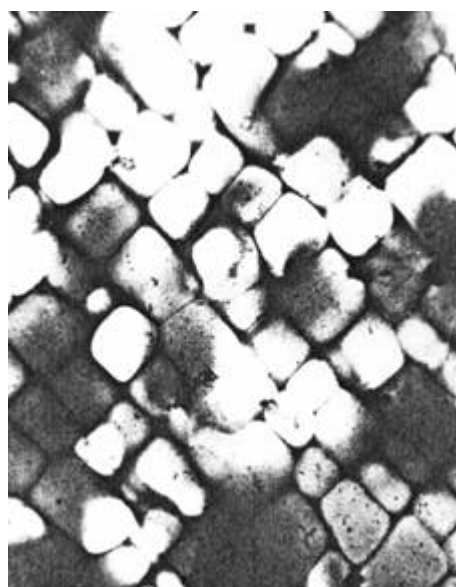
#### 2.2. Структура

В результате такой термообработки структура сплава ЖС36ВИ состоит из равномерно и упорядоченно расположенных вдоль направлений [001]  $\gamma$ -матрицы кубических частиц упрочняющей  $\gamma'$ -фазы размером 0,3 ... 0,4 мкм. (рис. 1, а, б).

В результате термообработки получена однородная, дисперсная ( $\gamma + \gamma'$ ) структура с очень высокой объемной долей  $\gamma'$ -фазы (75%). Частицы  $\gamma'$ -фазы (средний размер которых  $\sim 0,3 \dots 0,4$  мкм.) имеют характерную кубоидную форму с легко закругленными ребрами, а грани соседних  $\gamma'$ -частиц практически сливаются друг с другом, т.е. остаточной  $\gamma$ -фазы очень мало.



а ×12000



б × 23000

Рис. 1. Тонкая структура сплава ЖС36ВИ [001] после термообработки

В межосных участках размеры  $\gamma'$ -фазы несколько крупнее, а отдельные частицы достигают размеров  $\sim 1$  мкм. Каких-либо выделений (карбидов или ТПУ-фаз) обнаружено не было. Такая сложная термообработка сплава направлена не только на растворение упрочняющей  $\gamma'$ -фазы, но и на полное растворение крупных глобул её эвтектических выделений ( $\gamma'_{\text{эвт.}}$ ), а также максимальное уменьшение дендритной ликвационной неоднородности сплава.

### 2.3. Ликвационная неоднородность

Для сплава ЖС36ВИ характерна высокая ликвационная неоднородность, которая не устраняется при термообработке: такие элементы сплава, как W, Re, Cr, Co, концентрируются в осях дендритов ( $\gamma+\gamma'$ ), а Al, Ta, Nb – в межосном пространстве и глобулях  $\gamma'_{\text{эвт.}}$  (табл. 1)

Таблица 1

Содержание элементов в различных точках дендритной ячейки сплава ЖС36ВИ

| Легирующий элемент                                                             | Al   | W     | Re   | Cr   | Co   | Ti   |
|--------------------------------------------------------------------------------|------|-------|------|------|------|------|
| Среднее содержание в сплаве, % масс.                                           | 5,42 | 12,70 | 2,23 | 2,31 | 8,55 | 1,00 |
| Содержание в осях дендритной ячейки $C_{\text{о.д.}}$ , % масс.                | 6,14 | 12,48 | 2,49 | 3,51 | 8,81 | 0,55 |
| Содержание в межосном пространстве $C_{\text{м.п.}}$ , % масс.                 | 8,43 | 6,80  | 0,44 | 1,51 | 7,06 | 1,00 |
| Коэф. ликвации элемента, $K_{\text{л}} = C_{\text{о.д.}}/C_{\text{м.п.}}$      | 0,77 | 1,78  | 2,33 | 2,05 | 1,30 | 0,54 |
| Содержание в крупных глобулях $\gamma'_{\text{эвт.}}$ , % масс.                | 8,03 | 7,56  | 0,46 | 1,48 | 7,27 | 1,10 |
| Коэф. распределения $K_{\text{р}} = C_{\text{о.д.}}/C_{\gamma'_{\text{эвт.}}}$ | 0,81 | 1,56  | 5,41 | 2,05 | 1,26 | 0,50 |

### 2.4. Испытания

После проведения полной термообработки сплава проводились испытания по определению кратковременных механических свойств ( $\sigma_{\text{в}}$ ,  $\sigma_{0,2}$ ,  $\delta$ ,  $\Psi$ ) при  $T=20^{\circ}\text{C}$  и  $T=975^{\circ}\text{C}$  (рис. 2), а также длительной прочности при  $T = 975^{\circ}\text{C}$ , (рис. 3).

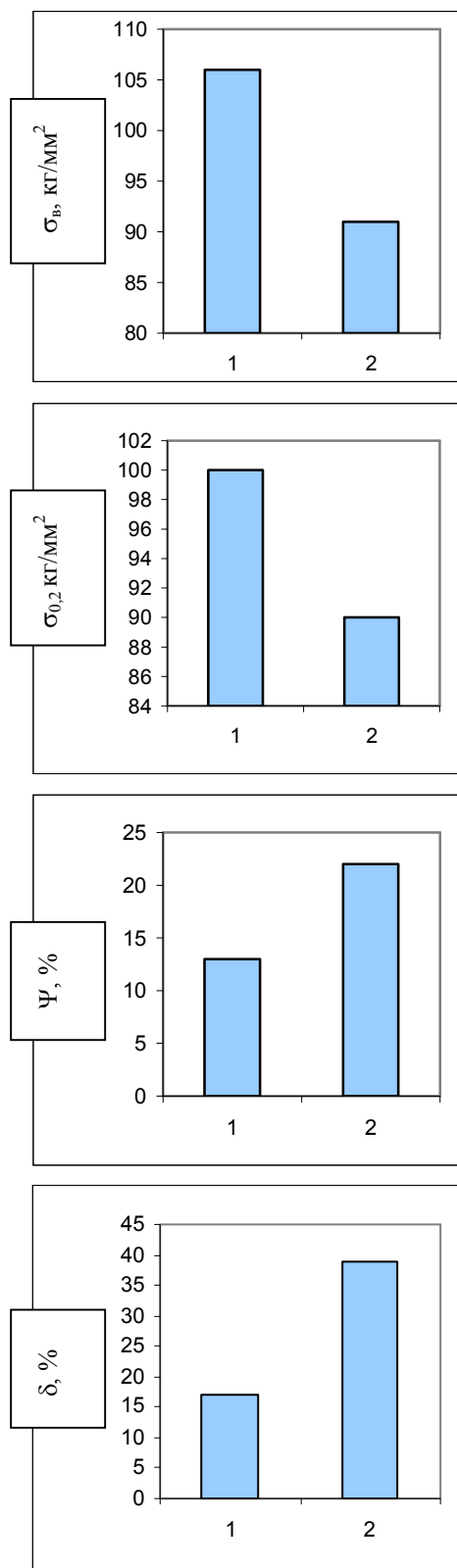


Рис. 2. Кратковременные механические свойства сплава ЖС36ВИ [001] при: 1 –  $T = 20^\circ\text{C}$ , 2 –  $T = 975^\circ\text{C}$

Среднее время до разрушения образцов при испытании на длительную прочность составило при

$\sigma = 30 \text{ кг/мм}^2 - 210 \text{ часов}$ ;  $\sigma = 34 \text{ кг/мм}^2 - 110 \text{ часов}$ ,  
 $\sigma = 36 \text{ кг/мм}^2 - 72 \text{ часа}$ .

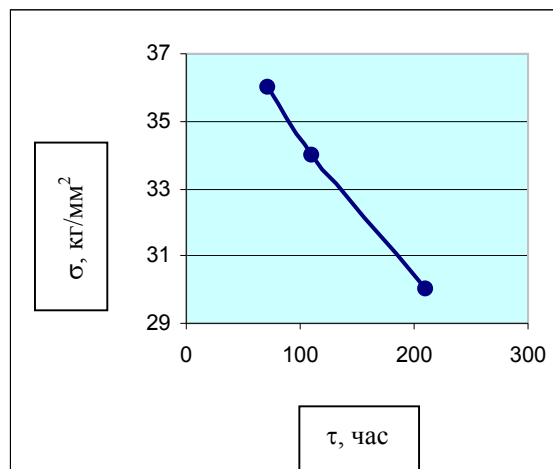


Рис. 3. Кривая длительной прочности сплава

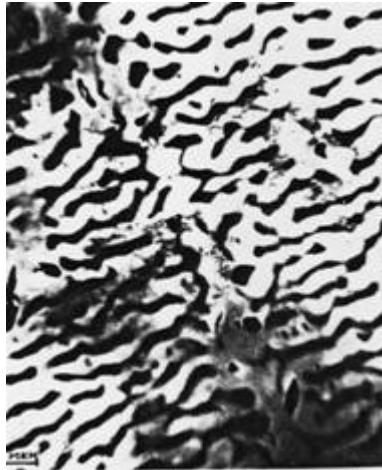
При испытаниях на длительную прочность происходит окисление поверхностных слоев сплава ЖС36ВИ. В образующемся при окислении поверхностном слое, состоящем из  $\gamma'$ -фазы, под действием напряжения образуются микротрещины, которые развиваются во внутренние объемы сплава.

Во внутренних объемах сплава ЖС36ВИ при испытаниях на длительную прочность зарождение микротрещин происходит на микропорах в межосном пространстве, возникших после растворения  $\gamma'_{\text{вт}}$  при гомогенизации сплава. С ростом пластической деформации при ползучести микротрещины растут перпендикулярно приложенному напряжению, а затем развиваются в междендритном пространстве вдоль приложенного напряжения.

В процессе испытаний на длительную прочность в сплаве ЖС36ВИ [001] происходит формирование рафт-структуры, перпендикулярно оси растяжения (рис. 4, а, б, в).

Формирование рафт-структуры происходит на первой стадии ползучести путем сращивания кубоидов  $\gamma'$ -фазы торцевыми гранями, параллельными оси нагружения. Рафт-структура при испытаниях на длительную прочность формируется в направлении, перпендикулярном приложенному напряжению. При переходе от второй стадии ползуче-

сти к третьей (ускоренной) происходит огрубление рафт-структуры: подслои  $\gamma'$ -фазы превращаются из прямолинейных в зигзагообразные, расположение их становится хаотическим.



а  $\times 8000$



б  $\times 13000$



в  $\times 30000$

Рис. 4. Рафт-структура сплава

Формирование рафт-структуры обусловлено перераспределением легирующих элементов в матрице ( $\gamma$ -твердый раствор) под действием напряжений, обогащением  $\gamma'$ -образующими элементами сплава граней кубоидной  $\gamma'$ -фазы, параллельных оси растяжения. В результате этого происходит сращивание  $\gamma'$ -фазы и образование рафт-структуры, перпендикулярной оси растяжения.

Движущей силой такого изменения морфологии  $\gamma / \gamma'$ -структуры под влиянием напряжений и температуры является несоответствие параметров решеток и модулей упругости  $\gamma$ - и  $\gamma'$ -фаз. Возникшая рафт-структура обладает высокой термической стабильностью и будет определять долговечность рабочих лопаток турбины в процессе эксплуатации.

### Заключение

1. Монокристаллический сплав ЖС36ВИ [001] после проведения полной термообработки имеет очень высокие прочностные свойства.
2. Кристаллографическая ориентировка монокристалла ЖС36ВИ [001] вдоль оси растяжения не нарушается вплоть до разрушения. Наблюдаются локальные азимутальные развороты участков  $\gamma/\gamma' \leq 5^\circ$ ;
3. При высоких температурах и напряжениях в сплаве формируется рафт-структура, которая и будет определять долговечность рабочих лопаток при эксплуатации.

### Литература

1. Шалин Р.Е., Светлов И.Л., Качанов Е.Б., Тологана В.Н., Гаврилин О.С. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. — М.: Машиностроение, 1997. — 336 с.

Поступила в редакцию 12.04.2004

**Рецензент:** д-р. техн. наук, проф. М.А. Филиппов, Уральский государственный технический университет «УПИ», Екатеринбург.

УДК 629.7.03:681.518.7

С.В. ЕПИФАНОВ<sup>1</sup>, Л.Л. ЯЦКО<sup>2</sup>

## АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА

<sup>1</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков<sup>2</sup>Научно-технический комплекс «Электронприлад», Киев

Рассмотрена проблема управления параметрами воздуха и электрической мощностью авиационной вспомогательной силовой установки. Выявлены особенности одно- и двухвальных установок. Предложена методика настройки контуров управления регулирующими элементами компрессора, дан сравнительный анализ качества управления при различной структуре САУ.

**вспомогательная силовая установка, управление, характеристика компрессора, рабочие параметры**

### Введение

Современные самолеты и вертолеты (ЛА) оснащаются вспомогательными силовыми установками (ВСУ), предназначенными для обеспечения ЛА электроэнергией и сжатым воздухом в условиях, когда маршевые двигатели полностью или частично остановлены. Этот воздух поступает в воздушную систему (ВС) ЛА и используется для запуска маршевых двигателей, в системе кондиционирования (СК) и в противообледенительной системе (ПОС). Проблемы управления ВСУ слабо отражены в технической литературе. В основном это связано с тем, что большинство ВСУ имеют одновальную схему и одно управляющее воздействие – расход топлива  $G_T$ . Поэтому необходимые для проектирования САУ соотношения между параметрами могут быть получены из теории одновальных турбореактивных двигателей (ТРД) [1].

### 1. Постановка задачи

Основным требованием к управлению одновальной ВСУ (рис. 1) является поддержание постоянства частоты вращения ротора  $n$ , что необходимо для обеспечения постоянства частоты электрического тока приводимого генератора. Это реализуется путем изменения  $G_T$ . Линия рабочих режимов 4 (рис. 2), которая характеризует работу ВСУ при

ее запуске, должна располагаться ниже границы допустимых рабочих режимов 3, которая выбирается с учетом границы газодинамической устойчивости (ГДУ) 2 и запасов на разброс характеристик вновь изготовленных компрессоров, на разброс положений границы ГДУ, а также на изменение этих характеристик и границ вследствие эксплуатационного износа.

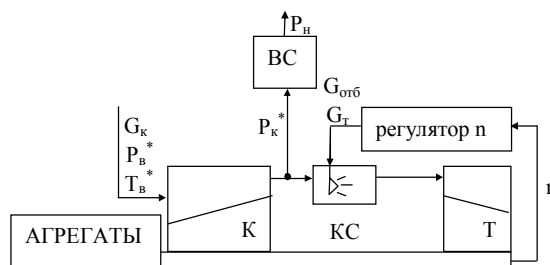


Рис. 1. Схема одновальной ВСУ с нерегулируемым компрессором

Рассмотрим точку А (рис 2), соответствующую работе ВСУ на режиме холостого хода (без нагрузки на генератор и при минимальном расходе воздуха). При включении электрической нагрузки положение точки А не изменяется, так как при этом не изменяются  $n$  и характеристика сети, а снижение расхода газа через турбину  $G_T$  компенсируется ростом  $G_T$  и  $T_K^*$ . При увеличении расхода отбираемого воздуха изменяется характеристика ВС и рабочая точка на характеристике компрессора перемещается в положение С, а соответствующая точка на характери-

ке ВС – из положения  $A'$  в положение  $C'$ . Давление за компрессором при этом снижается, запас ГДУ компрессора увеличивается, а рабочая точка смещается в область пониженных КПД компрессора.

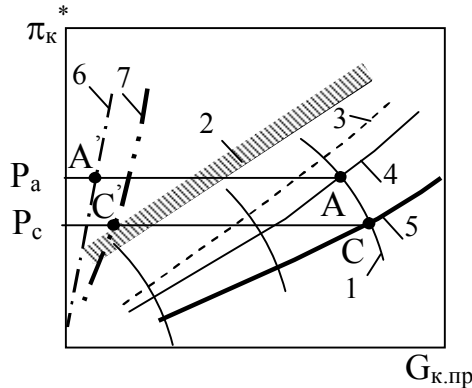


Рис. 2. Характеристика компрессора одновальной ВСУ: 1 – напорная линия  $n_{пр} = \text{const}$ ; 2 – граница ГДУ; 3 – граница допустимых рабочих режимов; 4, 5 – линии рабочих режимов при минимальном и максимальном отборе воздуха; 6, 7 – характеристики ВС при минимальном и максимальном расходе

Таким образом, преимущества такой схемы ВСУ – ее простота и положительное влияние отборов воздуха на запас ГДУ, а основные недостатки:

- необходимость специального профилирования компрессора для обеспечения запасов ГДУ в условиях минимальных отборов воздуха;
- снижение КПД сжатия всего воздуха при увеличении отборов;
- узкий диапазон варьирования расхода отбираемого воздуха;
- отсутствие возможности обеспечения необходимого для нормальной работы воздушной системы ЛА соотношения между давлением и расходом отбираемого воздуха.

Последние недостатки усиливаются тем, что современные ЛА оснащаются развитыми ВС, имеющими свои элементы управления, которые обеспечивают варьирование параметров потребляемого воздуха в широком диапазоне. Рассмотрим пути продления этих недостатков и соответствующие варианты структуры системы автоматического управления.

## 2. Одновальная ВСУ с управлением ВНА компрессора

Решение проблемы обеспечения широкого диапазона варьирования давления и расхода отбираемого воздуха требует введения дополнительного управляющего воздействия. Из различных способов управления компрессором [2] в рассматриваемом случае наиболее эффективным является использование регулируемого направляющего аппарата (ВНА) компрессора. На рис. 3 приведена схема ВСУ и ее САУ, а на рис. 4 – соответствующая характеристика компрессора при постоянной приведенной частоте вращения и различных положениях ВНА.

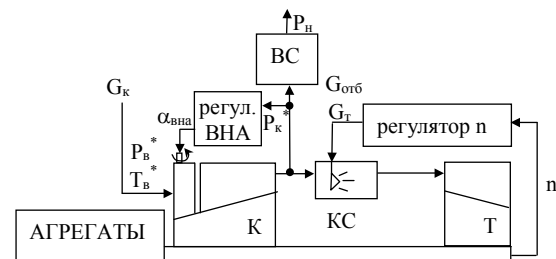


Рис. 3. Схема одновальной ВСУ с регулируемым компрессором

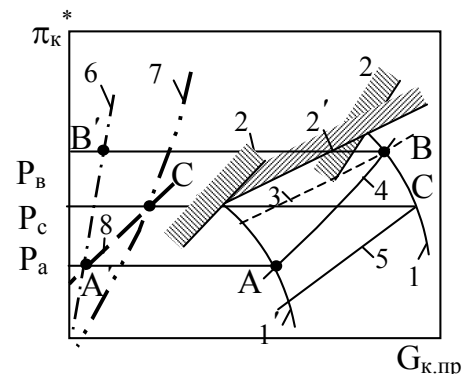


Рис. 4. Характеристика регулируемого компрессора одновальной ВСУ: 1 – линия  $n_{пр} = \text{const}$ ,  $\alpha_{ВНА} = \alpha_1$ ; 1' – линия  $n_{пр} = \text{const}$ ,  $\alpha_{ВНА} = \alpha_2$ ; 2 – граница ГДУ при  $\alpha_{ВНА} = \text{const}$ ,  $n = \text{var}$ ; 2' – граница ГДУ при  $n_{пр} = \text{const}$ ,  $\alpha_{ВНА} = \text{var}$ ; 3 – граница допустимых рабочих режимов; 4, 5 – линии рабочих режимов при минимальном и максимальном отборе воздуха и  $n_{пр} = \text{const}$ ; 6, 7 – характеристики ВС при минимальном и максимальном расходе

Изменение положения ВНА от  $\alpha_2$  до  $\alpha_1$  в сторону увеличения (раскрытия) приводит к перемещению

рабочей точки на характеристике компрессора из положения А в положение В со снижением запаса ГДУ (им соответствуют точки А' и В' на характеристике ВС). Если же характеристика ВС изменяется в сторону больших расходов (уменьшения гидравлического сопротивления), то рабочая точка перемещается в положение С', а запас ГДУ изменяется незначительно. Отметим также, что характер изменения  $T_r^*$  при этом определяется условием постоянства приведенного расхода через турбину

$$A_T = G_T \frac{\sqrt{T_r^*}}{P_r^*},$$

где  $P_r^* = \pi_K^* P_B^* \sigma_{KC}$ .

В точке В по сравнению с точкой А выше и  $G_T$ , и  $\pi_K^*$ . В точке С по сравнению с точкой В ниже и  $G_T$ , и  $\pi_K^*$ . Поэтому при определенном сочетании характеристик компрессора и воздушной системы значение  $T_r^*$  при указанных переходах изменяется незначительно, что является положительной особенностью рассматриваемой ВСУ.

Таким образом, изменение положения ВНА позволяет обеспечить заданное положение рабочей точки на заданной характеристике ВС 8 (рис. 4). Это задание может быть выражено значением потребного давления или расхода отбираемого воздуха. Возможные структурные варианты САУ и особенности их реализации рассмотрены ниже.

Рассмотренная ВСУ не лишена рассмотренных ранее недостатков 1 и 2. Кроме того, известно [1], что термодинамическое совершенство газотурбинных установок определяется уровнем  $\pi_K^*$  и  $T_r^*$ . Использование одноступенчатого центробежного компрессора ограничивает параметр  $\pi_K^*$  сравнительно низкими значениями ( $\pi_K^* = 4 \div 5$ ), которые определяются потребностями ВС. Использование осевого компрессора с отбором за промежуточными ступенями нецелесообразно из-за низкого КПД такого компрессора при малых расходах воздуха. Поэтому в рамках данной схемы повысить  $\pi_K^*$  термодинами-

ческого цикла ГТУ можно, используя двухступенчатый центробежный компрессор с отбором воздуха за первой ступенью (рис. 5). Несмотря на усложнение ВСУ и новые проблемы, связанные с согласованием работы этих ступеней, недостатки 1 и 2 сохраняются, что приводит к необходимости поиска других схемных решений.

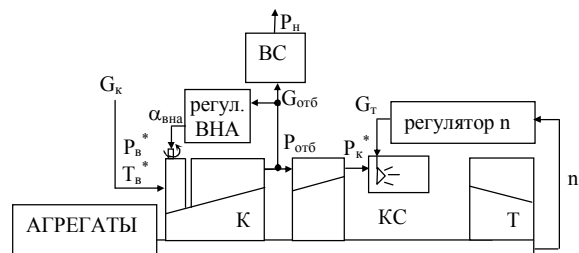


Рис. 5. Схема одновальной ВСУ с регулируемым двухступенчатым компрессором

### 3. ВСУ со свободной турбиной и служебным компрессором

Существенное повышение КПД ВСУ без использования двухступенчатого компрессора может быть достигнуто при переходе к двухвальной схеме (рис. 6), в которой функции сжатия циклового и отбираемого воздуха разделены; предназначенный для ВС ЛА воздух сжимается в отдельном служебном компрессоре (СК) с управляемым ВНА, приводимом от свободной турбины (СТ).

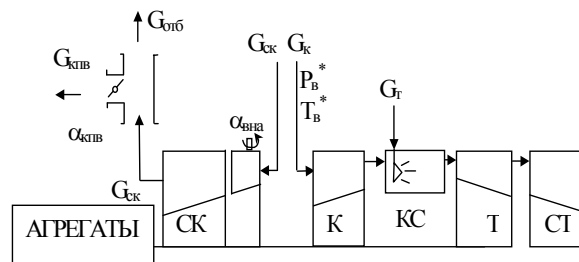


Рис. 6. Схема двухвальной ВСУ со служебным компрессором

Турбокомпрессор такой ВСУ имеет высоконапорную ( $\pi_K^* \sim 8 \div 10$ ) центробежную ступень и лишен перечисленных выше недостатков 1 и 2, так как с него снято требование постоянства частоты вращения, и изменение потребного расхода воздуха или

электрической нагрузки он воспринимает одинаково – как изменение загрузки СТ, а дросселирование турбокомпрессора выполняется при переменной  $n_{TK}$ , то есть аналогично турбокомпрессору турбовального двигателя. Частота вращения свободной турбины  $n_{СТ}$  при этом должна быть постоянной. Поэтому, как показано выше, управление параметрами отбираемого воздуха в данной схеме также может быть обеспечено изменением положения ВНА СК. На рис. 7 представлена характеристика СК, соответствующая  $n_{СТ.пр} = \text{const}$ , на которую нанесена характеристика ВС.

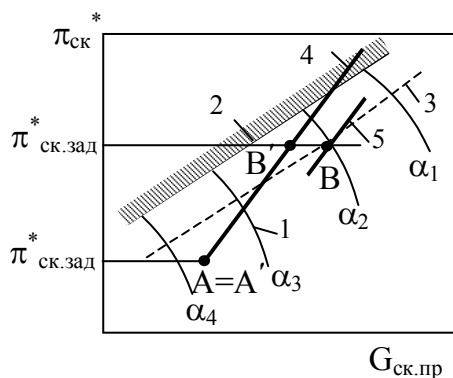


Рис. 7. Характеристика СК при  $n_{пр} = \text{const}$ : 1 – напорные линии  $\alpha_{ВНА} = \text{const}$ ; 2 – граница ГДУ; 3 – граница допустимых рабочих режимов; 4 – характеристика ВС; 5 – характеристика сети с открытым КПВ

Видно, что при увеличении  $\alpha_{ВНА}$  рабочая точка А перемещается по характеристике ВС вверх, и происходит значительное снижение запаса ГДУ СК. Поэтому большие давления отбираемого воздуха (точка В') могут быть обеспечены только при увеличении расхода воздуха в компрессоре до значения, соответствующего точке В. Чтобы избыточный воздух не попадал в ВС, необходимо использовать клапан перепуска воздуха (КПВ, рис. 6) и открыть его так, чтобы  $G_{КПВ} = G_{В'} - G_{В} = G_{СК} - G_{отб}$ . Отметим, что открытие КПВ приводит к смещению характеристики сети, присоединенной к СК (рис. 7). Это следует учитывать при разработке динамической модели объекта управления, необходимой для создания САУ.

Итак, наиболее полное решение поставленной выше проблемы обеспечивается двухвальной ВСУ

со служебным компрессором. Рассмотрим некоторые проблемы управления такой ВСУ.

#### 4. Анализ структурных вариантов САУ системы кондиционирования

При  $n = \text{const}$  и  $\alpha_{ВНА} = \text{const}$  положение напорной линии (изодромы) характеристики компрессора зависит от температуры воздуха на входе в двигатель  $T_{В}^*$ . Поэтому приведенная на рис. 7 характеристика расслаивается по  $T_{В}^*$ , в частности, смещаются линии 2 и 3. Будем считать, что известны характеристики сети потребителя  $\pi_{СК}^* = f_{II}(G_{отб.пр})$  и КПВ  $G_{КПВ.пр} = f_{КПВ}(\pi_{КПВ}^*, \alpha_{КПВ})$ , а режим ВС задан потребным значением  $\pi_{СК.зад}^*$  (в исходном виде указанных характеристик и задания могут использоваться значения  $P_K^*$ , в этом случае их необходимо преобразовать, используя соотношение  $\pi_{СК}^* = P_K^*/P_{В}^*$ ).

##### 4.1. Разомкнутое управление ВНА и КПВ

Пусть потребная характеристика ВС слабо зависит от  $T_{В}^*$ , а режим работы ВС задан значением  $\pi_{СК.зад}^*$ . Тогда допустимые сочетания  $\pi_{СК}^*$  и  $G_{СК}$  ограничены линиями 3 (рис. 7)  $\pi_{СК}^* = f_{огр}(G_{СК.огр}, T_{В}^*)$ , каждая из которых параметризована по  $\alpha$ :  $\alpha_{огр} = f_{\alpha.огр}(\pi_{СК}^*, T_{В}^*)$ . Соответствующие изолинии  $T_{В}^* = \text{const}$  и  $\alpha_{огр} = \text{const}$  представлены на рис. 8.

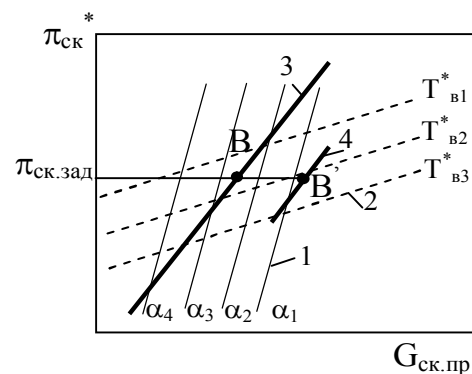


Рис. 8. Характеристика по границе допустимых режимов: 1 – линии  $\alpha_{ВНА} = \text{const}$ ; 2 – линии  $T_{ВНА}^* = \text{const}$ ; 3 – характеристика ВС; 4 – характеристика сети

На основе этой характеристики и характеристики  $f_{КПВ}$  можно получить настроечные характеристики

разомкнутых регуляторов (автоматов) ВНА и КПВ (рис. 9). Заданное положение ВНА определяется как  $\alpha_{\text{ВНА.зад}} = \min(\alpha_{\text{огр}}, \alpha_{\text{п}})$ .

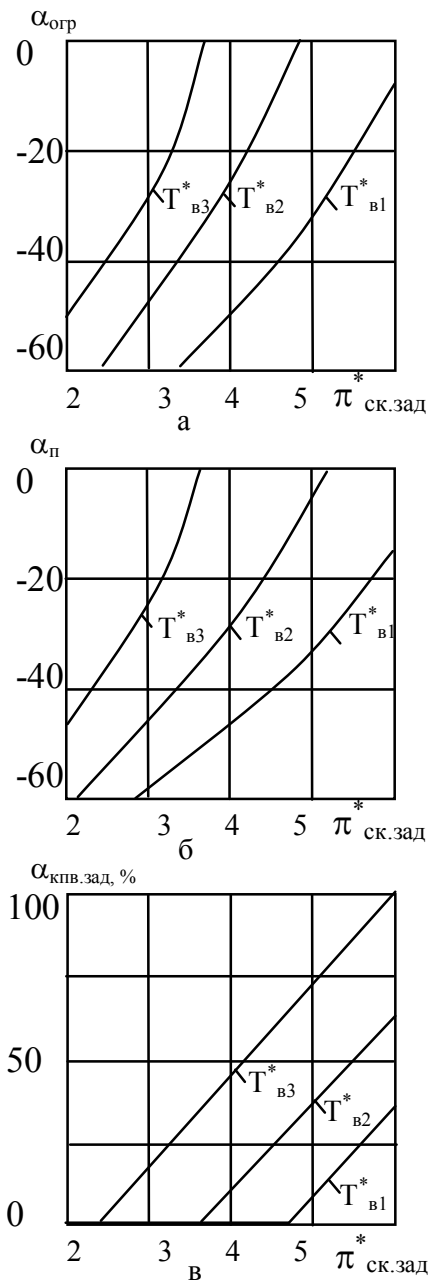


Рис. 9. Настройки автоматов ВНА и КПВ: а, б – по границе рабочих режимов; в – по характеристике ВС

Погрешности управления при полностью разомкнутой схеме определяются погрешностями следующих исходных данных:

- заданного значения  $\pi_{\text{СК.зад}}^*$ ;
- характеристики компрессора

- $\pi_{\text{СК}}^* = f(G_{\text{СК.пр}}, \alpha_{\text{ВНА}}, T_v^*)$ ;
- границы допустимых рабочих режимов  $\pi_{\text{СК}}^* = f_{\text{огр}}(G_{\text{СК.огр}}, T_v^*)$ ;
- расходной характеристики КПВ  $G_{\text{КПВ.пр}} = f_{\text{КПВ}}(\pi_{\text{КПВ}}^*, \alpha_{\text{КПВ}})$ ;
- характеристики ВС  $\pi_{\text{СК}}^* = f_{\text{П}}(G_{\text{отб.пр}})$ .

#### 4.2. Замкнутое управление давлением за СК, разомкнутое антипомпажное управление

Для организации замкнутого управления необходимо измерять параметры воздуха за СК. Наиболее просто реализовать измерение давления. В качестве управляющего воздействия в замкнутом контуре управления целесообразно использовать  $\alpha_{\text{ВНА}}$ , так как при рационально спроектированном служебном компрессоре значительная часть его режимов реализуется при закрытом положении КПВ, и использовать КПВ для управления не представляется возможным.

Положение КПВ устанавливается по следующему алгоритму:

- по представленной на рис. 9,а зависимости определяем  $\alpha_{\text{огр}} = f_{\alpha_{\text{огр}}}(\pi_{\text{СК}}^*, T_v^*)$ ;
- сравниваем с ним текущее значение  $\alpha_{\text{ВНА.тек}}$ : если  $\alpha_{\text{ВНА.тек}} < \alpha_{\text{огр}}$ , необходимо открыть КПВ;
- определяем потребное положение КПВ, используя его расходную характеристику:

$$\alpha_{\text{КПВ.зад}} = f^{-1}(G_{\text{КПВ.пр.зад}}, \pi_{\text{КПВ}}^*),$$

где

$$G_{\text{КПВ.пр.зад}} = G_{\text{СК.пр.огр}} - G_{\text{СК.пр.тек}} + G_{\text{КПВ.пр.тек}};$$

$G_{\text{СК.пр.огр}}$  определяется по текущим значениям  $\pi_{\text{СК}}^*$  и  $\alpha_{\text{ВНА}}$  и в соответствии с зависимостью, представленной на рис. 8;

$G_{\text{СК.пр.тек}}$  определяется по текущим значениям  $\pi_{\text{СК}}^*$  и  $\alpha_{\text{ВНА}}$  в соответствии с характеристикой СК (рис. 7);

$f^{-1}(\dots)$  – функция, обратная к  $f(\dots)$ .

Несомненным преимуществом данного варианта структуры САУ по сравнению с предыдущими является возможность обеспечения высокой точности

поддержания потребного давления. Отметим, что в представленном алгоритме не используется информация о характеристике потребителя. Поэтому такая система инвариантна по отношению к конфигурации ВС ЛА. Отсутствие необходимости использования указанной характеристики приводит также к снижению погрешностей управления КПВ.

#### 4.3. Замкнутое управление давлением за СК, замкнутое антипомпажное управление

Для реализации второго замкнутого контура необходимо обеспечить измерение расхода воздуха  $G_{СК}$  или  $G_{отб}$ . По конструктивным соображениям более приемлемым может быть второй вариант. В этом случае значение  $G_{СК}$  может быть рассчитано:  $G_{СК} = G_{отб} + G_{КПВ}$ , а  $G_{КПВ}$  определяется по характеристике КПВ.

Контур антипомпажного управления регулирует запас ГДУ СК. Этот запас может быть представлен как избыточный по отношению к границе допустимых рабочих режимов расход (рис. 7):

$$\Delta G = G_{ск.пр.тек} - G_{ск.пр.огр}.$$

Тогда заданное значение  $\Delta G_{зад} = 0$ .

В отличие от предыдущего варианта, в данном случае для настройки САУ не используется характеристика СК – нужна лишь характеристика ограничений в форме  $G_{ск.пр.огр} = f(\pi_{СК}^*, T_B^*)$ , в которой не используются текущие значения  $\alpha_{ВНА}$ . Еще одним существенным преимуществом данного варианта структуры САУ является возможность обеспечения хорошей динамики контура антипомпажного управления путем использования релейного ПИД-регулятора расстояния до линии ограничения.

#### Выводы

1. Применение компрессора с управляемым ВНА позволяет решить проблему обеспечения заданных параметров воздуха, отбираемого из ВСУ.

2. Использование двухвальной схемы обеспечивает возможность существенного повышения экономичности ВСУ.

3. Замкнутое управление параметрами СК с использованием поворотных ВНА и КПВ с непрерывно изменяемом положением обеспечивает более высокую точность управления по сравнению с другими структурными вариантами САУ, поэтому оно может быть рекомендовано к практической реализации.

4. Предложенная методика позволяет выполнить настройку соответствующих контуров управления.

В качестве направлений дальнейших исследований можно рекомендовать:

- проработку предложенного варианта одновальной ВСУ с двухступенчатым компрессором и его сравнение с ВСУ двухвальной схемы;
- развитие методики анализа погрешностей управления параметрами СК для различных структурных схем САУ;
- развитие методики анализа и синтеза динамических свойств рассмотренных схем САУ;
- разработку и анализ преимуществ многомерной САУ ВСУ с совместным взаимно согласованным управлением расходом топлива, положением КПВ и углом установки ВНА.

#### Литература

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
2. Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.

*Поступила в редакцию 1.06.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук Б.И. Кузнецов, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.452.3

Е.В. ПАВЛЮК<sup>1</sup>, С.В.ЕПИФАНОВ<sup>2</sup>, С.И.СУХОВЕЙ<sup>2</sup><sup>1</sup>ГП «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Украина<sup>2</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Украина

### СИНТЕЗ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Рассмотрены подходы к структуре контура управления частотой вращения свободной турбины ВСУ. Проведено сравнение достижимых динамических характеристик контура при его независимой работе и последовательно с контуром регулирования частоты вращения турбокомпрессора. Приведен алгоритм анализа в частотной области.

**система автоматического управления, свободная турбина, турбокомпрессор, частотные характеристики, синтез, анализ**

При синтезе многоконтурной САУ ГТД всегда возникает вопрос совместной работы различных регуляторов. Известны различные способы минимизации взаимного влияния регуляторов. Рассмотрим некоторые из них на примере согласования работы регуляторов  $dn_{TK}/dt$  и  $n_{CT}$  САУ вспомогательной силовой установки (ВСУ) со свободной турбиной (СТ).

Однорежимный регулятор  $n_{CT} = \text{const}$  является основным регулятором САУ ВСУ со свободной турбиной. Один из важнейших контуров САУ такого двигателя на участках разгона, приемистости и сброса выполняет программу  $dn_{TK}/dt = f(U)$ , где  $U$  – вектор параметров состояния ВСУ,  $n_{TK}$  – частота вращения ротора турбокомпрессора (ТК).

Согласование работы регулятора  $dn_{TK}/dt$  с регулятором  $n_{CT} = \text{const}$  возможно двумя способами. Первый и наиболее распространенный из них заключается в селектировании управляющего воздействия по принципу минимума расхода топлива, требуемого в текущий момент времени для работы каждого из регуляторов [1]. Однако реализация регулятора  $dn_{TK}/dt$  требует вычисления ускорения турбокомпрессора по результатам измерения его скорости (частоты вращения), что приводит к усилению шумов в соответствующем канале и ужесточает требования к фильтрации результатов измерения частоты вращения. При использовании быстродействующего дозатора топ-

лива (например, дозатора с непосредственным приводом от электромеханического преобразователя (ПЭМ)) работа регулятора  $dn_{TK}/dt$  приводит к существенной пульсации расхода топлива.

Другим возможным способом согласования работы регуляторов  $dn_{TK}/dt$  и  $n_{CT}$  является выделение дополнительного внутреннего контура регулирования частоты вращения турбокомпрессора, задание для которого формирует контур  $n_{CT}$ . В этом случае регулирование  $dn_{TK}/dt$  сводится к ограничению темпа изменения заданного значения  $n_{TK}$ , а точность его поддержания определяется пропорциональной составляющей закона регулирования [2]. Недостатком этого способа является последовательная работа двух регуляторов, что может приводить к уменьшению запасов устойчивости и ухудшению других динамических характеристик САУ.

**Целью данного исследования** является анализ динамических характеристик контура  $n_{CT}$  при независимой и последовательной работе регуляторов  $n_{TK}$  и  $n_{CT}$  САУ ВСУ со свободной турбиной на примере ВСУ АИ450-МС.

В качестве метода исследования используем анализ в частотной области по логарифмическим частотным характеристикам (ЛЧХ) линеаризованной САУ.

Математическая модель объекта регулирования (здесь и далее рассматриваются отклонения пере-

менных состояния от установившихся значений) имеет вид

$$\begin{aligned} T_1 \frac{dn_{TK}}{dt} + n_{TK} &= k_{11} G_T; \\ T_2 \frac{dn_{CT}}{dt} + n_{CT} &= k_{21} G_T + k_{22} n_{TK}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $G_T$  – расход топлива;

$T_1, T_2$  – постоянные времени;

$k_{11}, k_{21}, k_{22}$  – коэффициенты усиления.

Для удобства анализа объект регулирования можно представить в виде последовательного соединения динамических звеньев с передаточными функциями:

$$\begin{aligned} W_{TK} &= \frac{n_{TK}}{G_T} = \frac{k_{11}}{T_1 p + 1}; \\ W_{CT} &= \frac{n_{CT}}{n_{TK}} = \left(1 + \frac{k_{21}}{k_{22} W_{TK}}\right) \cdot \frac{k_{22}}{T_2 p + 1}. \end{aligned} \quad (2)$$

Математическая модель дозатора топлива с непосредственным приводом от ПЭМ [3] после линеаризации сухого трения приобретает вид

$$J \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + k_v \frac{d\alpha}{dt} = k_i \cdot i; \quad G_T = k_{GT} \cdot \alpha, \quad (3)$$

где  $J$  – момент инерции ротора;

$\alpha$  – угол поворота ротора;

$k_v, k_i$  и  $k_{GT}$  – коэффициенты вязкого трения, крутящего момента и расхода топлива;

$i$  – ток управления.

Соответственно, передаточную функцию дозатора можно представить следующим образом:

$$W_{DT} = \frac{k_i k_{GT}}{p(Jp + k_v)}. \quad (4)$$

Для внутреннего контура регулирования расхода топлива принимаем пропорционально-дифференциальный закон регулирования:

$$W_{ПД} = \frac{i}{G_{T.зад} - G_T} = k_{П0} + k_{Д} p, \quad (5)$$

где  $G_{T.зад}$  – заданное значение расхода топлива;

$k_{П0}$  и  $k_{Д}$  – коэффициенты усиления пропорциональной и дифференциальной составляющих.

Для качественной оценки и с целью избежать громоздкого вычисления частотной передаточной функции цифровой САУ для учета запаздывания цифрового блока управления вводим звено чистого запаздывания на  $1,5 T$ , где  $T$  – период дискретизации по времени:

$$W_3 = e^{-1,5 p T}. \quad (6)$$

В итоге для передаточной функции замкнутого внутреннего контура регулирования расхода топлива можно получить следующее выражение:

$$W_{GT} = \frac{W_0}{1 + W_0}, \quad (7)$$

где  $W_0 = W_3 W_{ПД} W_{DT}$ .

В качестве закона регулирования  $n_{CT}$  рассматриваем пропорционально-интегральный закон с передаточной функцией

$$W_{ПИ} = \frac{i}{n_{CT.зад} - n_{CT}} = k_{ПИ} + \frac{k_I}{p}, \quad (8)$$

где  $n_{CT.зад}$  – заданное значение частоты вращения свободной турбины;

$k_{ПИ}$  и  $k_I$  – коэффициенты усиления пропорциональной и интегральной составляющих.

Для исключения последовательного включения двух интегральных составляющих для дополнительного внутреннего контура регулирования  $n_{TK}$  принимаем пропорциональный закон регулирования

$$W_{П} = \frac{G_{T.зад}}{n_{TK.зад} - n_{TK}} = k_{П2}, \quad (9)$$

где  $n_{TK.зад}$  – заданное значение частоты вращения ТК;

$k_{П2}$  – коэффициент усиления.

При этом значение коэффициента усиления выбираем из условия обеспечения требуемой точности реализации закона  $dn_{TK}/dt = f(U)$  на всех режимах работы двигателя.

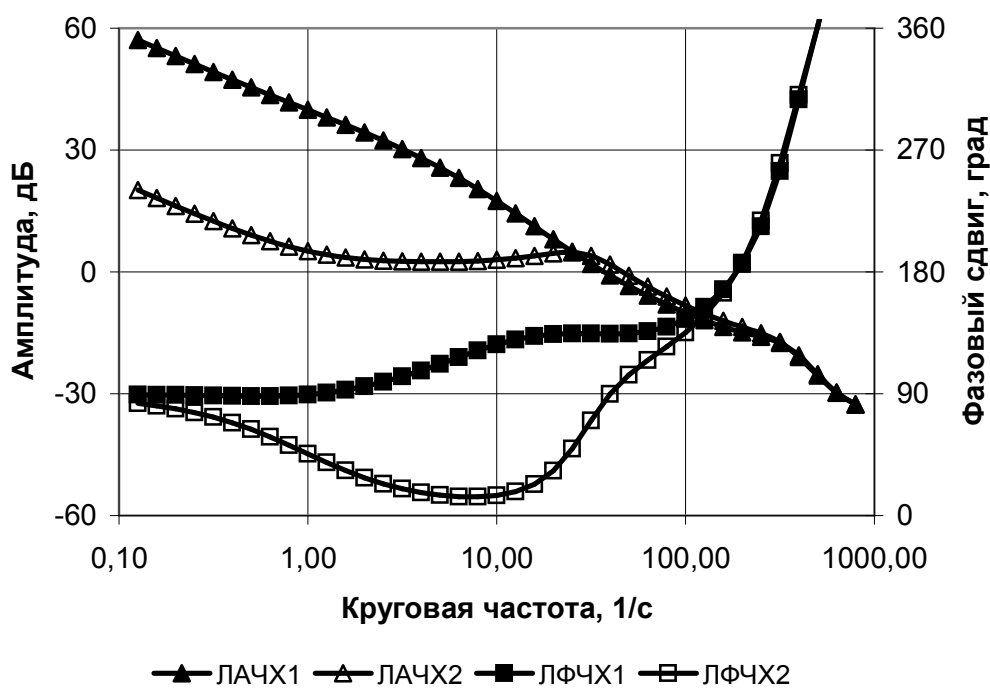


Рис. 1. ЛЧХ для различных вариантов формирования контура  $n_{ст}$  при одинаковых значениях составляющих закона регулирования

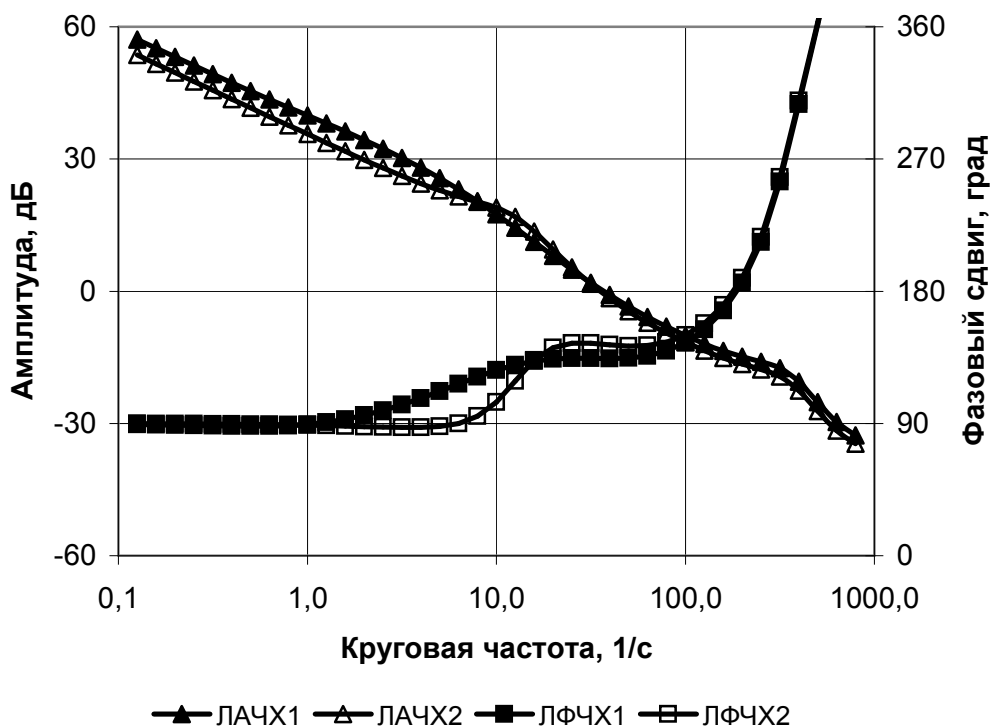


Рис. 3. ЛЧХ для различных вариантов формирования контура  $n_{ст}$  при рациональном выборе значений составляющих закона регулирования

На основе проведенного анализа получаем структурную схему контура  $n_{CT}$  в виде, приведенном на рис. 3, где  $K_3 = 0$  для случая независимой работы регулятора  $n_{CT}$  (вариант 1) и  $K_3 = 1$  для случая работы регулятора  $n_{CT}$  последовательно с регулятором  $n_{TK}$ .

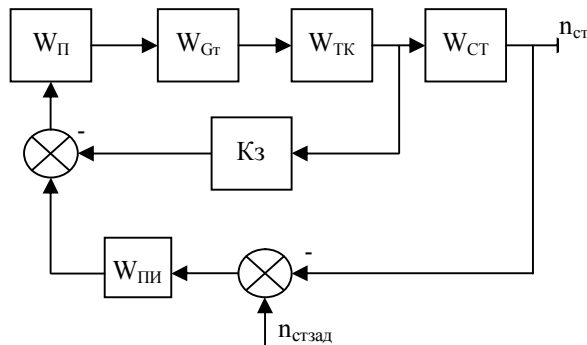


Рис. 3. Структурная схема контура  $n_{CT}$

В соответствии со структурной схемой передаточную функцию разомкнутого контура регулирования  $n_{CT}$  при независимой работе регулятора можно выразить в следующем виде:

$$W_1 = W_{ПИ} W_{П} W_{ГТ} W_{ТК} W_{СТ}. \quad (10)$$

Аналогично получаем передаточную функцию разомкнутого контура регулирования  $n_{CT}$  при работе последовательно с регулятором  $n_{TK}$ :

$$W_2 = W_1 W_4, \quad (11)$$

$$\text{где} \quad W_4 = \frac{1}{1 + W_{П} W_{ГТ} W_{ТК}}. \quad (12)$$

На рис. 1 и 2 приведены логарифмические амплитудно-частотные характеристики ЛАЧХ и фазо-частотные характеристики ЛФЧХ разомкнутого контура регулирования  $n_{CT}$  САУ ВСУ для рассматриваемых вариантов независимого включения регулятора  $n_{CT}$  (индекс 1) и последовательно с регулятором  $n_{TK}$  (индекс 2). На рис. 1 рассмотрен случай одинаковых значений составляющих закона регулирования в обоих рассматриваемых вариантах. Как следует из рисунка, в области высоких частот ЛЧХ

практически совпадают, а в области низких частот введение дополнительной внутренней обратной связи по  $n_{TK}$  приводит к значительному снижению амплитудной характеристики при соответствующем уменьшении фазового запаздывания. Анализ частотной передаточной функции  $W_4$  позволяет сделать вывод о необходимости значительного увеличения интегральной составляющей закона регулирования  $n_{CT}$  при введении дополнительной обратной связи для обеспечения близости ЛЧХ с вариантом без дополнительной обратной связи. При реализации этого ЛЧХ для обоих вариантов практически полностью совпадают во всей области частот (рис. 2).

Таким образом, включение регулятора  $n_{CT}$  последовательно с регулятором  $n_{TK}$ , позволяя существенно улучшить структуру алгоритма управления, не влечет за собой ухудшение достижимых динамических характеристик САУ ВСУ. Рассмотренное включение регуляторов  $n_{TK}$  и  $n_{CT}$  реализовано в САУ ВСУ АИ-450-МС.

## Литература

1. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
2. Орлова Г.Г. Системы регулирования, агрегаты и датчики для авиационных ГТД (Обзор фирменных материалов с выставок, состоявшихся в 1980 г.). – М.: ЦИАМ, 1982. – 107 с.
3. Павлюк Е.В. Адаптивное управление положением дозирующего элемента насоса-дозатора с приводом от электромеханического преобразователя в условиях изменения модуля сухого трения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 6 (41). – С. 111 – 114.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 629.7.035.6

Г.Г. КУЛИКОВ<sup>1</sup>, В.Ю. АРЬКОВ<sup>1</sup>, О.Д. ЛЯНЦЕВ<sup>1</sup>, В.С. ФАТИКОВ<sup>1</sup>, В.И. ХИЛЬКО<sup>2</sup>,  
В.П.ИЩУК<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Уфимский Государственный авиационный технический университет, Россия

<sup>2</sup> Научно производственное предприятие «Аэросила», Россия

<sup>3</sup> Авиационный научно-технический комплекс им. О.К.Антонова, Украина

## УПРАВЛЕНИЕ СООСНЫМ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОМ НА РЕЖИМАХ РЕВЕРСА

Рассмотрены задачи управления соосным винтовентилятором ТВВД на режимах реверса при отсутствии в системе датчика текущего углового положения лопастей. Предложены варианты решений, критерии выбора, приведены результаты экспериментального подтверждения их эффективности на полунатурном стенде.

**многосвязные системы управления, турбовентиляторный двигатель, реверс винтов**

### Введение

Наличие регулируемой системы реверсирования тяги силовой установки самолета позволяет решать целый ряд задач по увеличению маневренности самолета и в воздухе, и на земле и является особенно эффективным при посадке на ВПП малой длины, а также при посадке на влажный или обледеневший аэродром.

Наибольшей эффективностью обладает способ реверсирования тяги за счет поворота лопастей воздушного винта (винтовентилятора) на ТВД (ТВВД) и лопаток вентилятора на ТРДД с ВПЛ при высокой степени двухконтурности.

Система автоматического управления углами установки лопастей ВИШ должна обеспечивать целенаправленное управление отрицательной тягой как в условиях нормального полета и взлета и посадки, так и в аварийных случаях. Система автоматического управления ТВВД среди прочего должна обеспечивать:

– перекладку лопастей винтов из рабочего положения в положение реверса тяги через положение, соответствующее  $\varphi = 0^\circ$ , без недопустимого заброса частот вращения двигателя, винтов, свободной турбины, с одной стороны, и без недопустимого понижения режима турбокомпрессорной части дви-

гателя, то есть с обеспечением приемистости до режима  $\bar{P} = 1,0$  за  $t_{пр} = 1,0 \dots 1,5$  с;

– приемистость за время  $t_{пр} = 1,0 \dots 1,5$  с с режима  $\bar{P} \approx 0,3$  до режима  $\bar{P} = 1,0$  в случае неточной посадки и необходимости захода на второй круг.

Для одновальных ТВД задачи управления реверсом решаются с использованием двух регулирующих факторов ( $G_T$  и  $\varphi$ ) [1].

Для трехвальных ТВВД с соосными винтами указанная проблема управления до сих пор однозначно не решена и остается актуальной научно-технической задачей.

Рассматривается проблема применительно к силовой установке самолета состоящей из четырех ТВВД с соосными винтами. Ставится задача синтеза системы управления "обратной" тягой с воздействием на расход топлива и углы установки лопастей переднего и заднего винтов. Для синтеза системы управления основным контуром и винтами был применен метод синтеза цифровых многосвязных систем управления, описанный в [2].

Исходными данными для синтеза динамической части системы управления реверсом ТВВД являются требования технического задания по качеству регулирования и динамической точности и математические модели объекта управления.

## 1. Синтез системы управления газогенератором и винтовентилятором ТВВД на основе математической модели объекта управления

Для проведения синтеза цифровой системы управления использовалась линеаризованная модель объекта управления в виде

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_1(i+1) \\ \Delta \dot{n}_2(i+1) \\ \Delta R_{\text{BV}}(i+1) \end{bmatrix} = A_c(V_{\text{П}}(i)) \begin{bmatrix} \Delta n_1(i) \\ \Delta n_2(i) \\ \Delta \phi_1(i) \\ \Delta \phi_2(i) \\ \Delta G_t(i) \end{bmatrix}. \quad (1)$$

где  $\Delta n_1, \Delta n_2, \Delta \phi_1, \Delta \phi_2, \Delta G_t$  – отклонения параметров от значений на рабочей линии.

Элементы матрицы  $A_c(V_{\text{П}})$  для нескольких значений скорости посадки задаются в виде массива числовых данных.

Синтез структуры и определение параметров цифровой МСАУ был проведен на основе теоретических положений, приведенных в [2].

Структурная схема цифровой части системы управления представлена на рис. 1.

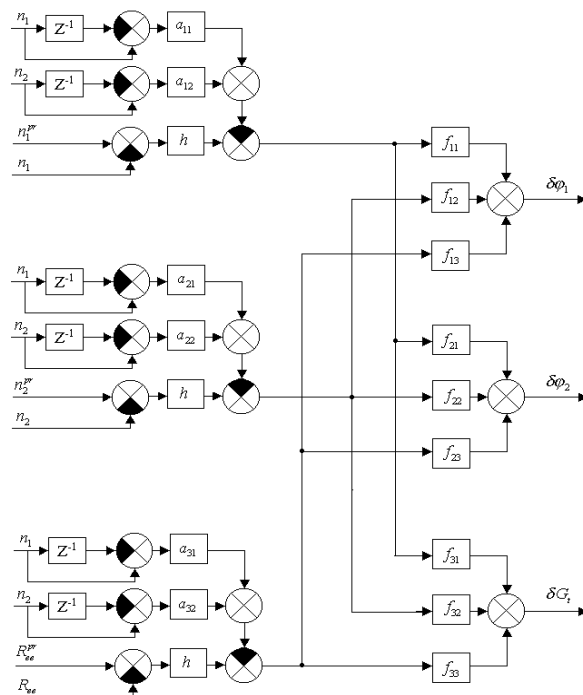


Рис. 1. Структурная схема многосвязной системы управления реверсом

## 2. Исследование динамики МСАУ на основе расчетно-экспериментальных характеристик

Экспериментальное исследование синтезированной системы управления реверсом проводилось путем имитационного моделирования. Модель двигателя задавалась как нелинейная в виде стандартных винтовых характеристик, численные значения которых менялись в зависимости от скорости полета, углового положения лопастей и разношаговости переднего и заднего винтов [3]. Модель газогенератора задавалась системой кусочно-линейных уравнений, параметры которых менялись в зависимости от режима и внешних условий. Исполнительные органы представлялись интегрирующими звеньями. В ходе исследования изучалось влияние на динамические характеристики системы изменение режима работы двигателя и влияние параметра  $h$ .

Исследования включали получение переходных процессов, вызванных переходом двигателя на режим реверса при разных значениях коэффициента усиления  $h$  и посадочной скорости  $V$ . На рис. 2 приведены переходные процессы по частоте вращения винтов, вызванные переводом винтов в режим реверсирования при посадочной скорости 200 км/ч и значении коэффициента  $h = 0,25$ .

На рис. 3 приведены графики переходных процессов по угловому положению лопастей переднего и заднего винтов при переводе двигателя в реверсный режим.

Проведенные исследования показывают, что динамические характеристики системы управления, как точность и время переходных процессов удовлетворяют требованиям технического задания. Система управления сохраняет работоспособность при трехкратном увеличении коэффициентов передачи исполнительных органов.

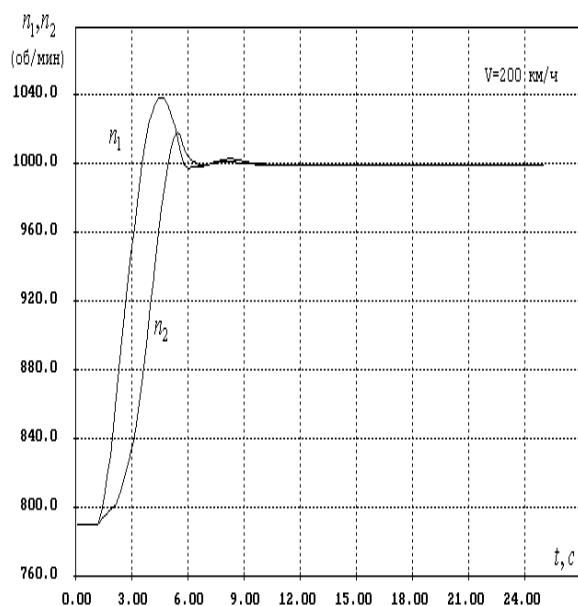


Рис. 2. Переходные процессы в многосвязной системе управления реверсом по частоте вращения винтов при посадочной скорости 200 км/ч и  $h = 0,25$

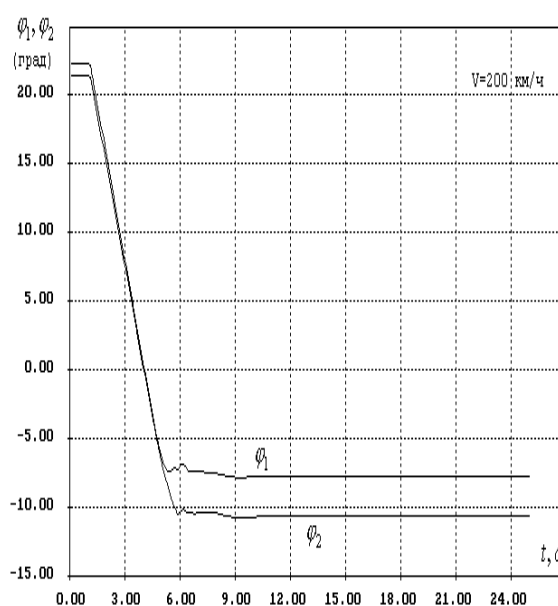


Рис. 3. Переходные процессы в многосвязной системе управления реверсом по углам поворота лопастей винтов при посадочной скорости 200 км/ч и  $h = 0,25$

### Заключение

Проведено исследование синтезированной многосвязной системы путем имитационного моделирования на нелинейной модели двигателя.

Результаты моделирования синтезированной многосвязной системы управления для решения задачи управления реверсированием тяги ТВВД подтверждены результатами испытаний на полунатурном стенде.

### Литература

1. Казанджан П.К., Кузнецов А.В. Турбовинтовые двигатели. Рабочий процесс в эксплуатационные характеристики. – М.: Воениздат, 1961. – 264 с.

2. Лянцев О.Д. Синтез цифровых многосвязных систем управления ГТД методами нелинейного программирования. – Уфа: Башкирская энциклопедия, 2001. – 197 с.

3. Динамическая характеристика соосного винтовентилятора на режимах реверса тяги для решения задач автоматического управления и контроля состояния Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, О.Д. Лянцев, В.С. Фатиков, В.И. Хилько, В.П. Ищук // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 6(41). – С. 106 – 110.

*Поступила в редакцию 1.06.2004*

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 681.518+681.3.06

**В.Ф. МИРГОРОД, Г.С. РАНЧЕНКО, А.А. БЕВЗЮК**

*ОАО «Элемент», г. Одесса, Украина*

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГТД АИ-450 ПО КАНАЛУ ИЗМЕНЕНИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА**

Для исследования динамики силовой установки и выбора оптимальных алгоритмов регулирования расходом топлива предлагается компьютерная математическая модель элементов системы, реализованная в среде MATLAB.

**модель силовой установки, модель пространства состояний, компьютерная реализация, канал управления расходом топлива, MATLAB, алгоритмы регулирования**

### **1. Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами**

Перспективные системы управления, применяемые в авиации, должны в настоящее время отвечать следующим требованиям:

- реализовывать принцип «полной ответственности» (FADEC), т.е. интегрировать не только САУ, но и автоматизированную систему контроля (АСК) силовой установки и автоматизированную систему диагностики силовой установки (АСД);

- обеспечивать управление, контроль состояния и диагностику не только ГТД, но и силовой установки в целом (двигатель, трансмиссия и винтовая группа) как в стационарных, так и в переходных режимах;

- обеспечивать возможность и условия перехода к управлению и эксплуатации силовой установки летательного аппарата по техническому состоянию.

Для выполнения указанных требований необходимо обеспечить разработку, анализ и компьютерную реализацию адекватных математических моделей всех элементов системы управления и их интеграцию в единую математическую модель, позволяющую на этапе создания и стендовых испытаний двигателя оценить качество выбранных технических решений.

### **2. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач**

Создание математических моделей и их компьютерная реализация являются необходимым этапом проектирования систем управления применительно к авиационным силовым установкам [1]. Приемлемую для практики точность обеспечивает подход, основанный на декомпозиции сложной нелинейной модели ГТД на нелинейную статическую и линейную динамическую субмодели [2], выполняемый в пространстве координат состояния объекта. При использовании указанного подхода, существенно упрощающего компьютерную реализацию моделей, остаются еще нерешенными вопросы интерполяции параметров линейной субмодели в промежуточных точках и связанные с этим проблемы устойчивости. Требуют адекватного описания процессы формирования возмущающих и задающих воздействий, в частности, по фактическому расходу топлива, с учетом нелинейной динамики дозирующих механизмов [3].

### **3. Постановка задачи данного исследования**

Целью настоящей работы является создание и компьютерная реализация интегрированной математической модели силовой установки, состоящей из ГТД типа АИ-450, нагружаемого на винтовую группу, с учетом нелинейной динамики насоса-дозатора

(НД) и алгоритмов регулирования цифрового регулятора (РДЦ-450), а также исследование режимов управления ГТД в сопоставлении с данными стендовых испытаний.

#### 4. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Основой для компьютерной реализации математического описания силовой установки являются модели, предложенные в [2], разработанные и параметризованные под руководством С.В. Елифанова для АИ-450 применительно к вертолетному варианту использования. Реализованные отличия касаются программной среды и интерполяции параметров модели динамики. Математические модели НД, построенные по данным стендовых испытаний при работе с РДЦ-450, созданы впервые и учитывают специфику перехода на гидромеханический резерв. Для оценки

эффективности различных алгоритмов регулирования расхода топлива построена математическая модель РД-450 – цифрового регулятора, осуществляющего позиционирование рабочего органа электромагнитного исполнительного механизма НД.

Математические модели объекта и элементов системы управления, реализованы в среде MATLAB 6.5 – Simulink 4, имеющей значительные возможности по реализации различных численных методов регулирования и широкий спектр инструментальных и программных средств.

Программный блок моделирования построен по иерархической структуре и содержит ряд вложенных подсистем, реализующих либо отдельные элементы интегрированной модели (РДЦ, НД, ГТД и др.), либо отдельные функциональные зависимости (статическая модель, динамическая модель, винт и др.).

Модель силовой установки (рис. 1) содержит:

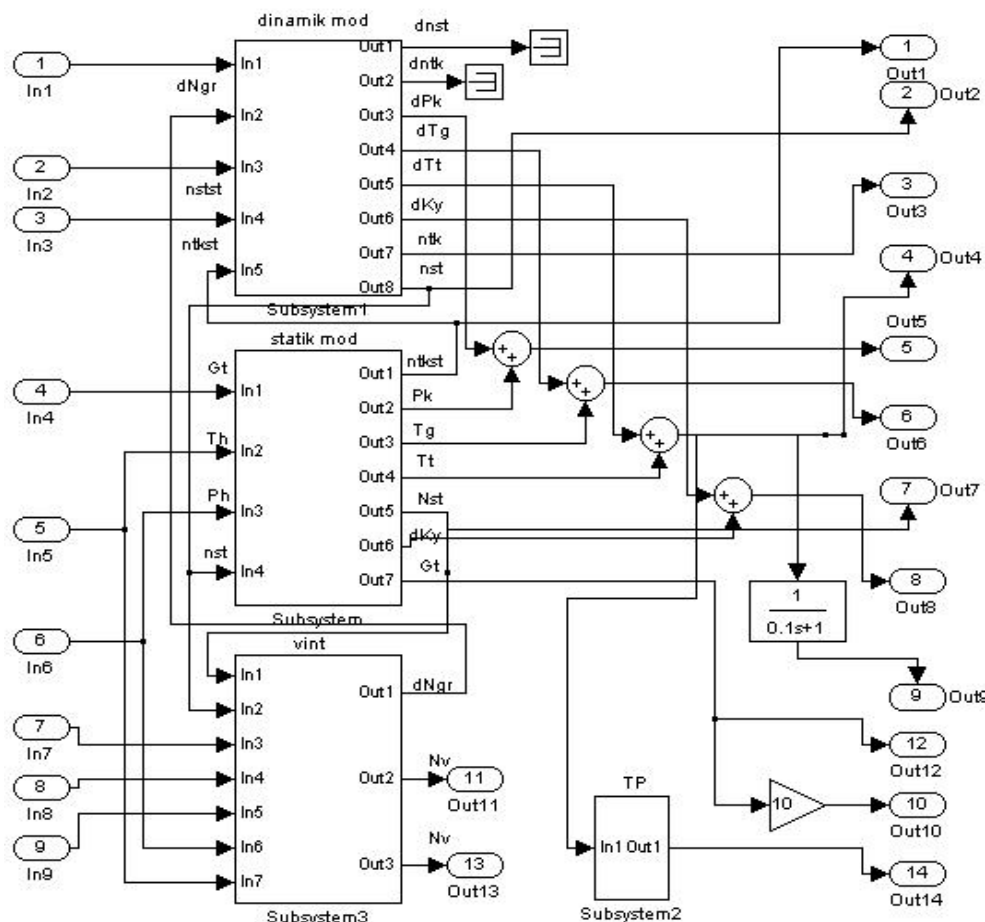


Рис. 1. Структурная схема модели силовой установки

– подсистемы статики, динамики, винтовой группы;

- нелинейную модель датчика температуры;
- блок задания внешних условий  $P_n$  (атмосферное давление),  $T_n$  (температура среды) и условий полета  $V_v$ ,  $V_g$  (вертикальная и горизонтальная компоненты скорости),  $H$  (высота полета);
- блоки индикации.

Выходными параметрами являются переменные:

$n_{TK}$  – частота вращения ротора турбокомпрессора, об/мин;

$n_{CT}$  – частота вращения ротора свободной турбины, об/мин;

$P_K$  – давление воздуха за компрессором, Па;

$T_g$  – температура газа за камерой сгорания, К;

$T_{CT}$  – температура газа за свободной турбиной, К;

$\delta K_y$  – запас устойчивости компрессора, %;

$N_{CT}$  – мощность на валу свободной турбины, Вт;

$N_b$  – потребляемая мощность винта.

Регулируемыми параметрами — переменные:

$G_T$  – расход топлива, кг/ч;

$\phi_b$  – угол установки лопастей винта, рад.

Подсистема статики реализует полиномиальные зависимости статических значений переменных состояния от приведенных значений  $G_T$  и  $n_{TK}$ , с учетом нелинейных зависимостей от внешних условий.

Структурная схема подсистемы статики представлена на рис. 2.

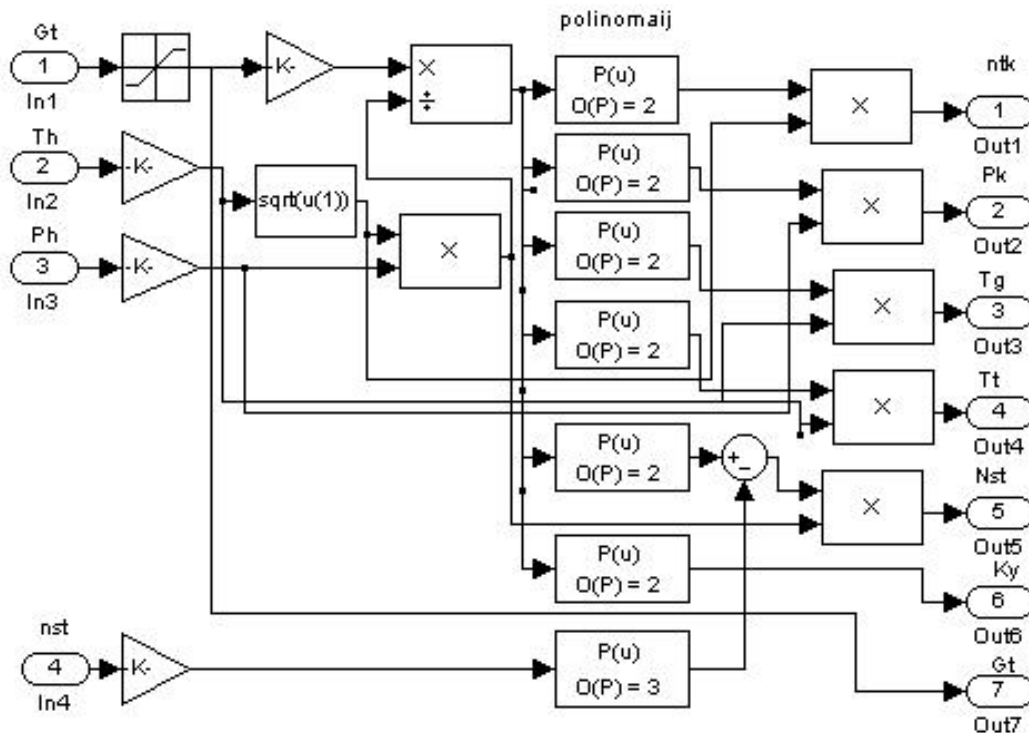


Рис. 2. Структурная схема подсистемы статики

Подсистема динамики (рис. 3) является реализацией модели пространства состояний [2]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} \Delta \bar{x} &= A \Delta \bar{x} + B \Delta \bar{u} \\ \Delta \bar{y} &= C \Delta \bar{x} + D \Delta \bar{u} \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где  $\Delta \bar{x} = [\Delta n_{TK}, \Delta n_{CT}]$  – вектор состояния;

$\Delta \bar{u} = [\Delta G_T, \Delta N_{нагр}, \Delta N_{отб.ВД}, \Delta G_{отб}, \Delta M_{сг}]$  –

вектор управляющих и внешних воздействий;

$\Delta \bar{y} = [\Delta P_K, \Delta T_g, \Delta T_T, \Delta(\delta K_y)]$  –

вектор отклонений параметров, не связанных с динамическими факторами.



Характер изменения переменных состояния модели при изменении заданного расхода топлива иллюстрируют диаграммы, приведенные на рис. 5.

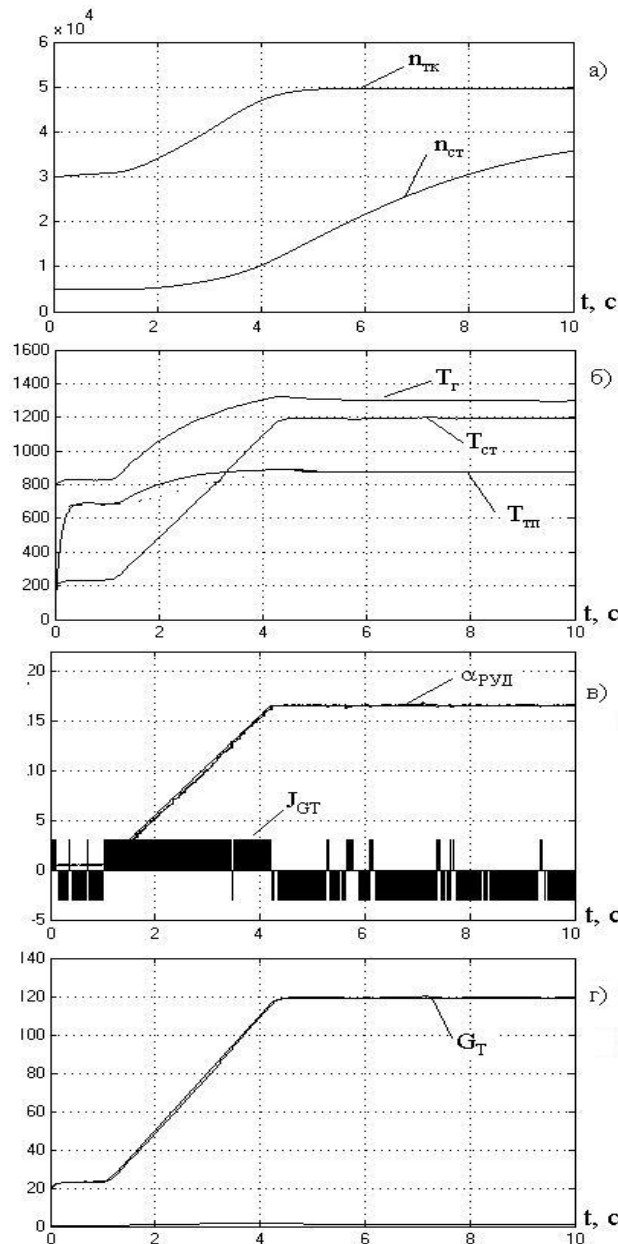


Рис. 5. Диаграммы изменения переменных состояния и управления:  $T_{тп}$  – показания термопары;  $\alpha_{руд}$  – положение рычага управления двигателем;  $J_{ГТ}$  – ток управления расходом топлива  $G_Т$

Сравнение полученных данных моделирования с базами данных стендовых испытаний двигателя подтверждает их достаточную степень соответствия модели ГТД для обработки алгоритмов регулирования РДЦ. Существенная отличия заключаются в расхождении результатов моделирования и фактически измеренных значений  $T_г$ .

## 5. Выводы и перспективы дальнейших исследований

Дальнейшие исследования направлены на детализацию полученных моделей, в результате которой должна быть выполнена параметрическая идентификация нелинейных статических и динамических зависимостей ГТД по каналу расхода топлива с использованием баз данных стендовых испытаний, что в перспективе позволит выполнить моделирование режимов двигателя, не воспроизведенных на стенде.

Таким образом, предложенные математические модели элементов системы управления ГТД АИ-450 по каналу расхода топлива и компьютерная реализация модели силовой установки в MATLAB дают возможность исследования поведения системы управления в стационарных и переходных режимах и выбора алгоритмов регулирования, удовлетворяющих заданным требованиям по точности поддержания заданного расхода и приемлемой динамики его изменения.

## Литература

1. Гуревич О.С., Близнюков Л.Г., Трофимов А.С. Системы автоматического управления авиационными силовыми установками // Конверсия и машиностроение. – 2000. – № 5. – С. 50 – 61.
2. Епифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.Н. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
3. Ранченко Г.С., В.Ф. Миргород. Особенности объекта управления в САУ расходом топлива авиационного двигателя и анализ режимов функционирования системы // Сб. научн. тр. НАКУ «ХАИ». – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 41/6. САУ и диагностика. – С. 115 – 118.

Поступила 12.04.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.А. Герлига, ООО «Научно-исследовательский институт АЭС», Одесса.

УДК 629.7.03

А.С. КУЛИК<sup>1</sup>, В.Ф. СИМОНОВ<sup>1</sup>, А.В. КОМКОВ<sup>1</sup>, Б.В. ОСТРОУМОВ<sup>2</sup>,  
И.Е. КИТАЙЧУК<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

<sup>2</sup> *НТ СКБ “Полисвет” ГНПО “Коммунар”, Украина*

## МАШИННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В данной статье представлены результаты решения актуальной задачи разработки цифровой системы автоматического управления (САУ) газотурбинным двигателем (ГТД). Приведены машинные модели всех элементов цифровой САУ ГТД: разгонного устройства, задающего устройства, электронного регулятора, дозатора расхода топлива, ГТД, датчиков температуры, давления, углового положения иглы дозатора, частоты вращения вала двигателя и атмосферных параметров. Проведенные машинные, полунатурные и натурные испытания разработанной САУ в режимах начальной установки, предполетного контроля, запуска, разгона, приемистости и регулировки частоты, противопомпажной защиты, сброса частоты и останова двигателя подтвердили высокую эффективность системы.

**двухконтурный газотурбинный двигатель, регулятор расхода топлива ГТД, алгоритмы регулирования расхода топлива ГТД, машинное моделирование цифровой системы автоматического регулирования расхода топлива**

### Введение

Повышенные требования к надежности, быстродействию, точности, маневренности современных летательных аппаратов вызывают необходимость проектирования цифровых САУ их силовыми установками. ГТД является нелинейным, нестационарным, многомерным и многосвязным объектом регулирования, работающим в широком диапазоне изменений параметров атмосферы, управляющих и возмущающих воздействий [1]. Указанные особенности объекта не позволяют в полной мере проанализировать влияние всех факторов на работу ГТД во всех режимах. Поэтому машинное моделирование цифровой САУ является одним из важнейших инструментальных этапов ее проектирования. В работе предложены машинные модели всех элементов, входящих в состав цифровой САУ ГТД (разгонного устройства, задающего устройства, электронного регулятора, дозатора расхода топлива, ГТД, датчиков температуры, давления, углового положения иглы дозатора, частоты вращения вала двигателя и атмосферных параметров), всей системы в целом и

проведено исследование этой системы в широком диапазоне изменения параметров внешних воздействий и для всех режимов работы двигателя.

### 1. Формулирование проблемы

Одним из этапов проектирования САУ является проверка предлагаемых алгоритмов управления. Натурные испытания занимают большое время, требуют больших материальных и финансовых затрат.

В настоящее время не существует аналитических методов исследования работы цифровой САУ ГТД во всех режимах и в широком диапазоне изменения параметров внешних воздействий [2]. Поэтому возникает проблема машинного моделирования разработанной САУ.

### 2. Машинное моделирование САУ

#### 2.1. Объект управления

В качестве объекта регулирования рассматривается двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков первого и второго контуров [1]. Объект автоматического управления состоит из ис-

полнительного механизма (дозатора), ГТД и датчиков температуры ДТ1 и ДТ2, давления ДД, частоты ДЧ, и углового положения иглы ДУ (рис. 1).

## 2.2. Алгоритмы регулирования

Для обеспечения работы двигателя во всем диапазоне эксплуатационных режимов и вывода его из нештатных режимов разработаны следующие алгоритмы:

- алгоритм диспетчеризации (АД);
- алгоритм начальной установки (АНУ);
- алгоритм формирования признака аварийного режима (АФПАР);
- алгоритм приемистости и регулирования частоты (АПРЧ);
- алгоритм разгона (АР);
- алгоритм обеспечения противопоплавной защиты (АОПЗ);
- алгоритм широтно-импульсной модуляции (АШИМ);
- алгоритм предполетного контроля (АППК).

## 2.3. Машинная модель замкнутой САУ

Машинная модель замкнутой САУ состоит из следующих блоков (рис. 1):

1. ГТД состоит из следующих моделей:

а) первичная модель ГТД, используемая в нештатных режимах работы и при разгоне (апериодическое звено);

б) основная модель ГТД для штатных режимов работы, реализованная в виде S-функции MATLAB. Ядром основной модели ГТД является машинная модель, разработанная в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» коллективом под руководством д.т.н., профессора С.В. Епифанова. Обе модели по параметрам близки к двигателю и адекватно отражают его поведение на различных этапах полета с требуемой точностью;

в) модель агрегата зажигания, используемая в режиме разгона и нештатной ситуации (помпаж);

г) модель разгонного устройства.

2. Датчики давления (ДД), температуры (ДТ1 и ДТ2), частоты (ДЧ) и угла поворота иглы дозатора (ДУ) представлены апериодическими звеньями первого порядка.

3. Дозатор представлен последовательным соединением апериодического, интегрирующего и звена чистого запаздывания.

4. Задающее устройство (ЗУ) – реализовано с помощью формирователя постоянных, ступенчатых и линейно изменяющихся сигналов.

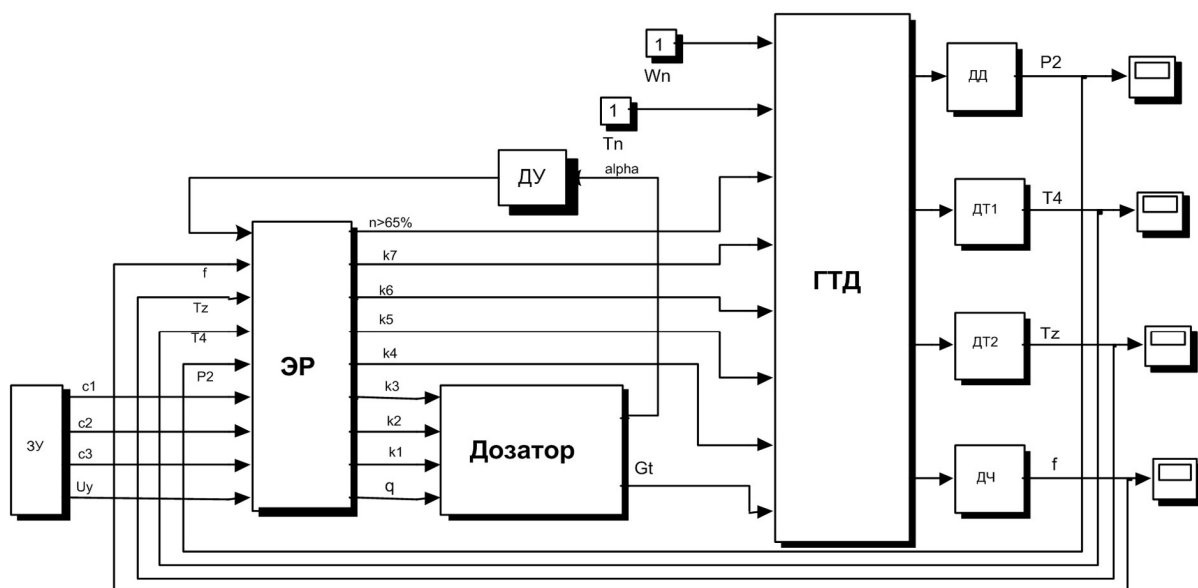


Рис. 1. Функциональная схема машинной модели САУ ГТД

5. Электронный регулятор (ЭР) содержит алгоритмы регулирования ГТД, реализованные в виде S-функций MATLAB.

#### 2.4. Моделирование САУ ГТД в различных режимах работы

Для машинного моделирования САУ ГТД использовался математический программный пакет MATLAB 5.2.1 и пакет визуально-ориентированного программирования Simulink [3].

ГТД как объект управления характеризуется несимметричностью характеристики [4], что требует реализации различных величин коэффициентов закона управления для набора и сброса частоты.

В данном случае можно выделить следующие этапы (рис. 2):

1. Этап предварительной подготовки. Работают АППК и АНУ.
2. Этап сухой прокрутки. Работают разгонное устройство и алгоритм АД.
3. Этап разгона. На данном этапе работает первичная модель ГТД, модель агрегата зажигания и алгоритм разгона АР.

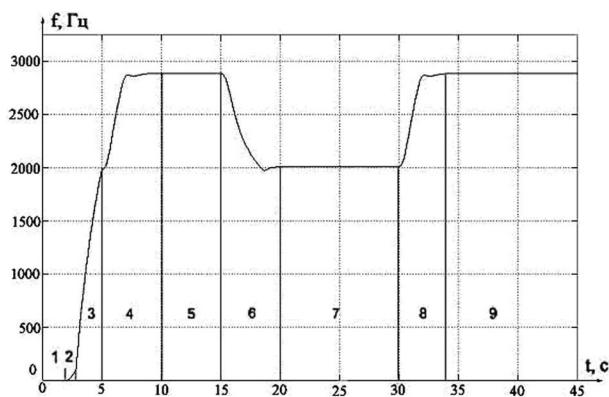


Рис. 2. Изменение частоты вращения ГТД при использовании двухступенчатой модели

4. Этап набора частоты. В начале этапа происходит переключение на основную модель. РУ отключается. Работает алгоритм АПРЧ. Показатели качества управления: время переходного процесса – 2 с; перерегулирование – 0%; статическая ошибка – 0,77%

5. Стабилизация требуемой частоты. Ошибка – 0,1%.

6. Этап сброса частоты. Работает алгоритм АПРЧ. Показатели качества управления: время переходного процесса – 3,5 с; перерегулирование – 3,9%; статическая ошибка – 0,65%

7. Стабилизация требуемой частоты. Ошибка – 0,1%.

8. Этап повторного набора частоты. Перерегулирование – 0%; статическая ошибка – 0,65%

9. Стабилизация достигнутой частоты. Ошибка – 0,1%.

Изменение коэффициента заполнения импульсов, формируемое регулятором и подаваемое на гидравлический дозатор, показано на рис. 3.

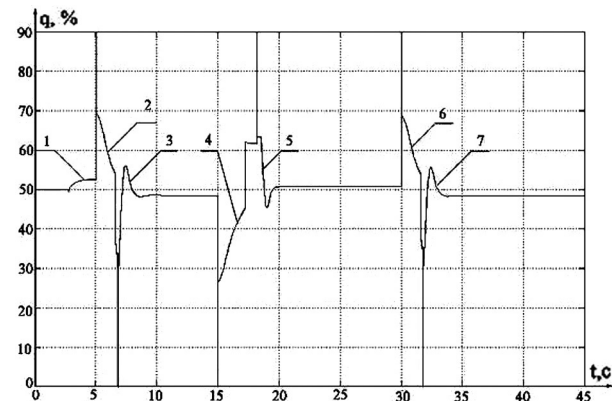


Рис. 3. Изменение величины коэффициента заполнения импульсов

На рис. 3 отмечены следующие этапы:

- 1 – работа АР;
- 2 – регулирование по углу иглы дозатора, алгоритмы АПРЧ и АШИМ;
- 3 – регулирование по частоте, алгоритмы АПРЧ и АШИМ;
- 4 – регулирование по углу иглы дозатора, алгоритмы АПРЧ и АШИМ;
- 5 – регулирование по частоте, алгоритмы АПРЧ и АШИМ;
- 6 – регулирование по углу иглы дозатора, алгоритмы АПРЧ и АШИМ;
- 7 – регулирование по частоте, алгоритмы АПРЧ и АШИМ.

Изменение давления и температуры воздуха за компрессором показаны на рис. 4 и 5 соответственно.

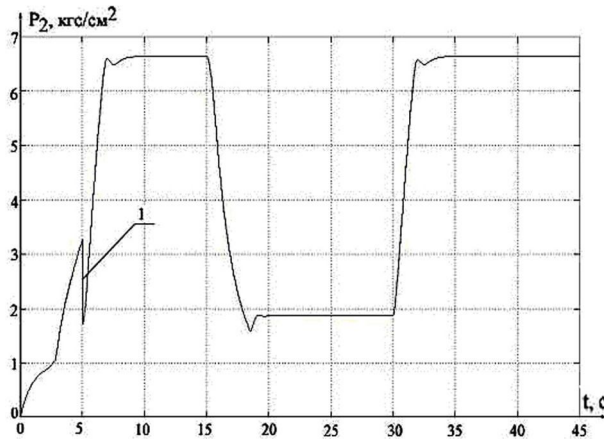


Рис. 4. Изменение давления за компрессором

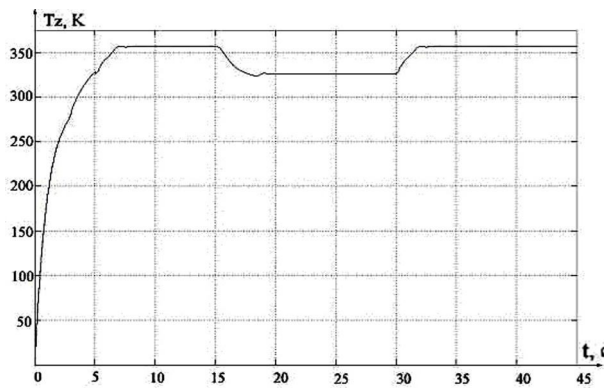


Рис. 5. Изменение температуры воздуха за компрессором в замкнутой системе управления ГТД

В процессе регулирования частоты вращения изменения давления и температуры носят апериодический характер, что обеспечивает плавность работы двигателя, а пределы их изменения находятся в пределах эксплуатационных допусков.

Если требуемая частота ниже  $f_{\min 3}$ , определяемой техническим заданием, то процесс регулирования будет иметь колебательный характер, поскольку по сигналам регулятора в работу периодически включается агрегат зажигания ГТД (рис. 6).

При появлении помпажа регулятор вырабатывает сигнал « $q = 0$ ». На рис. 7 показано изменение частоты при запуске двигателя и при появлении помпажа, на рис. 8 – изменение коэффициента заполнения импульсов, подаваемых на дозатор; на рис. 9 – изменение температуры за компрессором; на рис. 10 – из-

менение давления за компрессором в процессе вывода ГТД из помпажа.

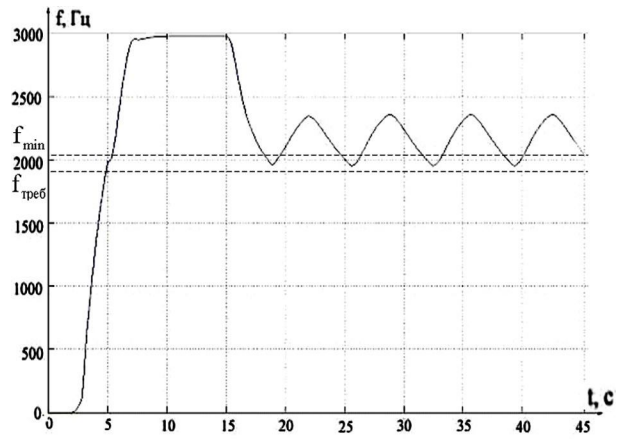


Рис. 6. Изменения частоты при  $f_{\text{треб}} < f_{\min 3}$

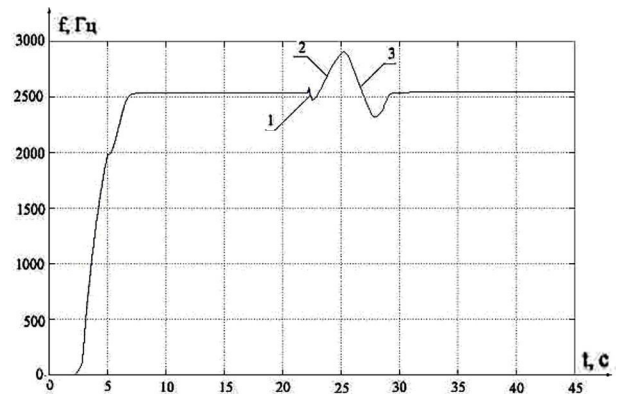


Рис. 7. Изменение частоты вращения вала двигателя в процессе регулирования частоты при наличии помпажа: 1 – спад частоты, вызванный сигналом « $q = 0$ »; 2 – набор частоты, вызванный включением агрегата зажигания; 3 – стабилизация частоты

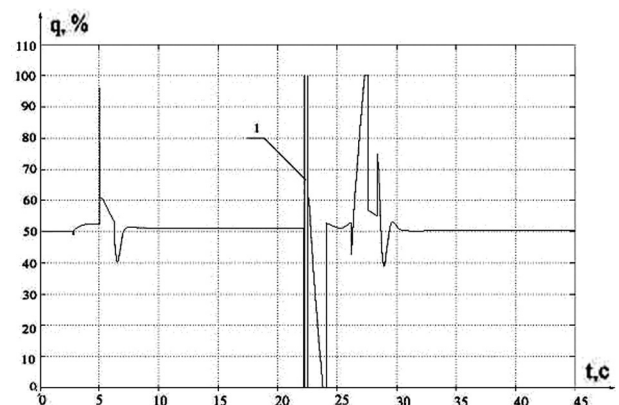


Рис. 8. Изменение скважности импульсов, подаваемых в дозатор: 1 – сигнал « $q = 0$ » в момент начала помпажа

Из рис. 7 видно, что САУ ГТД выводит двигатель из режима помпажа и обеспечивает его работу в пределах эксплуатационных допусков.

На рис. 8 виден участок сигнала « $q = 0$ », который выдает регулятор для парирования помпажа. После выдачи данного сигнала и включения агрегата зажигания возобновляется работа регулятора по алгоритму регулирования частоты.

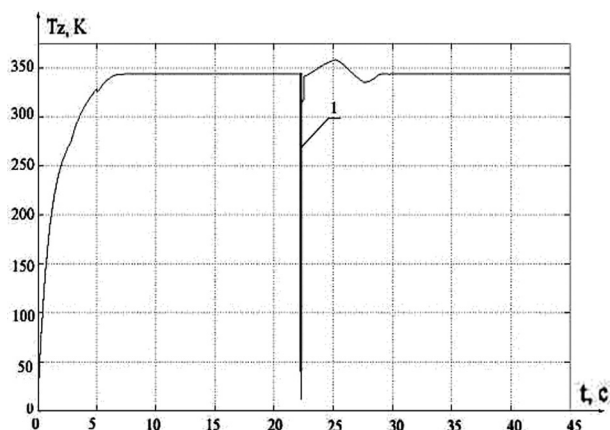


Рис. 9. Изменение температуры за компрессором при наличии помпажа: 1 – момент помпажа

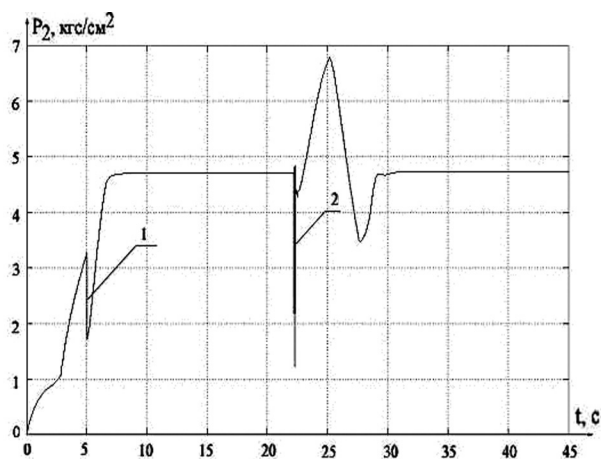


Рис. 10. Изменение давления за компрессором при возникновении помпажа: 1 – скачок давления, вызванный переходом с первичной модели двигателя к основной; 2 – момент помпажа

При появлении помпажа параметры изменяются скачкообразно в широких пределах, что может привести к выходу из строя двигателя. Цифровая САУ ГТД парирует помпаж, при этом изменение температуры и давления за компрессором имеют апериио-

дический характер и не выходят за пределы эксплуатационных допусков.

## Заключение

Машинное моделирование показало, что алгоритмы регулирования позволяют управлять ГТД во всем широком диапазоне эксплуатационных параметров, а также обеспечивать выход из нестационарных режимов работы, например, помпажа, с возвратом в нормальный режим работы. Адекватность машинного моделирования реальным результатам подтверждена длительными стендовыми испытаниями.

## Литература

1. Кулик А.С., Свищ В.М., Симонов В.Ф., Пасичник С.Н. Поузловое моделирование переходных режимов ГТД // *Авиационно-космическая техника и технология*: – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2002. – Вып. 30. – С. 186 – 190.
2. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, А.И. Иванов и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
3. Дьяконов В.П., Абраменкова И.В., Круглов В.В. MATLAB 5.3.1 с пакетом расширений / Под ред. проф. В.П. Дьяконова. – М.: Нолидж, 2001. – 880 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С. Елифанов, Б. Кузнецов и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.

*Поступила в редакцию 30.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.436

К.Е. ДОЛГАНОВ<sup>1</sup>, Ю.А. ПОСТОЛ<sup>2</sup><sup>1</sup>Национальный транспортный университет, Украина<sup>2</sup>Таврическая государственная агротехническая академия, Украина

## СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ МИНИДВИГАТЕЛЯ СТИРЛИНГА

Описана экспериментальная система автоматического регулирования для минидвигателя Стирлинга модели УДС-1. Приведены результаты исследований этой системы.

**двигатель Стирлинга, система регулирования, регулятор температуры, регулятор частоты вращения, характеристики переходных процессов**

### Введение

В работе [1] описана установка с минидвигателем Стирлинга (ДС) модели УДС-1, агрегатируемым с электрическим генератором постоянного тока, а в работе [2] рассмотрены статические характеристики этого двигателя без системы автоматического регулирования. Для этого двигателя разработана экспериментальная электронная система автоматического регулирования (САР) и составлена динамическая математическая модель для вычислительных исследований на ЭВМ статических и динамических свойств этой САР. Особенности САР и результаты ее исследований рассматриваются в настоящей работе.

### 1. Экспериментальная САР

В САР входят две несвязанные системы регулирования: система автоматического регулирования максимальной температуры  $T_{н\max}$  наружной стенки нагревателя (САРТ), которая должна на всех режимах работы поддерживать температуру  $T_{н\max}$  на уровне 930...950 К, чтобы обеспечивался максимальный КПД двигателя, и система автоматического регулирования частоты вращения  $n$  вала двигателя (САРЧ), которая должна поддерживать с высокой точностью заданную частоту вращения независимо от изменения нагрузки со стороны электрического

генератора в случае применения генератора переменного тока.

ДС модели УДС-1 негерметичный, он развивает очень небольшую эффективную мощность 7...8 Вт. Но в САРТ и САРЧ применены электронные микропроцессорные регуляторы, питаемые током от самостоятельного источника, они энергию двигателя не используют. Это позволило применить для исследования САР в качестве регулируемого объекта даже такой маломощный ДС, как УДС-1.

В электронных регуляторах, примененных в САРТ и САРЧ, используется релейный принцип регулирования, при котором величины регулируемого параметра поддерживаются с заданной точностью независимо от изменения возмущающих воздействий. Т.е. регуляторы являются астатическими.

В ДС модели УДС-1 температура стенки нагревателя регулируется изменением подачи газового топлива в камеру сгорания, а частота вращения – изменением величины дополнительного “мертвого” объема, выполненного в виде цилиндра с подвижным поршнем.

САРТ стенки нагревателя собрана на основе микропроцессорного программируемого измерителя-регулятора температуры типа ТРМ 12 – Рис с хромель-алюмелиевым датчиком температуры с использованием узлов и деталей, выпускаемых промышленностью стран СНГ. Схема эксперименталь-

ной САРТ показана на рис. 1. От термопары 3 сигнал поступает в цифровой фильтр 4, где сглаживаются случайные импульсные помехи, сигнал фильтруется в единицах измеряемой величины и передается в логическое устройство – ПИД – регулятор 5.

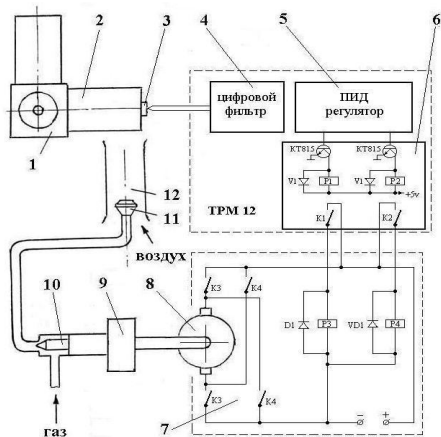


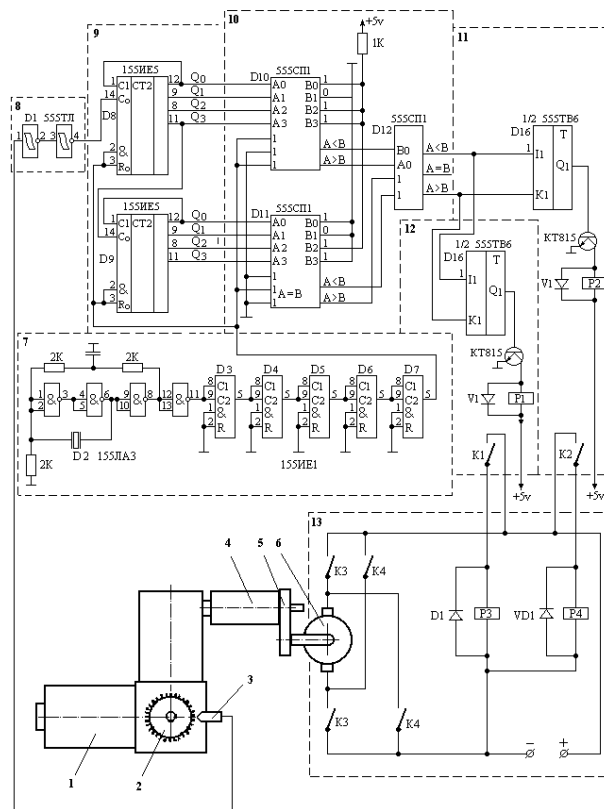
Рис. 1. Схема экспериментальной САРТ ДС

В нем текущий сигнал сравнивается с заданными верхним и нижним пределами регулирования температуры. В случае отклонения текущего значения от заданных пределов подается сигнал на выходное устройство 6, которое с помощью двух реле Р1 и Р2 управляет исполнительным устройством 7, а последнее в свою очередь реверсивным электродвигателем 8. Электродвигатель через планетарный редуктор 9 перемещает иглу дозатора газа 10, уменьшая или увеличивая подачу газа через газовую горелку 11 в камеру сгорания 12. К ПИД-регулятору через адаптер сети модели АС-2 можно подключить ПЭВМ для записи результатов измерений.

САРЧ коленчатого вала ДС собрана на базе счетчика импульсов СИ-8, в схему которого внесены изменения, необходимые для регулирования частоты вращения коленчатого вала ДС с использованием индуктивного датчика частоты вращения, установленного напротив зубчатого колеса, закрепленного на коленчатом валу ДС.

Схема экспериментальной САРЧ показана на рис. 2. Импульсы напряжения из датчика 3 передаются в усилитель-формирователь импульсов 8, а из него в счетчик импульсов 9, в котором с помощью

генератора временных импульсов 7 они преобразуются в сигналы, пропорциональные частоте вращения коленчатого вала двигателя, и передаются в устройство сравнения 10, где текущие значения сигналов сравниваются с заданными пределами регулирования и формируется сигнал управления выходными устройствами 11 и 12. Если частота вращения



тивной мощности  $P_e$  от частоты вращения  $n$ . Видно, что регулятор частоты вращения обеспечивает получение астатических регуляторных веток 1, 2, 3. Во время снятия этих характеристик САРТ автоматически поддерживала заданную температуру  $T_n = (918 \dots 920) \text{ К}$ .

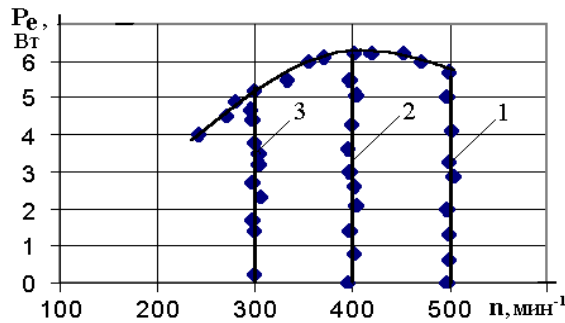


Рис. 3. Опытная всережимная скоростная характеристика ДС модели УДС-1 с электронным регулятором частоты вращения

На рис. 4 и 5 показаны переходные процессы после мгновенного сброса и наброса 100% нагрузки, которая в условиях опытов равнялась 6,3 Вт. На-

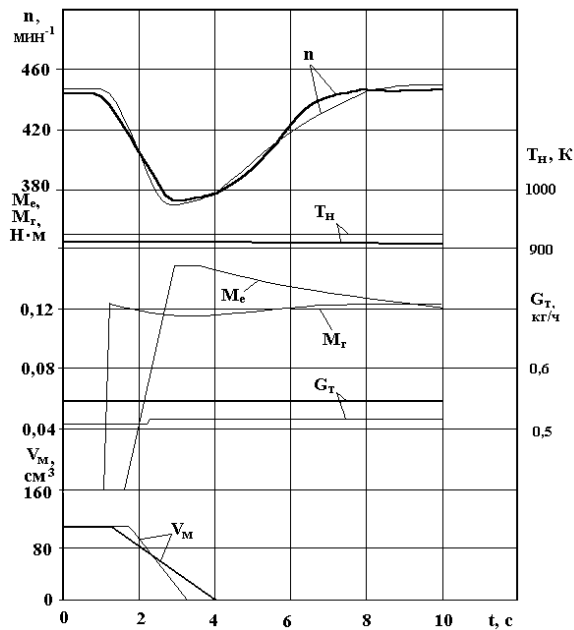


Рис. 4. Переходные процессы в САР ДС модели УДС-1 после наброса 100% нагрузки  $N_{нгр}$  от 0 до 6,3 Вт

грузка изменялась путем выключения или включения реостатов, присоединенных к электрогенератору. На рисунках толстыми линиями показаны опытные кривые, записанные на ПЭВМ, а тонкими – кривые, рассчитанные на математической модели.

На них обозначено:  $n$  – частота вращения коленчатого вала ДС;  $T_n$  – температура наружной стенки нагревателя;  $M_e$ ,  $M_r$  – эффективный крутящий момент и момент сопротивления электрогенератора;  $G_T$  – часовой расход газового топлива;  $V_M$  – величина дополнительного «мертвого» объема. САРЧ была направлена на поддержание частоты вращения  $n = 450 \text{ мин}^{-1}$  с точностью  $\pm 3,0 \text{ мин}^{-1}$ , а САРТ на поддержание температуры  $T_n = 920 \text{ К}$ .

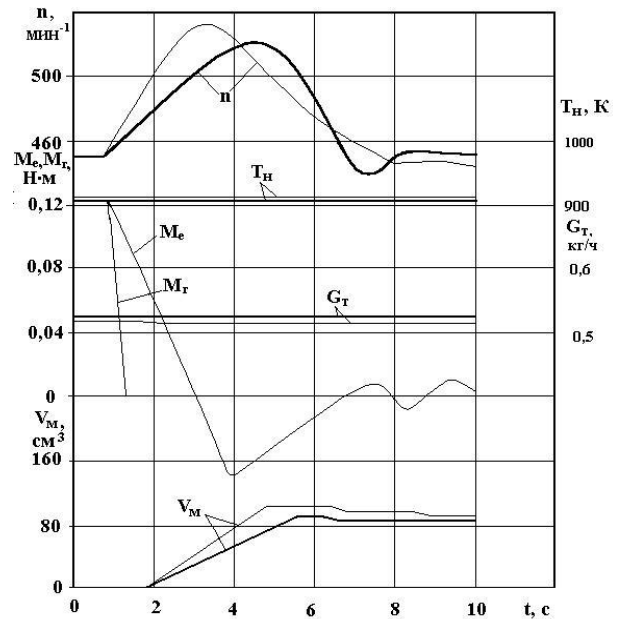


Рис. 5. Переходные процессы в САР ДС модели УДС-1 после сброса 100 % нагрузки  $N_{нгр}$  от 6,3 до 0

Как видно из рис. 4 и 5, переходные процессы происходят с одним забросом частоты вращения. Это говорит о хорошем качестве работы САРЧ. Заброс частоты вращения после сброса нагрузки равен 17,3%, длительность переходного процесса 7 с, а после наброса нагрузки соответственно 15,4% и 7 с. Эти показатели близки к показателям регуляторов 4-го класса точности по ГОСТ 10511-83 [3]: заброс не более 15%, длительность переходных процессов не более 10 с.

Видно также, что «мертвый» объем  $V_M$  начинает изменяться с запаздыванием 0,5 ... 0,6 с. Это говорит о запаздывании начала перемещения поршня в «мертвом» объеме.

Анализ, выполненный на математической модели, показал, что забросы частоты вращения можно

уменьшить увеличением скорости перемещения поршня в “мертвом” объеме и уменьшением времени запаздывания начала его перемещения.

Особый интерес представляет увеличение скорости поршня, т.к. на него можно влиять изменением передаточного числа от электромотора к штоку поршня. В математической модели это выражено коэффициентом КР передачи между напряжением питания электродвигателя и скоростью поршня в “мертвом” объеме. Чем больше КР, тем больше скорость поршня и скорость изменения “мертвого” объема.

На рис. 6 показаны расчетные переходные процессы после сброса нагрузки при разных значениях КР. Видно, что увеличение КР приводит к уменьшению заброса частоты вращения от  $115 \text{ мин}^{-1}$  (25,5%) при  $\text{КР} = 8 \text{ мм/(с·В)}$  до  $49 \text{ мин}^{-1}$  (10,8%) при  $\text{КР} = 40 \text{ мм/(с·В)}$ . Длительность переходного процесса сокращается с 8 до 6 с. Скорость изменения “мертвого” объема при этом составляет  $37,5$  и  $150 \text{ см}^3/\text{с}$ . Эффект от увеличения КР быстро уменьшается по мере того, как КР становится больше.

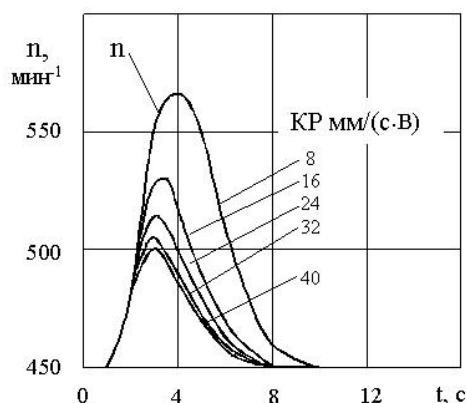


Рис. 6. Влияние коэффициента КР на переходные процессы после сброса нагрузки от  $N_{\text{шт}} = 6,1 \text{ Вт}$  до 0

Аналогичная картина имеет место после наброса нагрузки при тех же условиях – по мере увеличения КР заброс (просадка) частоты вращения и длительность переходного процесса уменьшаются.

Уменьшение запаздывания перемещения поршня приводит к подобным результатам.

Расчеты показали, что при скорости изменения “мертвого” объема не менее  $100 \text{ см}^3/\text{с}$  и запаздывании не более 0,1 с обеспечивается удовлетворение требований ГОСТ 10511-83 к регуляторам 3-го класса точности: заброс частоты вращения не более 10%, длительность переходного процесса не более 5 с.

Но дальнейшие исследования САР на ДС модели УДС-1 не имеют смысла, потому что этот ДС не годится для практического применения из-за его негерметичности.

## Заключение

Экспериментальная САР работоспособна, на ее основе можно разрабатывать опытную САР. Но для дальнейших исследований нужно использовать полноценный герметичный ДС небольшой мощности.

## Литература

1. Постол Ю.А. Разработка системы автоматического управления миниатюрного электрического агрегата с приводом от двигателя Стирлинга // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАУ “ХАІ”. – 2001. – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки – С. 267 – 268.
2. Долганов К.Е., Постол Ю.А. Характеристики миниатюрного двигателя Стирлинга модели УДС-1 // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАУ “ХАІ”. – 2001. – Вип. 30. Двигуни та енергоустановки – С. 28 – 30.
3. ГОСТ 10511-83. Системы автоматического регулирования частоты вращения (САРЧ) судовых, тепловых и промышленных дизелей. Общие технические требования. – М.: Изд-во стандартов, 1984. – 15 с.

Поступила в редакцию 25.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.П. Сахно, Национальный транспортный университет, Киев.

УДК 681.518

Д.И. ВОЛКОВ

ОАО «Элемент», Одесса, Украина

## ОПТИМАЛЬНЫЙ НАБЛЮДАТЕЛЬ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА ВЕРТОЛЁТНОГО ТВАД

Проведены теоретические исследования, разработан и опробован оптимальный наблюдатель крутящего момента вертолётного турбовального газотурбинного двигателя. Разработана и опробована методика сбора априорной статистической информации.

**оптимальный наблюдатель, фильтр Калмана, оценка крутящего момента, математическая модель, априорная статистическая информация**

### Введение

Оптимальное управление в замкнутой системе управления ГТД реализуется как функция всех координат состояния. Однако ряд параметров, необходимых для управления ГТД, в настоящее время не измеряется или измеряется недостаточно точно. Это такие параметры, как тяга (механическая мощность или крутящий момент), удельный расход топлива. Доступная информация о движении объекта может быть получена только по вектору выходных переменных. Следовательно, необходимо построение алгоритма оценки неизмеряемых координат объекта, то есть алгоритма оценки состояния системы. Такая задача решается устройствами – наблюдателями.

### 1. Формулирование проблемы

В настоящее время существует обширная литература [1 – 5], освещающая теоретические основы и практические рекомендации по синтезу наблюдателей. Широко освещены вопросы структурного синтеза и расчёта оптимальных настроек наблюдателей (фильтров Калмана) на основе математической модели и априорной статистической информации. Также в достаточной мере представлены теоретические и практические рекомендации по анализу устойчивости наблюдателей. Наблюдается максимальное использование наработок по устойчивости

контуров автоматического регулирования. Отражены вопросы идентификации математической модели ГТД [4].

Однако в литературе недостаточно отражены методики сбора априорной информации для синтеза оптимальных наблюдателей. Отсутствуют требования к достоверности данной информации.

Целью настоящих исследований является решение следующих задач:

- выбор структуры наблюдателя координат вектора состояния и методики параметрической оптимизации;
- разработка методики сбора априорной информации для синтеза оптимальных наблюдателей;
- опробование разработанной методики при синтезе наблюдателя крутящего момента ТВаД.

### 2. Решение проблемы.

#### Синтез оптимального наблюдателя

ГТД как объект управления (ОУ) может быть [4] представлен парой уравнений: уравнением состояния

$$\frac{dX(t)}{dt} = A(t) \cdot X(t) + B(t) \cdot U(t) + W(t) \quad (1)$$

и уравнением наблюдения

$$Y(t) = C(t) \cdot X(t) + D(t) \cdot U(t) + V(t), \quad (2)$$

где  $X$  – вектор состояния;

$U$  – вектор наблюдения;

$U$  – вектор входных воздействий;

$A, B, C, D$  – матрицы;

$W$  – вектор возмущения;

$V$  – вектор шумов измерения.

Соответствующая уравнениям (1,2) структура приведена на рис. 1.

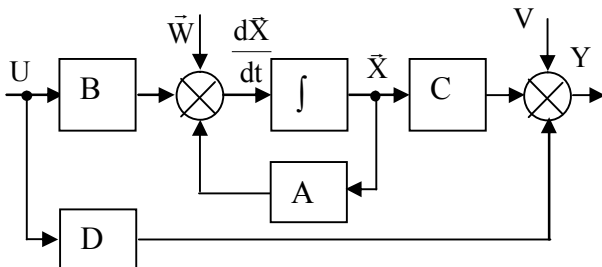


Рис. 1. Структурная схема ГТД как ОУ

Наблюдатель вектора состояния может быть реализован в соответствии со следующим дифференциальным уравнением [3]:

$$\frac{d\hat{X}(t)}{dt} = A(t) \cdot \hat{X}(t) + B(t) \cdot U(t) + K(t)[Y(t) - C \cdot \hat{X}(t) - D \cdot U(t)], \quad (3)$$

где  $K$  – матрица коэффициентов усиления.

Соответствующая структурная схема наблюдателя приведена на рис. 2.

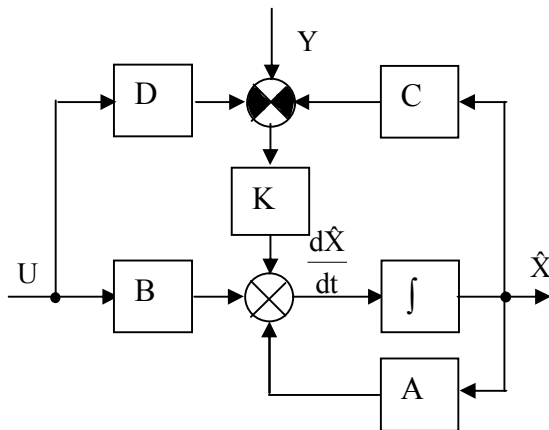


Рис. 2. Наблюдатель вектора состояния

Анализ схемы наблюдателя показывает, что коэффициенты матрицы  $K$  определяются дисперсией возмущения в координате состояния и дисперсией шума измерения соответствующих координат наблюдения. Наблюдение неизмеряемых или измеряемых с недостаточной точностью координат со-

стояния необходимо выполнять с использованием информации о координатах входных воздействий.

Однако измерение вектора входных воздействий также не всегда возможно или выполняется с недостаточной точностью измерения. К таким воздействиям относится, например, расход топлива. В таком случае требуется использование наблюдателя вектора входных воздействий следующей структуры (рис. 3).

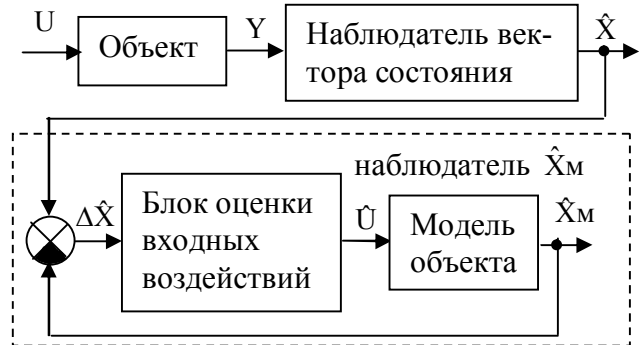


Рис. 3. Наблюдатель вектора входных воздействий

Цель функционирования такого наблюдателя заключается в определении оценки  $\hat{U}$ , удовлетворяющей условию  $\hat{U} = U$  при  $t \gg t_{\text{н}}$ . В статике настоящее условие соблюдается, если невязка  $\hat{U} = U$  между оценкой вектора состояния объекта  $\hat{X}$  и вектора состояния модели объекта  $\hat{X}_m$ , соответствующего равна нулю  $\Delta\hat{X} = \hat{X} - \hat{X}_m = 0$ . На переходных режимах добавляется также условие равенства нулю не только невязки, но и её производных. Автоматический поиск оценки  $\hat{U}$  выполняется при помощи регулятора, то есть задача оптимального наблюдения сводится к задаче оптимального управления.

Реализация наблюдателя приведенной структуры возможна только при условии, что наблюдение вектора координат мало зависит от измерения вектора входных воздействий  $U$ .

Поэтому, количество координат в векторе входных воздействий не должно превышать число координат, оценка которых возможна без измерения входных воздействий.

Так, например, возможна оценка таких координат, как частоты вращения роторов ГТД и температуры за турбиной, при отсутствии достоверной информации о входных воздействиях – расходе топлива, температуре и давлении воздуха на входе в ГТД.

Таким образом, по результатам наблюдения частот вращения роторов ГТД, температуры за турбиной и их производных может определяться расход топлива. А при более точной оценке расхода топлива и наличии математической модели двигателя возможно оценивание, например, такой координаты, как крутящий момент на валу турбовального газотурбинного двигателя.

Оптимальная настройка [1, 4] наблюдателя (3) выполняется на основании априорной информации

$$K(t) = P(t)C^T(t)R^{-1}(t), \quad (4)$$

где  $P(t)$  – корреляционная матрица ошибок оценивания, является решением матричного дифференциального уравнения Риккати:

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) = & A(t)P(t) + P(t)A^T(t) - \\ & - P(t)C^T(t)R^{-1}(t)C(t)P(t) + Q(t). \end{aligned} \quad (5)$$

Наблюдатель является оптимальным фильтром Калмана.

Для стационарной системы  $A, C$  являются матрицами коэффициентов. В таком случае матрица коэффициентов усиления фильтра определяются выражением

$$K = PC^T R^{-1}, \quad (6)$$

а уравнение Риккати сводится к алгебраическому виду

$$0 = AP + PA^T - PC^T R^{-1} CP + Q. \quad (7)$$

Модель вертолётного двигателя АИ-450 [4] в окрестности стационарного режима может быть представлена в виде

$$\begin{vmatrix} \frac{dn_{TK}}{dt} \\ \frac{dn_{CT}}{dt} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} n_{TK} \\ n_{CT} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{vmatrix} +$$

$$+ \begin{vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} G_T \\ N_{нагр} \\ G_{отб} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} w_1 \\ w_2 \end{vmatrix}; \quad (8)$$

$$\begin{vmatrix} n_{TK} \\ n_{CT} \\ T_r \\ T_T \\ P_K \\ N \\ K_{у.квд} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} \\ c_{21} & c_{22} \\ c_{31} & c_{32} \\ c_{41} & c_{42} \\ c_{51} & c_{52} \\ c_{61} & c_{62} \\ c_{71} & c_{72} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} n_{TK} \\ n_{CT} \end{vmatrix} +$$

$$+ \begin{vmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} \\ d_{51} & d_{52} & d_{53} \\ d_{61} & d_{62} & d_{63} \\ d_{71} & d_{72} & d_{73} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} G_T \\ N_{нагр} \\ G_{отб} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \\ v_5 \\ v_6 \\ v_7 \end{vmatrix}; \quad (9)$$

$$\begin{aligned} 0 = & \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{vmatrix} + \\ & + \begin{vmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} a_{11} & a_{21} \\ a_{12} & a_{22} \end{vmatrix} - \\ & - \begin{vmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} c_{11} & c_{21} \\ c_{12} & c_{22} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} 1/\sigma_{w1}^2 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_{w2}^2 \end{vmatrix} \times \\ & \times \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} \\ c_{21} & c_{22} \end{vmatrix} \times \begin{vmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \sigma_{v1}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{v2}^2 \end{vmatrix}. \end{aligned} \quad (10)$$

Для решения матричного уравнения (10) требуется знание параметров математической модели и априорной статистической информации  $Y$  и  $\sigma_w$ .

Оценка данной априорной статистической информации (дисперсии возмущающих воздействий в векторе состояния и дисперсии шума измерения) была выполнена при помощи полосового фильтра (рис. 4).

Для выделенных шума измерения и возмущения определяется среднеквадратичное отклонение (априорная информация при оптимальной настройке коэффициентов наблюдателя).

Рассмотрим оценку среднеквадратического отклонения возмущения и шума измерения для наблюдае-

мой координаты – частоты вращения турбокомпрессора двигателя АИ-450.

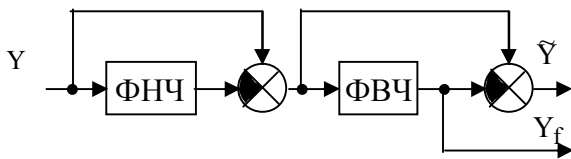


Рис. 4. Структура фильтра для выделения шума измерения и возмущений в наблюдаемом сигнале:  
ФНЧ – фильтр низких частот;  
ФВЧ – фильтр высоких частот;  
 $Y$  – наблюдаемый сигнал;  
 $\tilde{Y}$  – шум измерения;  
 $Y_f$  – возмущения вектора состояния

Зная АЧХ контура управления частотой вращения турбокомпрессора (рис. 5), был выполнен синтез фильтра.

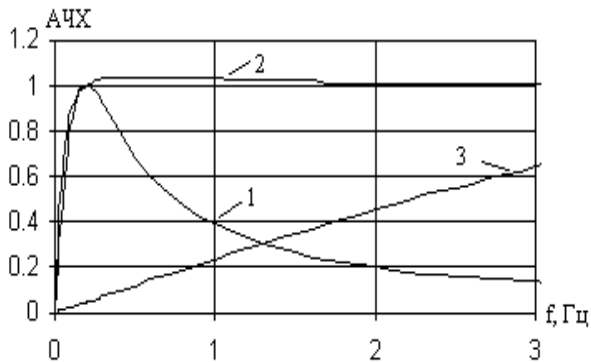


Рис. 5. Амплитудно-частотные характеристики:  
1 – контура поддержания частоты вращения турбокомпрессора;  
2 – фильтра низких частот;  
3 – фильтра высоких частот

При использовании фильтра фактически выделяется совокупность шума измерения частоты вращения и высокочастотной составляющей, вызванной переходными процессами в контуре поддержания расхода топлива. Однако наблюдение высокочастотной составляющей не требуется ни в задачах управления (например, собственная частота колебаний контура управления частотой вращения турбокомпрессора двигателя АИ450  $\approx 0.25$  Гц), ни в ещё более «медленных» задачах диагностики.

При помощи указанного фильтра было выполнено выделение возмущения и шума измерения из выборки измеренных значений частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя АИ-450.

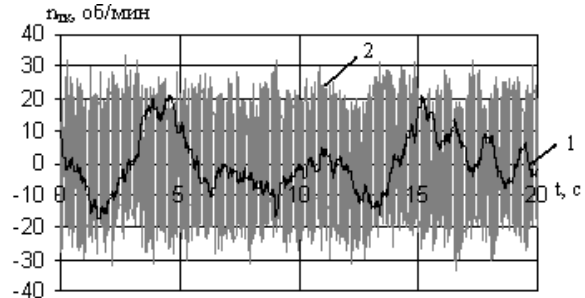


Рис. 6 Возмущение (1) и шум измерения при наблюдении частоты вращения турбокомпрессора (2)

Выполнив оценку среднеквадратического отклонения для обеих координат вектора состояния, получаем значения среднеквадратических отклонений возмущения и шумов измерения:

$$\begin{vmatrix} \sigma_{w1} \\ \sigma_{w2} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 21.04 \\ 29.19 \end{vmatrix}, \begin{vmatrix} \sigma_{v1} \\ \sigma_{v2} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 4.37 \\ 2.67 \end{vmatrix}. \quad (11)$$

Решение уравнения (10) было выполнено численным методом (рис. 6).

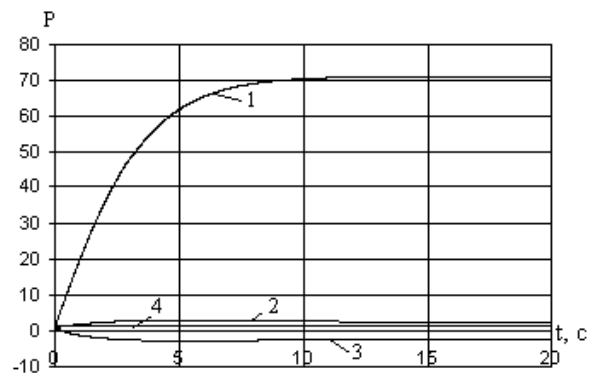


Рис. 7. Решение уравнения Риккати:  
1 –  $p_{11}$ ; 2 –  $p_{12}$ ; 3 –  $p_{21}$ ; 4 –  $p_{22}$

Итак, получаем значения корреляционной матрицы ошибок оценивания

$$\begin{vmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{21} & p_{22} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 71.24 & 2.37 \\ -2.29 & 1.51 \end{vmatrix}. \quad (12)$$

Соответственно матрица коэффициентов усиления наблюдателя:

$$\begin{vmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0.166 & 0.0864 \\ -0.00176 & -0.000918 \end{vmatrix} \quad (13)$$

На рис. 8 приведен график переходного процесса наблюдения частоты вращения ротора турбокомпрессора. Для сравнения приведено использование фильтра первого порядка, эквивалентного рассматриваемо-

му наблюдателю по степени сглаживания. Использование фильтра приводит к появлению сдвига фаз между наблюдаемым и сглаженным сигналами. При использовании наблюдателя сдвиг фаз минимален.

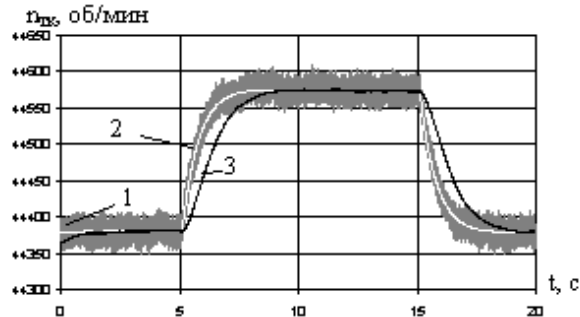


Рис. 8. Переходный процесс в наблюдателе частоты вращения турбокомпрессора при ступенчатом изменении расхода топлива:

- 1 – наблюдаемый процесс (с шумом измерения);
- 2 – процесс на выходе наблюдателя;
- 3 – процесс на выходе сглаживающего фильтра

Разработанный наблюдатель вектора состояния (рис. 2) был интегрирован в наблюдатель вектора входных воздействий (рис 3). Наблюдатель вектора входных воздействий позволяет выполнять не только оценку входных воздействий, но и других параметров работы двигателя, в частности крутящего момента  $M_{кр}$ . Разработанный наблюдатель был опробован для оценки расхода топлива и крутящего момента на валу свободной турбины вертолётного двигателя АИ-450. Результаты представлены на рис. 9, 10:

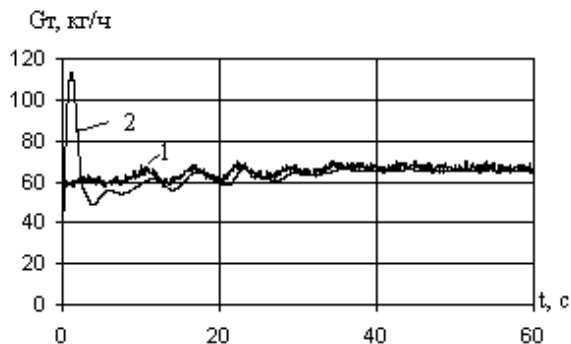


Рис. 9. График переходного процесса в наблюдателе расхода топлива  $G_t$ :

- 1 – измеренный  $G_t$ .
- 2 – оцененный при помощи наблюдателя  $G_t$

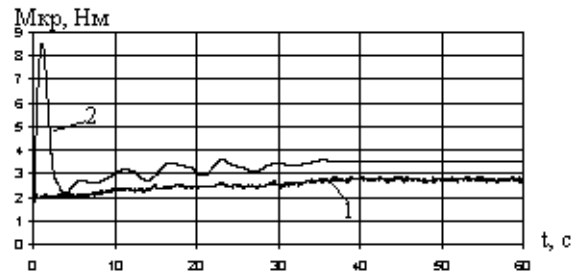


Рис. 10. График переходного процесса в наблюдателе крутящего момента  $M_{кр}$ :

- 1 – измеренный  $M_{кр}$ .
- 2 – оцененный при помощи наблюдателя  $M_{кр}$

## Заключение

Таким образом, теоретически обоснована и подтверждена экспериментально возможность оценивания измеряемой с недостаточной точностью координаты состояния ГТД – крутящего момента. Перспективы дальнейших исследований заключаются в учёте априорной неопределённости относительно параметров модели двигателя.

## Литература

1. Ройтенберг Я.Н. Автоматическое управление. – М.: Наука, 1978. – 552 с.
2. Эйхгофф П. Основы идентификации систем управления. Оценивание параметров и состояния – М.: Мир, 1975. – 685 с.
3. Богуславский И.А. Прикладные задачи фильтрации и управления. – М.: Наука, 1983. – 400 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Елифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко, Г.Г. Грабовский, В.А. Дюков, С.А. Кузьменко, Н.А. Рюмшин, А.А. Сامةцкий. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
5. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А.Красовского. – М.: Наука, 1987. – 712 с.

Поступила в редакцию 20.04.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.А. Герлига, ООО «Научно-исследовательский институт АЭС», Одесса.

УДК 681.512.6

А. С. ГОЛЬЦОВ

Академия спецсвязи России, Россия

## СИНТЕЗ НЕЛИНЕЙНЫХ АЛГОРИТМОВ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Рассматривается задача синтеза адаптивной системы управления ГТД в условиях, когда его параметры изменяются неконтролируемым образом, а математическое описание возмущающих воздействий задано неравенствами. Выполнена регуляризация задачи и получены алгоритмы формирования оценок переменных состояния и управляющих воздействий, оптимальных по регуляризованным функционалам обобщенной работы задач оценивания и управления.

**адаптивное управление, нелинейная модель, нестационарные параметры, произвольные возмущения**

### Введение

Технический прогресс приводит к постоянному усложнению газотурбинных двигателей (ГТД) и задач управления этими двигателями. В последние годы интенсивно разрабатывают цифровые системы управления с прогнозирующими моделями состояния ГТД, способные решать задачи оптимального управления в различных постановках [1]. Созданы системы управления с использованием линеаризованных моделей процессов, происходящих в двигателях, которые формируют в расчетном режиме работы двигателя управляющие воздействия, близкие к оптимальным. Но на других режимах работы двигателя с такой системой управления возникают существенные перерегулирования управляемых переменных и статические погрешности управления [1].

Это связано с тем, что во всех режимах работы состояние ГТД как объекта управления можно описать с требуемой точностью лишь моделями с нестационарными параметрами. Но параметры моделей ГТД в процессе работы двигателя изменяются неконтролируемым образом. Поэтому синтез системы управления ГТД следует выполнять с помощью методов адаптивного управления [2 – 4].

Теория адаптивного управления базируется на принципе достоверной эквивалентности [2]: при формировании оптимальных управляющих воздей-

ствий в нейтральных системах дуального управления вместо неизвестных переменных состояния и параметров можно использовать их оптимальные оценки, вычисленные в процессе управления. Управляющие воздействия формируют с помощью принципа максимума, динамического программирования или регуляторов с известной по априорным данным структурой и неизвестными параметрами. Результаты, полученные в такой постановке, хорошо известны, составляют стройную математическую теорию и позволяют решать многие задачи управления.

В процессе работы двигателя возникают нестационарные возмущающие воздействия. Функции распределения вероятностей этих воздействий не известны. Поэтому синтез системы управления ГТД целесообразно выполнять в минимаксной постановке [3]. Но проблема идентификации параметров при решении задач адаптивного управления в минимаксной постановке оказалась существенно сложнее, чем в стохастической постановке. Поэтому в управляющие воздействия добавляют шумоподобные тестовые сигналы, обеспечивающие сходимость оценок параметров объекта управления (ОУ) к их истинным значениям [3]. Но такие дополнительные входные воздействия могут привести к появлению нежелательных эффектов (например, появляются дополнительные газодинамические и термодинами-

ческие нагрузки на лопатки турбины). Кроме того, принцип максимума нелинейную задачу управления преобразует в нелинейную двухточечную краевую задачу. Решение этой вспомогательной задачи даже численными методами можно получить лишь в простейших случаях. Поэтому задача синтеза систем автоматического управления газотурбинными двигателями, является актуальной научной проблемой.

## 1. Постановка задачи управления

Синтез адаптивной системы управления выполнен в следующих условиях [5]:

- нестационарные параметры ОУ, возмущающие воздействия и другие переменные могут выходить за границы множеств значений, заданных неравенствами, в пределах допустимых отклонений;
- с помощью методов регуляризации ограничения, заданные неравенствами, преобразуют в систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений для генераторов вспомогательных переменных;
- регуляризованную задачу адаптивного управления разделяют на три частные взаимосвязанные задачи: вычисления оценок переменных состояния; определения траекторий перехода управляемых переменных в требуемое состояние и формирования управляющих воздействий  $u(t)$ ;
- при синтезе наблюдателя переменных состояния и регулятора управляющих воздействий используют функционалы обобщенной работы (ФОР) [4].

Состояние двигателя описывают уравнениями:

$$\frac{dx(t)}{dt} = f(x(t), \beta(t), u(t)) + w(t); \quad (1)$$

$$z(t) = \varphi(x(t), u(t)); \quad y(t) = Hz(t) + \xi(t), \quad (2)$$

где  $x(t)$  – вектор переменных состояния;

$\beta(t)$  – вектор нестационарных параметров;

$w(t)$  – вектор неизвестных возмущающих воздействий и погрешностей модели (1);

$y(t)$  – вектор выходных сигналов измерительных устройств;

$z(t)$  – вектор управляемых переменных;

$\xi(t)$  – вектор погрешностей измерений;

$$|\beta(t)| \leq \beta^* + \mu(t); \quad |u(t)| \leq u^* + \eta(t);$$

$$|w(t)| \leq w^* + \zeta(t); \quad (3)$$

$\beta(t)$ ,  $\eta(t)$ ,  $\zeta(t)$  – векторы допустимых отклонений переменных за границы заданных областей.

Задача управления заключается в переводе двигателя из начального состояния (при  $t = 0$ ) в режим максимальной тяги (при  $t = t_f$ ) [1]:

$$x(0) = x_0 \pm \Delta x; \quad x(t_f) = x_N \pm \Delta x. \quad (4)$$

В процессе управления должны выполняться ограничения на допустимые значения части управляемых переменных  $Lx(t)$  (на угловые скорости роторов, температуру газа и т.д.):

$$r_1 + \delta_r(t) \leq Lx(t) \leq r_2 + \delta_r(t), \quad (5)$$

заданных по условиям температурной и прочностной защиты двигателя, где  $\delta_r(t)$  – вектор допустимых погрешностей управления. Для другой части управляемых переменных  $Cx(t)$  заданы требуемые законы изменения во времени:

$$\gamma(t) = Cz(t) + \delta_\gamma(t), \quad (6)$$

где  $\delta_\gamma(t)$  – вектор допустимых погрешностей.

## 2. Синтез наблюдателя переменных состояния

Введем генератор допустимых возмущающих воздействий, гарантирующий выполнение ограничений (3). Он образован аperiodическими звеньями

$$\frac{dv(t)}{dt} = \frac{1}{T} [w(t - \tau_u) - v(t) + \zeta(t)], \quad (7)$$

нелинейным преобразователем

$$w(t) = s(v(t), w^*) \quad (8)$$

с сигмоидальной статической характеристикой

$$s(v_j(t), w_j^*) = w_j^* \cdot \operatorname{th} \left( \frac{v_j(t)}{w_j^*} + 0,3 \sum_{k=1}^{e \leq 3} \left( \frac{v_j(t)}{w_j^*} \right)^{1+2 \cdot k} \right)$$

и звеном запаздывания в цепи обратной связи, где  $v(t)$  – вектор переменных состояния генератора.

Аналогичным образом введем генератор оценок параметров, гарантирующий выполнение ограничений (3). Тогда оценки переменных состояния расширенной системы можно определить минимизацией ФОР (регуляризованного функционала МНК)

$$I(x(t), v(t)) = \frac{1}{2} \|x(0) - x(0)\|_{D_x^{-1}}^2 + \frac{1}{2} \|v(0) - v(0)\|_{D_v^{-1}}^2 + \frac{1}{2\tau_\xi} \int_0^{t_f} \left( \|e(t) + \bar{e}(t) + T \frac{d\hat{e}(t)}{dt}\|_{D^{-1}}^2 + \alpha \|\zeta(t)\|_{R^{-1}}^2 \right) dt,$$

где  $D_x$ ,  $D_v$  – матрицы дисперсий погрешностей задания начальных условий;

$$e(t) = y(t) - Hz(t); \quad \bar{e}(t) = \frac{1}{T} \int_{t-T}^t e(\lambda) d\lambda;$$

$$\hat{e}(t) = \hat{y}(t) - Hz(t); \quad \alpha = \frac{\tau_\xi}{\tau_\zeta};$$

$D$ ,  $R$  – матрицы дисперсий случайных процессов  $\xi(t)$  и  $\zeta(t)$ ;

$\tau_\xi$ ,  $\tau_\zeta$  – оценки допустимых времен корреляции случайных процессов  $\xi(t)$  и  $\zeta(t)$ ;

$\hat{y}(t)$  – вектор сглаженных оценок выходных сигналов датчиков (полученных, например, аппроксимацией этих сигналов В-сплайнами).

Минимизация этого функционала с помощью принципа максимума приводит к алгоритму рекуррентного МНК (регуляризованному фильтру Калмана) [5]. Этот алгоритм отличается от традиционного фильтра Калмана тем, что осуществляет ПИД-регулирование оценок переменных состояния (фильтр Калмана реализует алгоритм пропорционального регулирования).

При синтезе адаптивного регулятора управляющих воздействий будут использованы оценки  $\hat{x}(t)$  и  $\hat{\beta}(t)$  вектора переменных состояния и вектора параметров модели ГТД, которые вычисляют интегри-

рованием дифференциального уравнения:

$$\frac{d\hat{x}(t)}{dt} = f(\hat{x}(t), \hat{\beta}(t), u(t)) + K_x(t) \cdot \left( \hat{e}(t) + \bar{e}(t) + T \frac{d\hat{e}(t)}{dt} \right), \quad (9)$$

где  $K_x(t) = [I \ 0 \ 0] \cdot K(t)$ ;  $K(t)$  – матрица коэффициентов усиления полученного фильтра Калмана.

### 3. Синтез адаптивного регулятора управляющих воздействий

Введем вспомогательный генератор допустимых управляющих воздействий, гарантирующий выполнение ограничений (3):

$$\frac{d\psi(t)}{dt} = \frac{1}{T} [u(t - \tau_u) - \psi(t) + \eta(t)]; \quad (10)$$

$$u(t) = s(\psi(t), u^*). \quad (11)$$

Кроме того, при времени запаздывания  $\Delta t \rightarrow 0$  сформируем вектор вспомогательных функций:

$$r(t) = \begin{cases} r1, & \text{если } L\hat{x}(t - \Delta t) < r1; \\ r2, & \text{если } L\hat{x}(t - \Delta t) > r2; \\ L\hat{x}(t - \Delta t), & \text{иначе.} \end{cases}$$

Тогда неравенства (5) можно заменить уравнением:

$$r(t) = Lx(t) + \delta_r(t). \quad (12)$$

В результате исходную задачу можно сформулировать как задачу оценивания переменных состояния системы (9) – (12), обращающих в минимум ФОР:

$$J = \frac{T}{2\tau_\delta} \|\gamma(t_f) - Cz(t_f)\|_{D_\gamma^{-1}}^2 + \frac{1}{2} \|u(0) - \psi(0)\|_{D_u^{-1}}^2 + \frac{1}{2\tau_\delta} \int_0^{t_f} \left( \|q(\hat{x}(t))\|_{D_\gamma^{-1}}^2 + T^2 \left\| \frac{dq(\hat{x}(t))}{dt} \right\|_{D_\gamma^{-1}}^2 \right) dt + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} \frac{1}{\tau_\delta} \left( \|r(t) - L\hat{x}(t)\|_{D_r^{-1}}^2 + \frac{1}{\tau_\eta} \|\eta(t)\|_{D_u^{-1}}^2 \right) dt, \quad (13)$$

где  $D_u$ ,  $D_\gamma$ ,  $D_r$  – матрицы дисперсий допустимых погрешностей  $\eta(t)$ ,  $\delta_\gamma(t)$ ,  $\delta_r(t)$ ;

$$q(\hat{x}(t)) = \gamma(t) - C \cdot \hat{z}(t) = \gamma(t) - C\Phi(\hat{x}(t), u(t - \Delta t));$$

$\varepsilon$  – параметр регуляризации;

$\tau_\delta$ ,  $\tau_\eta$  – оценки допустимых времен корреляции случайных процессов  $\delta(t)$  и  $\eta(t)$ .

Если выполнить с помощью принципа максимума минимизацию этого функционала с ограничениями (9) – (12) и осуществить инвариантное погружение уравнений Эйлера-Лагранжа [5], то получим следующий алгоритм формирования управляющих воздействий (адаптивный ПИД-регулятор):

$$\begin{aligned} u(t) &= s(\hat{u}(t), u^*); \begin{bmatrix} Q_u(t) \\ Q_\psi(t) \end{bmatrix} = Q(t); \\ \hat{u}(t) &= s(\hat{\psi}(t), u^*) + B(t)^{-1} Q_u(t) \cdot \begin{bmatrix} q(\hat{x}(t)) + T \frac{dq(\hat{x}(t))}{dt} \\ r(t) - L\hat{x}(t) \end{bmatrix}; \\ \frac{d\hat{\psi}(t)}{dt} &= \frac{1}{T} [u(t - \tau_u) - \hat{\psi}(t)] + Q_\psi(t) \cdot \begin{bmatrix} q(\hat{x}(t)) + T \frac{dq(\hat{x}(t))}{dt} \\ r(t) - L\hat{x}(t) \end{bmatrix}; \\ \hat{\psi}(0) &= u(0); \quad B(t) = \frac{\partial f(\hat{x}(t), \hat{\beta}(t), u(t - \tau_u))}{\partial u(t - \tau_u)}, \quad (14) \end{aligned}$$

где  $Q(t)$  – матрица коэффициентов усиления фильтра Калмана для задачи оценивания переменных состояния  $\hat{x}(t)$  и  $\psi(t)$  динамической системы (9) – (12) с функционалом (13).

#### 4. Пример. Синтез адаптивной системы управления температурой газа

Разработанный метод был применен для синтеза адаптивной системы управления температурой газа перед турбиной трехвального ТРДД. В отклонениях от базового номинального режима состояние двигателя описывает линеаризованная модель [1]:

$$\frac{d\Delta n(t)}{dt} = A_0 \Delta n(t) + B_0 u(t) + w_0(t); \quad \Delta n = \begin{bmatrix} \Delta n_H \\ \Delta n_C \\ \Delta n_B \end{bmatrix};$$

$z(t) = C_0 \Delta n(t) + D_0 u(t); \quad z^T = [\Delta T_r \quad \Delta T_k \quad \Delta P]$ , где  $n_H(t)$ ,  $n_C(t)$  и  $n_B(t)$  – угловые скорости вращения роторов компрессоров низкого, среднего и высокого давления;

$u(t)$  – расход топлива;

$T_r(t)$  и  $T_k(t)$  – температура газа перед турбиной и за компрессором.

Температуру газа  $T_r(t)$  измеряют штатной термпарой с постоянной времени  $\tau_d = 3$  с. Необходимо перевести двигатель из режима  $\Delta n(0) = 0$  в новый установившийся режим с температурой газа

$$T_r(t_f) = T_f \pm \delta(t_f).$$

Кроме того, задан требуемый закон  $T_3(t)$  изменения температуры газа  $T_r(t)$  в процессе управления:

$$T_3(t) = \left( 1 - \exp\left(\frac{-t}{0,3}\right) \right) \cdot T_f + \delta(t).$$

При синтезе системы управления используют следующую математическую модель, которая связывает выходной сигнал термпары  $y(t)$  с управляющим воздействием (расходом топлива)  $u(t)$ :

$$\frac{dx(t)}{dt} = -\frac{x(t)}{\tau_d} + \frac{1}{\tau_d} T_r(t); \quad x(0) = 0 \pm \delta x; \quad (15)$$

$$T_r(t) = \beta(t) \cdot u(t) + w(t); \quad y(t) = x(t) + \xi(t), \quad (16)$$

где  $0 < \beta(t) \leq b$  – неизвестная чувствительность температуры газа к изменению расхода топлива;

$|w(t)| \leq w_*$  – неизвестная погрешность математической модели (15), (16);

$$0 \leq u(t) \leq \left( 1 - \exp\left(\frac{-t}{0,15}\right) \right) \cdot u_*.$$

Расход топлива формируют с помощью алгоритма (9), (14).

Эффективность адаптивной системы управления температурой газа проверена имитационным моделированием. При моделировании использовалась линеаризованная модель ТРДД, полученная в разделах 4.6.2 – 4.6.4 монографии [1]. Вектор возмущающих воздействий  $w_0(t)$  формировали с помощью случайных функций, гармонических функций и их комбинаций. Были реализованы шесть режимов работы двигателя с матрицами параметров  $A_k$ ,  $B_k$ ,  $C_k$  и  $D_k$  его модели в режиме с номером  $k$  (числовые значения этих матриц приведены в [1]).

Адаптивная система управления (9), (14), (15) – (17) оказалась нечувствительной к возмущающим воздействиям  $w_0(t)$  и имеет практически одинаковые динамические характеристики в различных режимах работы двигателя (при существенном изменении параметров – матриц  $A_k$ ,  $B_k$ ,  $C_k$  и  $D_k$ ). Система управления астатическая, так как реализует алгоритмы ПИД-регулирования управляющего воздействия и оценок переменных состояния ОУ.

На рис. 1, 2 и 3 изображены графики переходных процессов в замкнутой системе управления с адаптивным регулятором температуры газа.

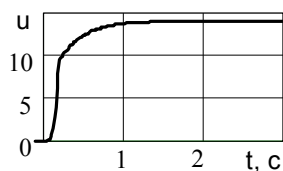


Рис. 1. Изменение расхода топлива

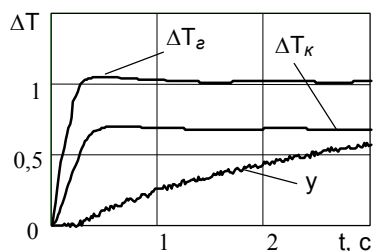


Рис. 2. Изменение температуры газа

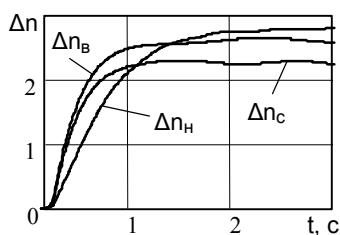


Рис. 3. Изменение угловых скоростей роторов

Время регулирования во всех режимах работы двигателя незначительно отличается от времени регулирования при ступенчатом изменении расхода топлива. При этом в ТРДД с адаптивным регулятором температуры газа нет перерегулирования температуры. ПИ-регулятор, разработанный в [1], обеспечивает близкое к оптимальному управление

только в окрестности базового режима, и если используется термопара с постоянной времени  $\tau_d = 0,03$  с.

## Заключение

Разработан метод синтеза адаптивных систем автоматического управления многомерными нелинейными объектами в условиях априорной неопределенности математического описания возмущающих воздействий и нестационарных параметров ОУ. Получены алгоритмы самонастраивающихся ПИД-регуляторов управляющих воздействий и оценок переменных состояния. Показано, что адаптивный регулятор температуры газа во всех режимах работы обеспечивает управление расходом топлива ТРДД, близкое к оптимальному управлению.

## Литература

1. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
2. Бар-Шалом Я., Ци Э. Концепции и методы стохастического управления // Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. – М.: Мир, 1980. – С. 74 – 122.
3. Граничин О.Н., Поляк Б.Т. Рандомизированные алгоритмы оценивания и оптимизации при почти произвольных помехах. – М.: Наука, 2002. – 291 с.
4. Красовский А.А. Некоторые актуальные проблемы науки управления // Изв. РАН. Теория и системы управления. – 1996. – № 6. – С. 5 – 14.
5. Гольцов А.С. Адаптивные системы автоматического управления нелинейными объектами. – Орел: Академия ФАПСи, 2001. – 156 с.

Поступила в редакцию 12.04.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.313.017

Б.П. КАЛИНИН, В.А. МАТУСЕВИЧ

Государственное предприятие «Харьковское агрегатно-конструкторское бюро»,  
Украина

### ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ВЕНТИЛЬНЫХ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ НЕСТАЦИОНАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ

Предложена эквивалентная тепловая схема вентильных электродвигателей, работающих при кратковременных и повторно-кратковременных режимах нагружения. Схема позволяет рассчитать изменения температур частей электродвигателя при различных динамических режимах. Приведены результаты расчетов и сравнение с экспериментом.

**вентильный электродвигатель, тепловой расчет, нестационарные режимы, теплообмен, обмотка статора, ротор**

Любая электрическая машина с момента её изготовления и до конца срока службы испытывает различные нестационарные тепловые воздействия, влияние которых на ресурс зависит от длительности и степени нагрева активных частей машины.

Величина ресурса электрических машин, которые эксплуатируются в режимах кратковременного и повторно-кратковременного нагружения, полностью определяется именно нестационарными процессами нагрева-охлаждения. Тем не менее очень часто при проектировании таких машин не учитывается динамика теплового состояния активных частей.

В приводах различных систем летательных аппаратов всё большее распространение получают вентильные электродвигатели с высококоэрцитивными магнитами, что обусловлено их более высокими по сравнению с другими типами электродвигателей энергомассовыми характеристиками, а также высокой надежностью [1]. Характерной особенностью конструкции вентильных электродвигателей является наличие коммутатора, устанавливаемого, как правило, на корпусе электродвигателя. Условия теплообмена различны для частей корпуса, расположенных под коммутатором и вне его.

Эквивалентная тепловая схема (ЭТС) закрытого вентильного электродвигателя, работающего в ре-

жиме нестационарного нагружения, приведена на рис. 1.

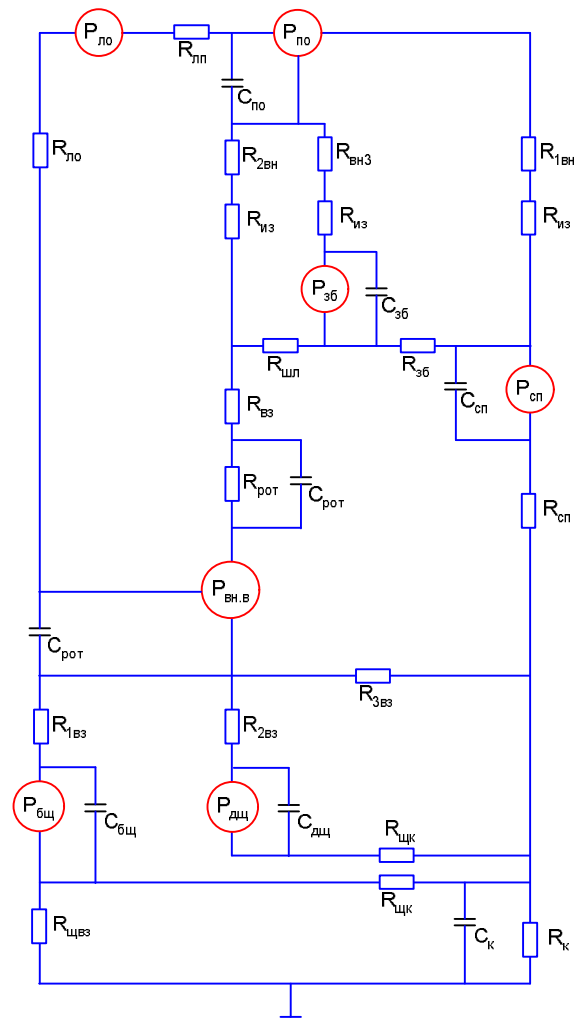


Рис. 1. Эквивалентная тепловая схема нестационарно нагруженного вентильного электродвигателя

В ЭТС включены следующие элементы:

1. Лобовая обмотка (на рис. 1 обозначена – ло).

Тепло  $P_{\text{ло}}$ , выделяющееся в лобовой обмотке, передаётся воздуху внутри электродвигателя, пазовой обмотке и идет на нагрев обмотки.

2. Пазовая обмотка (по). Тепло, выделяющееся в пазовой обмотке и пришедшее от лобовой обмотки, воспринимается сталью элементов статора и вызывает нагрев обмотки. Перенос теплоты осуществляется через внутренние термические сопротивления обмотки  $R_{\text{вн,ф}}$ ,  $R_{\text{лвн}}$ ,  $R_{\text{2вн}}$ , а также через термическое сопротивление изоляции  $R_{\text{из}}$ .

3. Зубцы статора (зб). Теплота  $P_{\text{зб}}$ , выделяющаяся в зубцах, тепло от пазовой обмотки и тепло, которым зубцы статора через воздушный зазор обмениваются с ротором через термические сопротивления  $R_{\text{кн}}$  и  $R_{\text{вз}}$ , передаётся спинке статора через термическое сопротивление  $R_{\text{зб}}$ .

4. Спинка статора (сп). В спинке статора выделяется теплота  $P_{\text{сп}}$ . Собственное тепло и тепло от пазовой обмотки и зубцов статора передается корпусу электродвигателя.

5. Корпус электродвигателя (к). Термическое сопротивление корпуса  $R_{\text{к}}$  состоит из параллельно включенных сопротивления корпуса вне коммутатора и сопротивления корпуса под коммутатором.

6. Ротор (рот). В термическое сопротивление ротора включены термические сопротивления магнитов, бандажа и втулки, а также сопротивления теплоотдачи внутреннему воздуху от роторных лопаток и поверхностей каналов ротора.

7. Подшипниковые щиты (щ). Потери в подшипниках  $P_{\text{щ}}$  и тепло, полученное от внутреннего воздуха, передаются корпусу и наружному воздуху.

8. Воздух внутри электродвигателя (вн. в). Внутренний воздух переносит внутренние вентиляционные потери  $P_{\text{вн.в}}$  и тепло от лобовых частей об-

мотки и ротора подшипниковым щитам и корпусу электродвигателя.

Тепловая инерционность элементов ЭТС определяется их теплоёмкостью  $C_i$ .

Термические сопротивления ЭТС закрытого орб-ренного вентильного электродвигателя определялись по известным методикам [2, 3, 4].

При принятых для метода эквивалентных тепловых схем допущениях тепловой баланс  $i$ -го элемента ЭТС описывается следующим уравнением:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^k \frac{T_i - T_j}{R_{i,j}(T_i, T_j)} + P_i(T_i), \quad (1)$$

где  $T_i$ ,  $C_i$  – средняя температура и теплоёмкость  $i$ -го элемента ЭТС;

$k$  – количество элементов электрической машины, участвующих в теплообмене с  $i$ -ым элементом;

$T_j$  – средняя температура  $j$ -го элемента ЭТС, обменивающегося теплом с  $i$ -ым элементом;

$R_{i,j}(T_i, T_j)$  – тепловое сопротивление;

$P_i(T_i)$  – мощность тепловыделений (потери) в  $i$ -ом элементе.

При выводе уравнений баланса тепла (1) было учтено:

- зависимость потерь в стали статора от изменяющейся во времени частоты вращения ротора;
- зависимость удельного электрического сопротивления обмотки от температуры
- термические сопротивления контактов «корпус электродвигателя – статор», «бандаж – магниты» и «магниты – втулка». зависимость величины натяга в стыках элементов электродвигателя от средних температур сопрягаемых элементов.

Определив из (1) производные по времени от средних температур, получим систему обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих нестационарное тепловое состояние электродвигателя. В матричном виде эта система может быть записана следующим образом:

$$\frac{d}{dt}T = A * T + B, \quad (2)$$

где  $T$  – вектор средних температур элементов;

$A$  – матрица коэффициентов, элементы которой определяются соответствующими термическими сопротивлениями и теплоемкостями частей электродвигателя;

$B$  – вектор свободных членов.

Для решения системы уравнений (2) может быть использован, например, метод Рунге-Кутты 4-го порядка. В результате решения получим изменение температур элементов электродвигателя при различных переходных процессах.

Были проведены расчеты электродвигателя мощностью 12 кВт, используемого в качестве привода насосной станции летательного аппарата. На рис. 2 приведен типовой цикл изменения потребляемого тока, а на рис. 3 – изменение температур лобовой и пазовой частей обмотки электродвигателя.

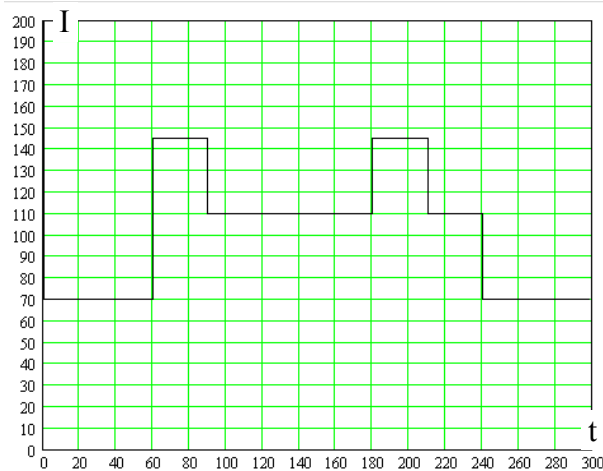


Рис. 2. Типовой цикл изменения потребляемого электродвигателем тока

Оценка адекватности математической модели производилась сравнением результатов расчетов и экспериментов (рис. 4).

Сравнение производилось по измеренным в эксперименте температурам поверхности изоляции лобовой обмотки. Отличие результатов расчетов и экспериментов не превысило 10%, что свидетельствует о приемлемой точности математической моде-

ли. Однако, наблюдается определенная закономерность в расхождении расчетов с экспериментом: при сравнительно малых нагрузках (потребляемый электродвигателем ток  $I = 40$  А) скорость роста температур в эксперименте выше, чем в расчете (рис. 4, а); при высоких нагрузках ( $I = 80$  А), напротив, скорость роста расчетных температур выше скорости роста температур, полученных в эксперименте (рис. 4, б).

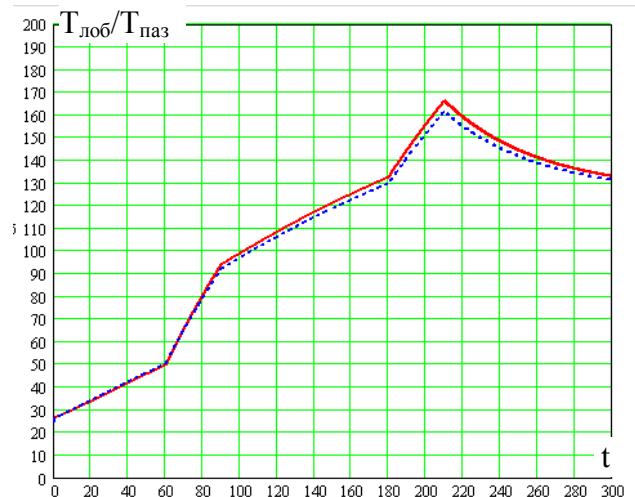
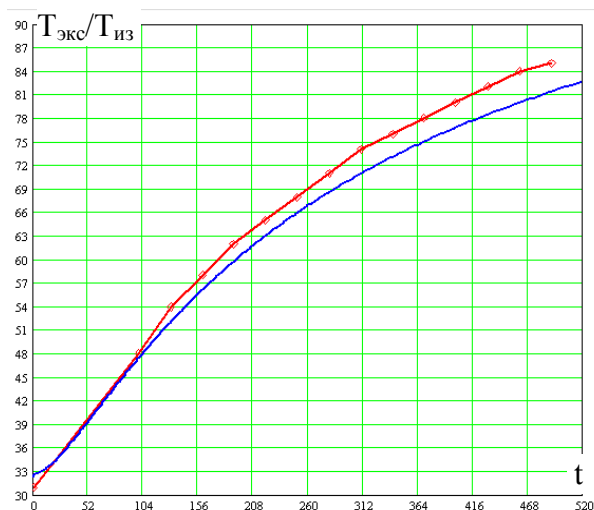


Рис. 3. Изменение температур лобовой и пазовой обмоток при отработке циклограммы

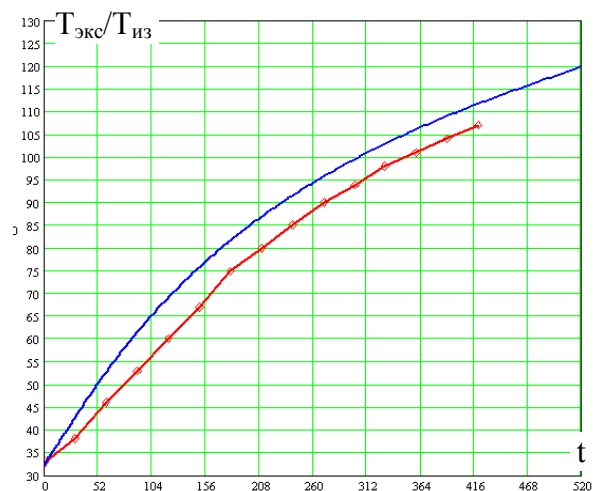
Полученные расхождения объясняются, очевидно, изменением в процессе нагрева элементов электродвигателя тепловых сопротивлений, главным образом, теплоотдачи к внутреннему и наружному воздуху. Для повышения точности математической модели необходим учет зависимости теплоотдачи от температур воздуха и теплоотдающих поверхностей, а также учет зависимости теплофизических характеристик материалов частей электродвигателя от температуры.

В принятой математической модели была учтена зависимость электрического сопротивления обмотки от температуры. Для оценки целесообразности принятого усложнения модели были проведены сравнительные расчеты, результаты которых приведены, в частности, на рис. 5. Расчет без учета изменения сопротивления обмотки и определения его по задаваемой средней температуре дает заниженные зна-

чения максимальных температур обмотки. При правильно выбранной средней температуре, по которой рассчитывается электрическое сопротивление, максимальная разница температур обмоток в проведенных по различным моделям расчетах не превысила 15 °С. Однако, как известно, такое занижение температур может существенно сказаться на сроке службы электродвигателя.



а



б

Рис. 4. Сравнение результатов расчета и эксперимента: а – потребляемый ток  $I = 40$  А; б – потребляемый ток  $I = 80$  А

Таким образом, разработана методика теплового расчета вентильных электродвигателей, работающих при кратковременных и повторно-кратковременных режимах нагружения. Методика позволяет рассчитать изменения при нестационарном

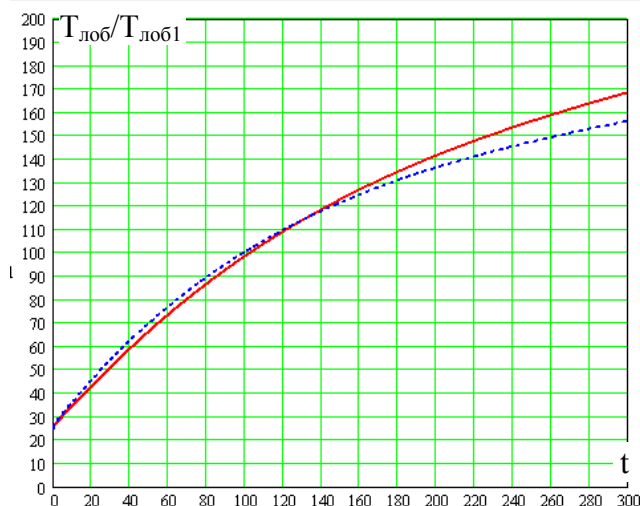


Рис. 5. Изменение температур лобовой обмотки:  $T_{\text{лоб}}$  – расчет с учетом зависимости электрического сопротивления от температуры;  $T_{\text{лоб1}}$  – расчет при постоянном электрическом сопротивлении

нагружении как средних температур обмоток, так и температур других частей электродвигателя.

## Литература

1. Ледовский А.Н. Электрические машины с высококоэрцитивными постоянными магнитами. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 168 с.
2. Борисенко А.И., Костиков О.Н., Яковлев А.И. Охлаждение промышленных машин. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 296 с.
3. Борисенко А.И., Счастливый Г.Г., Яковлев А.И. Исследование теплоотдачи в электрических машинах средней мощности // Электротехника. – 1965. – № 10. – С. 3 – 7.
4. Борисенко А.И., Данько В.Г., Яковлев А.И. Аэродинамика и теплопередача в электрических машинах. – М.: Энергия, 1974. – 560 с.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.Б. Финкельштейн, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

УДК 621.671.0015532.5.539.4

С.М. АРИНКИН, Н.М. ГОРБАЧЕВ

*Институт тепло- и массообмена Национальной академии наук Беларуси*

## САМОУСТАНОВЛИВАЮЩИЕСЯ СТЕНДЫ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ И СИСТЕМ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Представляется описание и обоснование конструкций самоустанавливающихся (самобалансирующихся) стендов для испытаний изделий и их систем авиационной и ракетно-космической техники (РКТ). Стенды позволяют проводить испытания изделий на прочность и функциональность под воздействием центробежных нагрузок и вибрации раздельно и совместно.

**самоустанавливающееся опорное устройство, наименьшее сопротивление, уводящие моменты и силы, гидромонитор, имитация реактивной тяги, перегрузка**

### Введение

Обеспечение безопасности полетов летательной техники в условиях все увеличивающихся скоростей и высот, нагрузок и перегрузок требует проведения предварительных всесторонних испытаний конструкций и систем управления в условиях, максимально приближенных к реальным в процессе эксплуатации изделий.

### 1. Формулирование проблемы

Создать конструкции испытательной техники, обеспечивающие наибольшее соответствие условиям реальной эксплуатации.

#### 1.1. Общие соотношения

Обеспечить максимально возможное соответствие уровня воздействия нагрузок, воспроизводимых на стенде, их значениям в полете – перегрузок, скоростей, температур нагрева конструкций, возможным величинам нагрузок.

### 2. Решение проблемы

Безопасное повторное создание перегрузок, скоростей движения и уровня вибрации объекта испытаний обеспечиваются созданием испытательного оборудования, где частота вращения и радиус установки объекта испытаний контролируется средствами линейных и угловых измерений. Частота враще-

ния – по числу оборотов объекта испытаний или двигателя привода, величина перегрузки – расчетом или датчиком измерителем ускорений на объекте испытаний.

### 3. Конструкция и принцип работы испытательных стендов

#### 3.1. Стенд испытаний активных действующих объектов (работающих реактивных и авиационных двигателей) переменной массы на воздействие линейных и вибрационных перегрузок

На рис. 1 представлена принципиальная конструкция этого стенда [1].

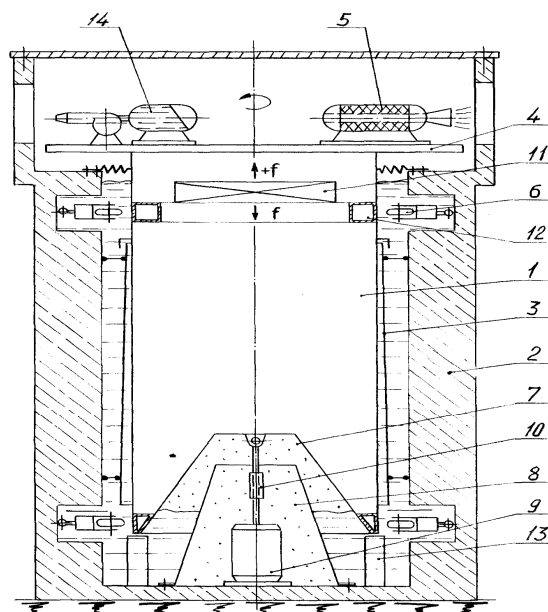


Рис. 1. Схема испытательного стенда активных объектов авиационной и РКТ переменной массы

Стенд состоит из самоустанавливающего опорного цилиндра 1, погруженного в бассейн с жидкостью 2, демпферной цилиндрической стенки 3, установленной эквидистантно цилиндру, платформы 4 для установки испытуемого объекта 5 на верхней торцевой поверхности опорного цилиндра, двух разнесенных по высоте поясов демпферных устройств 6 в виде управляемых равномерно установленных по окружности демпферных устройств – гидравлических (пневматических) силовых цилиндров с упругими колесами, контактирующими с наружными поверхностями шпангоутов опорного цилиндра, системы управления. Опорный цилиндр имеет утопленное внутрь коническое днище 7. Соосно ему на дне бассейна установлен герметичный конический цилиндр 8 с открытым верхним торцом. Внутри конического цилиндра устанавливается привод 9 стенда. Величина углубления конического днища опорного цилиндра и высота входящего в него конического цилиндра выбираются из условия, что при заполнении бассейна жидкостью образующийся между ними воздушный колокол предотвращает попадание жидкости на двигатель привода. Вал 10 привода выполнен составным изменяющимся по длине (шлицевое соединение), обеспечивающим передачу крутящего момента привода и осевое перемещение от вибратора.

Виброустройство (вибратор) 11 установлено внутри опорного поплавка на поверхности верхнего шпангоута 12.

Перед испытаниями поплавок опирается на подставку 13, размещенную на дне бассейна. Для уравнивания объекта испытаний на грузовой платформе установлен гидромонитор 14. Гидромонитор уравнивает вес объекта в исходном состоянии и в процессе испытаний, а так же реактивную тягу двигателя. Виброустройство обеспечивает заданный уровень вибрационной нагрузки объекта испытаний. Грузоподъемность рассматриваемого стенда определяет объем вытесненной по-

плавком жидкости. Восприятие разности тяг и дисбаланса масс работающих гидромонитора и объекта испытаний регулируется управляемыми силовыми возбудителями и способностью опоры к самобалансировке.

### 3.2. Стенд испытаний систем управления объектов ракетно-космической техники

Назначение стенда – обеспечить пространственное движение объектов с 5-ю степенями свободы, наименьшими величинами сопротивления и уводящих моментов от возникающих гидродинамических сил вследствие неровностей и шероховатостей опорной поверхности. Известен стенд такого назначения, представляющий сферическую оболочку диаметром пять метров, поддерживаемую на весу потоком воздуха над полусферической чашей основания стенда. Поток воздуха движется в зазоре между ними со скоростью до 15 м/с и создает переменное по потоку избыточное давление величиной  $(0,02 - 0,04) \text{ кг/см}^2$ .

На рис. 2 представлена принципиальная конструкция самобалансирующего стенда [2].

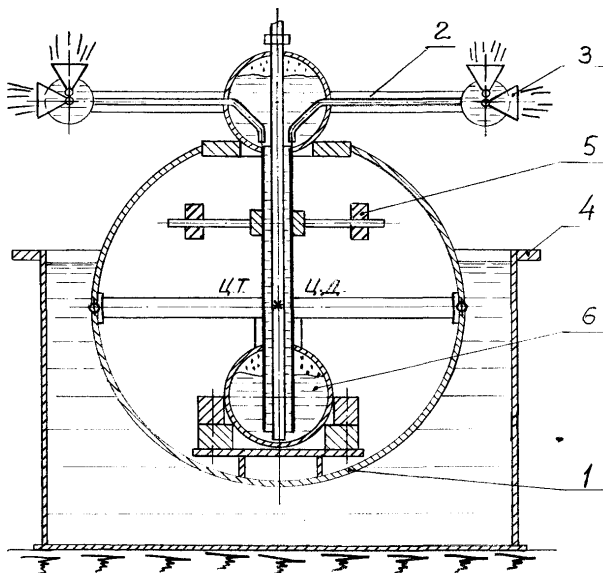


Рис. 2. Схема стенда испытаний систем управления и ориентации авиационной и РКТ

Представляемая на рис. 2 конструкция стенда включает сферическую оболочку 1 с грузовой

платформой 2, на которой устанавливается испытуемая система 3. Сферическая оболочка погружена в бассейн 4, заполненный жидкостью. На грузовой платформе 2 и внутри сферы 1 монтируются механические 5 и гидравлические 6 системы уравновешивания. Эти системы обеспечивают совмещение в центре сферы центров тяжести и давления на подвижную систему в целом. Грузоподъемность рассматриваемого стенда обеспечивается объемом и плотностью жидкости, вытесняемой сферой при ее погружении в бассейн.

При равных с газодинамическим стендом габаритах опорных сфер величины сопротивления движению и степень влияния возмущающих факторов (шероховатость, выемки поверхности, локальные несовершенства формы) в каждом из стендов будут определяться гидромеханикой процесса их вывешивания. Вес испытуемой системы управления принимается равным 5 тонн. Угловая скорость движения опоры не превышает 0,2 м/с.

Отличием рассматриваемых способов вывешивания является гидромеханика процессов. В газодинамическом способе вывешивания имеет место обтекание сферы и грузовой платформы с испытуемой системой потоком воздуха в ограниченном зазоре между подвижной опорой и основанием.

В гидростатической опоре происходит медленное (ползущее) перемещение вывешенной системы в неограниченном объеме жидкости.

Согласно [3] сопротивление отдельных элементов шероховатости поверхности тела в зависимости от типа обтекания и площади поперечного сечения выступающих элементов (площадь наибольшего поперечного сечения) различной формы и высоты может изменяться в (1,5 – 3) раза. В значительной мере это зависит от толщины пограничного слоя обтекающей среды, а механика течения отличается в зависимости от среды и типа обтекания – течение жидкости или газа в ограниченном или неограниченном объеме.

Принимая единое значение допустимой величины относительной шероховатости, можно провести оценку ее влияния в рассматриваемых типах стендов в зависимости от числа Рейнольдса.

Критическая величина шероховатости при ламинарном течении (ползущее обтекание) значительно выше, чем при турбулентном ( $Re > 3 \times 10^5$ ). Следовательно, в стенде на сферической гидроопоре влияние неровностей обработки поверхности существенно меньше, чем в стенде обдуваемом потоком воздуха. Тем более, что скорости движения сфер и среды обтекания отличаются в сотни раз. Учитывая, что плотность потока воздуха зависит от степени его сжатия, можно ожидать еще большего различия степени влияния одинаковых возмущений на величину возникающих сил и уводящих моментов для рассмотренных типов опор.

### 3.3. Стенд испытаний изделий на действие центробежных нагрузок

Стенд может быть использован для испытаний изделий массой от единиц до десятков тонн со значительным дисбалансом, возникающим в процессе испытаний.

На рис. 3 представлена принципиальная схема стенда [4].

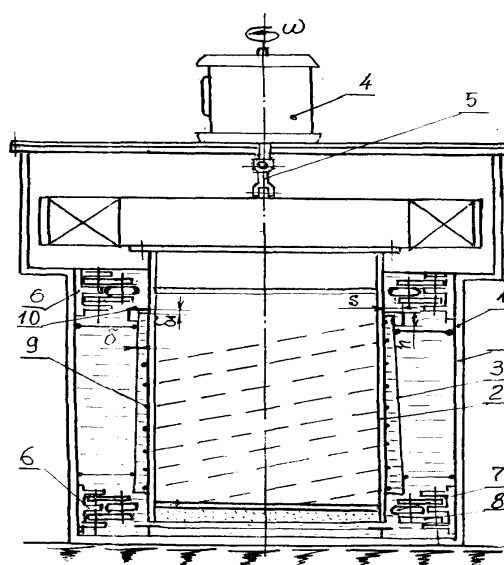


Рис. 3. Схема стенда испытаний объектов авиационной и РКТ и их систем на действие инерционных сил

Стенд состоит из корпуса 1 (бассейна), заполняемого жидкостью, размещенный внутри него цилиндрический опорный поплавок 2, служащий для установки на торце платформы крепления объектов испытаний, демпфирующее устройство 3 в виде слабokonической цилиндрической обечайки, установленной с зазором коаксиально опорному поплавку, связанной со стенкой и дном корпуса, электрический двигатель 4 с гибким приводным валом 5 и двух демпфирующих поясов 6.

Каждый демпферный пояс включает равномерно размещенные по окружности колеса 7 с упругими шинами, связанные между собой при помощи шарнирно закрепленных на стенке корпуса коромысел 8. Кинематическая связь колес между собой выполнена так, что обеспечивается одновременное радиальное перемещение их в зазоре между обечайкой и опорным поплавком. Приводной вал 5 состоит по длине из звеньев, связанных горизонтальными осями, расположенными по окружности под равными углами.

На наружной поверхности опорного поплавка смонтирована спираль 9, обеспечивающая осевое перемещение потока жидкости внутри зазора при вращении ротора, а так же кольцевой диск 10 с отбортовкой, обращенной к дну корпуса, образующий с торцом слабokonической обечайки дроссель 7 жидкости в зазоре. Спираль и дроссель создают в зазоре радиальноосевой поток жидкости, обеспечивающий демпфирование вращающейся системы. Повышение демпфирования обеспечивается соответствующим выбором размеров дросселирующего канала

$$S > 2\delta + \delta_{\text{ст}}; h > (1,5 - 2)\delta_1; \delta_1 < (0,5 - 1)\delta,$$

где  $S$  – ширина диска отбортовки;

$\delta$  – величина зазора между стенками;

$\delta_{\text{ст}}$  – толщина стенки;

$\delta_1$  – величины зазора между диском отбортовки и торцом демпферной стенки.

Многозвенность и шарнирное соединение звеньев приводного вала обеспечивают подвижность привода в горизонтальной плоскости.

Площадь проходного сечения между торцом слабokonической обечайки и кольцевого диска выполняется меньшим, чем в зазоре между поплавком и демпферной стенкой. Это обеспечивает повышение давления в зазоре между ними и эффективность демпфирования роторной системы. Кинематика связи элементов демпферных поясов создает одновременный многоточечный контакт опорного поплавка с колесами. Получается упругое ограничение радиального перемещения роторной системы в зазоре, предотвращающее контакт с демпферной стенкой. За счет объемов опорного поплавка и корпуса его погружения обеспечивается возможность создания испытательных стендов неограниченной грузоподъемности и требуемой интенсивности центробежного поля. Сравнительные расчетно-теоретические исследования [5] показали, что по энергетике эффективность таких стендов по сравнению с известными увеличивается с увеличением их грузоподъемности.

### 3.4. Центробежный стенд двухсторонней пропитки труднопроницаемых образцов материалов

На рис. 4 представлена принципиальная схема стенда [6].

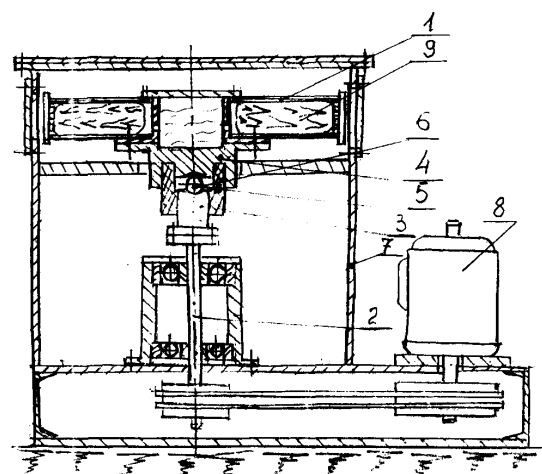


Рис. 4. Схема стенда испытаний объектов авиационной и РКТ на воздействие интенсивных инерционных сил

Стенд включает самобалансирующийся центробежный привод, дисковую камеру 1 с радиальным размещением образцов, соединенную с центральной камерой для заливки пропитывающей жидкости, связанной радиальными каналами с камерами пропитки.

Центробежный привод представляет вертикальный вал 2 в подшипниках качения и узел крепления 3 к дисковой камере 1. Узел крепления включает фланцевую цилиндрическую опорную втулку 4 с внутренней упругой манжетой 5, в которую входит вал привода, на конце которого в сферической выемке установлен шарик 6. Привод и плита размещены по оси цилиндрического корпуса 7 с торцевой крышкой. Манжета с шарниром и валом образуют упругую сходящую пару, обеспечивающую радиальное и угловое смещение диска с образцами. Вал через опорный узел с подшипниками качения выходит из корпуса и посредством клиноременной передачи связан с валом электрического двигателя 8 привода. После укладки образцов 9 в радиальные камеры, их герметизации, заливки в центральную камеру пропитывающего состава до полного заполнения камер пропитки, включают питание привода и доводят роторную систему до установленной частоты вращения.

Дисбалансы пропитываемых образцов в исходном состоянии и в процессе пропитки компенсируются упругой связью заполненного диска с валом привода, позволяющей диску устанавливаться в нейтральное положение – соответствующее самобалансировке вращающейся системы. Прочный корпус обеспечивает полную локализацию аварийных пусков. Стенд позволяет раскручивать роторную систему до частот, при которых в пропитывающих камерах возникает давление от десятков до сотен атмосфер и реализуется всесторонняя центробежная пропитка образцов материала. На нем же возможно центробежное обезвоживание (сушка), а также испытания изделий на действие

центробежных перегрузок интенсивностью сотен и тысяч единиц.

### 3.5. Вибростенд для проведения динамических испытаний тяжелых крупногабаритных изделий авиационной и РКТ

Стенд создан на основе самоустанавливающейся гидростатической поплавковой опоры вывешивания и балансировки испытуемой системы.

Упругие опоры поплавкового типа характеризуются низкой динамической жесткостью в широком диапазоне частот. Это позволяет создать эффективную дополнительную подвеску рабочих столов, вибровозбудителей при испытаниях тяжелых, динамически сложных изделий, таких, например, как двигатели летательных аппаратов. Собственно подвеска современных электродинамических и электрогидравлических вибровозбудителей имеет ограниченную несущую способность до 10000 Н.

На рис. 5 приведена конструкционная схема испытательного стенда.

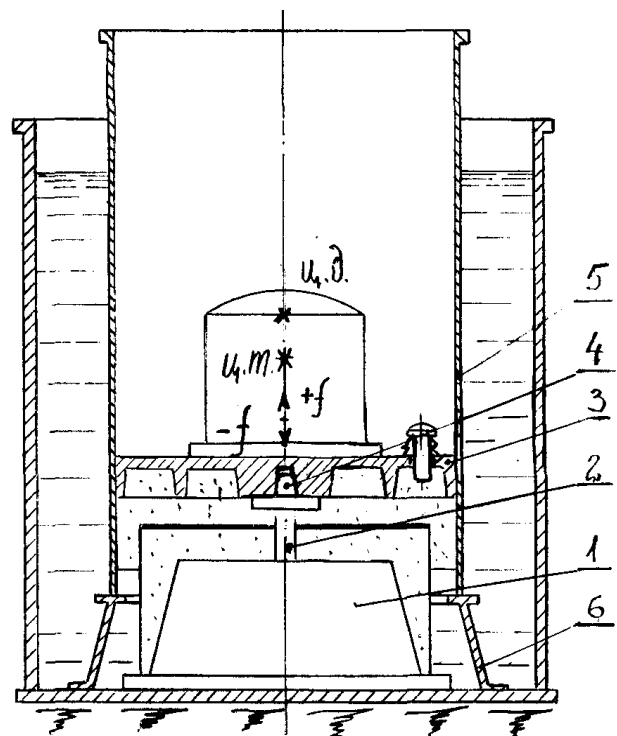


Рис. 5. Схема стенда вибрационных испытаний объектов авиационной и РКТ

Проведение динамических испытаний изделий «в сборе» требует комплексного проектирования системы их вывешивания, включающей корпус вибровозбудителя 1, подвеску 2, стол 3, переходное устройство 4, дополнительную подвеску 5, основание 6.

Подвеска представляет собой так называемую систему вывешивания. В качестве ее в большинстве случаев используются резиновые жгуты, механические пружины и РКО (пневмоэлементы). Волновые явления в этих элементах снижают точность воспроизведения заданных режимов в среднем диапазоне частот. Для снижения паразитных поперечных вибраций требуется введение дополнительных направляющих и балансирующих устройств. В значительной мере этих недостатков лишена поплавок-вая опора, имеющая низкую жесткость и значительное поперечное демпфирование.

Конструкция системы состоит из переходного устройства типа «воздушный колокол», испытуемого изделия на плаву в специальном цилиндрическом корпусе или в бассейне. В нижней, воздушной части колокола, переходное устройство соединено со столом вибровозбудителя. Роль упругого элемента выполняет воздушная подушка поплавок, боковая поверхность которого служит демпфером поперечных колебаний. На «плаву» перед соединением с вибровозбудителем производится статическая балансировка изделия с переходником и системой испытаний. В зависимости от вида конструкции вывешивающего устройства – поплавок, полые цилиндр или прямоугольная герметичная емкость можно создать не только стенд виброиспытаний, но и технологическую систему формования различных изделий из бетона и других материалов.

## Заключение

Представлено описание принципов создания и типовые конструкции стендов (систем) наземных испытаний изделий авиационной и ракетно-космической техники, позволяющих проводить наземную отработку изделий в условиях, максимально приближенных к действию нагрузок в реальных условиях полета.

## Литература

1. Стенд для испытаний активных объектов переменной массы. Авторское свидетельство № 1708055.
2. Стенд испытаний систем управления РКТ. Патент № 2031384.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1969. – 320 с.
4. Стенд испытаний изделий на действие центробежных нагрузок к вибрации. Патенты: № 1777963, № 1839640, № 2049565, № 2089297.
5. Марцинковский В.А. Гидродинамика и прочность центробежных насосов. – М.: Машиностроение, 1970. – 284 с.
6. Центробежный стенд всесторонней пропитки труднопроницаемых образцов материалов. Патент № 2052300.
7. Стенд вибродинамических испытаний изделий РКТ и авиационной техники. Патент № 1690461.

*Поступила в редакцию 17.05.2004*

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 621.452.001.57

**А.Н. ХУСТОЧКА**

*Государственное предприятие “Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” имени академика А.Г. Ивченко, Украина*

## **ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25ТЛ ПРИ ЕГО МОДЕРНИЗАЦИИ**

Представлены результаты идентификации поэлементной математической модели ТРДД АИ-25ТЛ и ее использование в процессе модернизации двигателя. Идентификация матмодели выполнялась по результатам испытаний двигателя с применением численных методов поиска оптимальных решений.

**варьируемые параметры, высотно-скоростные характеристики, газотурбинный двигатель, идентификация, коэффициенты моделирования, математическая модель, невязки**

### **Введение**

ТРДД АИ-25ТЛ широко эксплуатируется в 37 странах мира на учебно-тренировочном самолете L-39C, его учебно-боевых модификациях L-39ZO, L-39ZA и УТС К-8J (КНР). Двигатель прошел ГСИ и с 1973 г. серийно производится на ОАО «Мотор Сич». Около 3 тысяч двигателей находятся в эксплуатации, общий налет которых в настоящее время составляет 6,5 млн. часов. После начала серийного производства были достигнуты высокие показатели надежности и ресурса. В связи с модернизацией ВВС Украины самолетов L-39C, была поставлена задача продления жизненного цикла двигателя путем улучшения его характеристик.

### **1. Цель исследования**

Высотно-скоростные характеристики двигателя в широком диапазоне условий были определены в термобарокамере ЦИАМ [1]. По результатам испытаний в ТБК была разработана программа расчета ВСХ в виде ММ «нулевого» уровня – базовая дросельная характеристика с поправками на влияние числа  $Re$ ,  $M$ , температуры окружающей среды, отборов воздуха и мощности и др.

В процессе экспериментально-доводочных работ были определены характеристики основных узлов

двигателя. На основе этих материалов была создана поэлементная математическая модель (ММ), соответствующая уровню вычислительной техники и программного обеспечения 70-х годов. Модель с определенной степенью точности отражала физические процессы, реализованные в объекте, но рассчитанные по ней параметры отличались от реальных. Параметрическая идентификация ММ не была завершена.

Для оценки возможности форсирования параметров двигателя и выбора направления ОКР понадобилась адекватная ММ. В первую очередь был несколько повышен уровень сложности ММ: учтены влияния числа  $Re$ , теплоемкости рабочего тела. Но основная задача заключалась в идентификации ММ по экспериментальным данным.

### **2. Метод решения задачи**

Для решения поставленной задачи понадобилось выбрать:

- структуру модели;
- критерии адекватности модели;
- варьируемые параметры для корректировки модели.

Была принята модульная структура ММ первого уровня [2], включающие следующие модули: вход-

ное устройство; компрессоры НД, ВД; камеру сгорания; турбины ВД, НД; камеру смешения и выхлопную систему; переходные каналы и наружный контур; систему отборов и подводов воздуха на двигательные нужды; систему отбора воздуха и мощности на самолетные нужды. Методической основой послужили работы [2, 3] и собственные разработки [4].

В качестве критериев адекватности выбраны параметры: расход топлива  $G_T$ , импульс тяги  $J_C$ , давление за компрессором  $P^*_{КВД}$ , расход воздуха  $G_{ВЭ}$ , температура газов перед турбиной  $T^*_Г$ , частота вращения ротора низкого давления  $n_{НД}$ .

В качестве варьируемых параметров (независимых переменных) приняты:

1) Коэффициенты моделирования характеристик узлов двигателя:

КНД:  $K\eta_{КНД}$ ;  $KG_{КНД}$ ;  $Kn_{КНД}$ ;

КВД:  $K\eta_{КВД}$ ;  $KG_{КВД}$ ;  $Kn_{КВД}$ ;

камеры сгорания:  $K\sigma_{КС}$ ;

ТВД:  $K\eta_{ТВД}$ ;  $KA_{ТВД}$ ;  $Kn_{ТВД}$ ;

ТВД:  $K\eta_{ТНД}$ ;  $KA_{ТНД}$ ;  $Kn_{ТНД}$ .

2) Площади сопел наружного, внутреннего контура и камеры смешения:  $F_{C1}$ ;  $F_{C2}$ ;  $F_{CЭ}$ .

3) Коэффициенты скорости и потерь давления сопел и камеры смешения:  $\Phi_{C1}$ ;  $\sigma_{CM}$ ;  $\Phi_{CЭ}$ .

Идентификация ММ по экспериментальным данным заключается в минимизации функции цели, которая представляет собой невязку между одноименными параметрами, рассчитанным по ММ и экспериментальным характеристикам двигателя:

$$\delta_{\Pi}(X) = |P_{расч}(X) - P_{эсп}|; \quad (1)$$

$$\Phi[\delta_{\Pi}(X^*)] = \min \Phi[\delta_{\Pi}(X)], \quad (2)$$

где  $\Pi$  – параметр двигателя;

$\delta_{\Pi}$  – невязка по параметру  $\Pi$ ;

$\Phi$  – функция цели;

$X$  – вектор варьируемых параметров;

$X^*$  – вектор оптимальных параметров.

В качестве функции цели при решении задачи оптимизации может быть выбрана одна из невязок по любому критерию идентификации, либо сумма всех невязок. Любая из этих 7-ми составляющих в процессе решения задачи может быть объявлена функцией цели. При этом на остальные критерии идентификации накладываются ограничения, определяемые практически допустимым диапазоном их изменения. Для  $G_T$ ,  $J_C$ ,  $n_{НД}$  диапазон ограничений задавался в пределах  $\pm 0,25 - 0,5\%$ , а для  $P^*_{КВД}$ ,  $G_{ВЭ}$ ,  $T^*_Г$  в пределах:  $\pm 0,5 - 1\%$ . Для 19-ти варьируемых параметров также назначался диапазон допустимого изменения  $\pm 2 - 5\%$ .

Задача решается с использованием методов нелинейного программирования в рамках модельно-программного комплекса многоцелевой и многоуровневой оптимизации, разработанного в ИП-Маш им. А.Н. Подгорного НАН Украины [5], который обеспечивает реализацию задачи условной оптимизации в едином информационном пространстве в совокупности с ММ двигателя, отражающей режимные факторы его функционирования. Отличительной особенностью созданного метода идентификации моделей ГТД является решение задачи без каких-либо преобразований ММ, т.е. расчет критериев оптимизации и идентификации, параметров и характеристик двигателя ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании [6].

### 3. Результаты численного исследования

Идентификация ММ была выполнена в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$ ;  $H = 6000$  м,  $M = 0,5$  и  $H = 10000$  м и  $M = 0,85$  для режимов от 0,4 Ном. до Макс. В качестве экспериментальных характеристик использовались обработанные измеренные параметры двигателя, представленные специальной программой расчета ВСХ. Привязка режимов ММ и

экспериментальных характеристик осуществлялась по  $P_{вд}$  – параметру регулирования в системе автоматического управления. Результаты расчетов в автоматизированном режиме передавались в подсистему оптимизации, где, по заданным в процентном отношении допустимым отклонениям контролируемых величин от экспериментальных, определялся допустимый диапазон изменения критериев идентификации. Далее, после расчета по ММ, определялись невязки между одноименными параметрами.

Для каждого из режимов рассмотрены семь вариантов решения задачи по приведенным выше, критериям оптимизации. Для каждого из этих вариантов расчет выполнялся из нескольких начальных точек в пределах заданного диапазона, а также варьировался диапазон ограничений на критерии идентификации.

Поскольку идентификация осуществлялась во всем поле характеристик компрессора и турбины, то в результате были получены наборы коэффициентов моделирования, им соответствующие. Анализ полученных результатов вариантов идентификации позволил уточнить диапазон изменения варьируемых параметров. Так как, в результате идентификации, получился набор множества характеристик модулей, то выполнялась их аппроксимация, и вырабатывались единые характеристики модулей. После чего в ММ заменялись характеристики компрессора, турбины и других узлов на скорректированные. Далее в тех же условиях выполнялись расчеты по уточненной идентифицированной математической модели. Сопоставление основных параметров по экспериментальным ВСХ с идентифицированной математической моделью представлено на рис. 1, 2. Следует отметить, что исходная ММ давала существенное отклонение от экспериментальных данных, а результаты, полученные по идентифицированной математической модели, совпадают в пределах 2%.

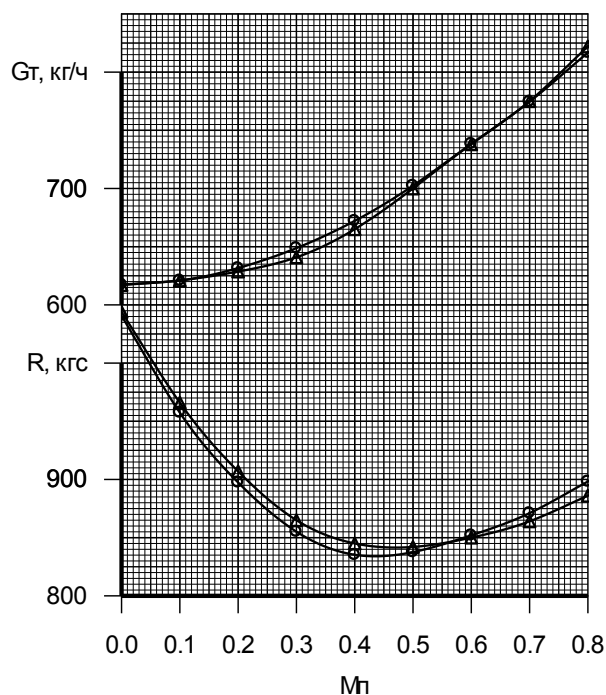


Рис. 1. Скоростная характеристика двигателя АИ-25ТЛ;  $H = 5000$  м:

○ – экспериментальные ВСХ;  
 △ – математическая модель

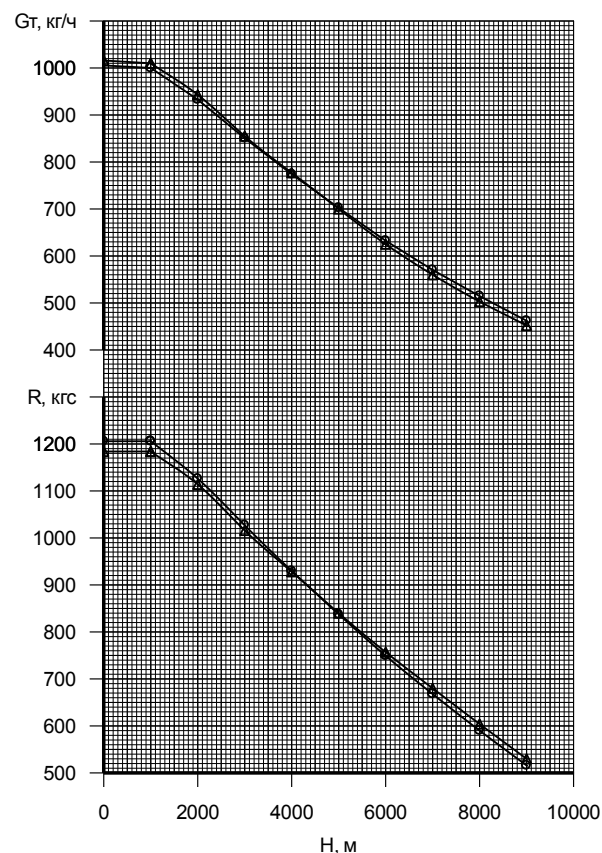


Рис. 2. Высотная характеристика двигателя АИ-25ТЛ;  $M_n = 0,5$ :

○ – экспериментальные ВСХ;  
 △ – математическая модель

## Выводы

По результатам идентификации разработана математическая модель двигателя, описывающая характеристики двигателя во всем диапазоне условий эксплуатации самолета и режимов работы двигателя. Проведенные по ней численные исследования показали возможность увеличения тяги двигателя без превышения максимально-допустимых значений температуры газов и частот вращения роторов.

Последующие стендовые и летные испытания полностью подтвердили расчетные характеристики двигателя, а, следовательно, и адекватность полученной математической модели. В условиях  $H = 0$ ,  $M_p = 0$ , МСА тяга увеличена с 1720 кгс до 1850 кгс (на 7,5%), что эквивалентно обеспечению тяги 1720 кгс при  $t_n = +30^\circ\text{C}$ . В полете при  $H = 0$ ;  $M_p = 0,6$ ;  $t_n = +30^\circ\text{C}$  тяга увеличена с 1100 кгс до 1250 кгс (на 13,6%).

На основании проведенных расчетов было выполнено обоснование продления жизненного цикла серийного двигателя АИ-25ТЛ, получившего наименование АИ-25ТЛШ, для модернизированного самолета L-39U ВВС Украины [7]. Применение двигателя АИ-25ТЛШ позволит улучшить маневренные и взлетные характеристики самолета, увеличить максимальный взлетный вес, повысить безопасность маневров и полетов у естественных преград, повысить эффективность обучения летного состава.

Дальнейшее совершенствование представленной методологии будет проводиться по следующим направлениям: структурное усложнение объекта идентификации; расширение номенклатуры критериев идентификации и корректируемых параметров; совершенствование математического аппарата (например, применение теории нечетких множеств).

## Литература

1. Экспериментально-расчетные высотно-скоростные характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя АИ-25ТЛ (ред. 1). – Запорожье : ЗМКБ «Прогресс», 1972. – 32 с.
2. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. – М.: ЦИАМ. – 1979. – № 832. – С. 3 – 4.
3. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / Епифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.Н., Грабовский Г.Г., Дюков В.А., Кузьменко С.А., Рюмшин Н.А., Самецкий А.А. – К.: Техніка, 1998. – С. 8 – 18.
4. Муравченко О.Ф., Хусточка А.Н. Поэлементная математическая модель турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – Вып. 6 (41). – С. 61 – 64.
5. Тарелин А.А., Антипцев Ю.П., Аннопольская И.Е. Основы теории и методы создания оптимальной последней ступени паровых турбин. – Х.: Контраст, 2001. – С. 132 – 138.
6. Муравченко О.Ф., Хусточка А.Н., Антипцев Ю.П., Аннопольская И.Е., Паршин В.В. Идентификация математической модели ГТД методами нелинейного программирования // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Сб. научн. тр. – Х.: ИПМаш НАН Украины, 2003. – Т. 1. – С. 59 – 61.
7. Денисюк В.М., Хусточка О.М. Обґрунтування та результати модернізації двигуна АИ-25ТЛ для літака Л-39У ВПС України // Зб. наук. пр. – К.: НЦ ВПС ЗС України. – 2003. – Вип. 6. – С. 278 – 283.

*Поступила в редакцию 25.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук, А.Я. Качан, открытое акционерное общество “Мотор Сич”, Запорожье.

УДК 621.438-762

**Ю.А. ЗЕЛЁНЫЙ, Ю.А. ФОКИН, О.А. ПЕТРОВА**

*Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. ак. А.Г. Ивченко, Украина*

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СТАТОРНЫХ УПЛОТНЕНИЙ**

Рассмотрены результаты экспериментов по оценке расходных характеристик и эффективности статорных уплотнений. Получены количественная оценка утечек через уплотнения и рекомендации по их применению при конструировании узлов ГТД.

**модель уплотнения, продувки, утечки, параметр расхода, коэффициент расхода, сектора лопаток, стыки, установка, расходомер, эффективность уплотнения**

### **Введение**

Создание экономичных, высокотемпературных газотурбинных двигателей (ГТД), обладающих высокой надежностью и ресурсом требует разработки эффективных и экономичных систем охлаждения элементов турбины.

При этом, наиболее сложной задачей является обеспечение надежной работы сопловых, рабочих лопаток и проставок над венцами рабочих лопаток, которые подвержены непосредственному воздействию газового потока и механическим нагрузкам. Поэтому актуальным является вопрос рационального использования охлаждающего воздуха, поскольку, чем выше его относительный расход, тем меньше преимуществ от повышения температуры газа перед турбиной.

### **1. Концепция исследований**

В конструкции турбин, чаще всего применяются не сплошные литые сопловые аппараты (СА), а сектора, объединяющие от двух до четырех спаяных между собой лопаток, между которыми есть стык, а следовательно и зазор, через который существуют паразитные утечки. Уменьшение зазора до технологически выполнимого минимума полностью не решает проблему, поскольку может привести к дефектам и поломкам из-за термических напряжений, связанных с различными темпами прогрева сопрягае-

мых узлов, тем не менее, стремиться к такой минимизации необходимо, но не во вред работоспособности. Утечки существуют всегда и необходимо предпринимать меры к их минимизации и правильному выбору монтажных зазоров. Такие же требования выдвигаются и к разрезным охлаждаемым (и неохлаждаемым) проставкам над венцами рабочих лопаток.

Анализ подобных утечек на выполненных конструкциях показывает, что величина относительных утечек (отношение расхода на утечки, и расхода на охлаждение узла могут составлять от 10 до 30%, а в некоторых случаях, в зависимости от конструкции, и выше. Наличие утечек отрицательно сказывается на к.п.д и параметрах двигателя. Поэтому конструкторами прилагаются значительные усилия для максимального их снижения.

### **2. Содержание и результаты исследований**

Наиболее простым и достаточно эффективным решением проблемы уплотнений, является поставка пластин в специальные пазы, выполненные в торцах стыков лопаток или проставок.

В настоящей работе приведены результаты продувок на специальной установке моделей стыков. Схема установки и модели стыка представлены на рис. 1.

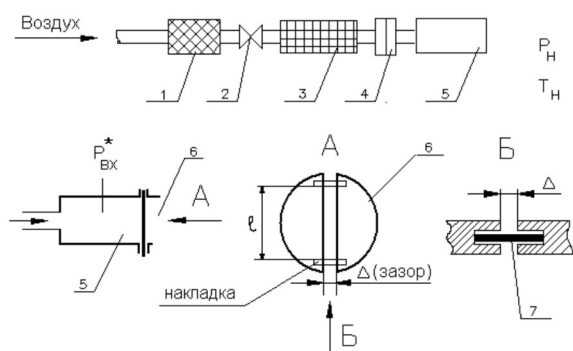


Рис. 1. Схема установки для продувки моделей уплотнений: 1 – влагомаслоотделитель; 2 – кран дроссельный; 3 – фильтр; 4 – мерное устройство; 5 – приспособление; 6 – модель уплотнения; 7 – уплотнительная пластина

Модель представляет собой разрезанный на две равные части сплошной диск, у которого в месте разреза выполнены специальные пазы для пластин.

Модель собрана с определенным монтажным зазором по стыку (фиксация обеих половин – накладками из фольги, приваренными конденсаторной сваркой), устанавливается в приспособление, исключающее возможность каких бы то ни было перетеканий воздуха как по торцу диска, так и по его цилиндрической поверхности. Размеры проточной части модели (длина щели и зазор между половинками диска) перед испытаниями обмерялись.

Испытание модели заключалось в снятии ее дроссельной характеристики в диапазоне  $1,05 \leq \pi \leq 2,2$  (выхлоп из модели производился в атмосферу) для определения ее параметра расхода  $\bar{G} = f(\pi)$  и коэффициента расхода  $\mu = f(\pi)$  в виде:

$$\bar{G} = \frac{G \cdot \sqrt{T_H}}{P_{ВХ}^*}; \quad (1)$$

$$\pi = \frac{P_{ВХ}^*}{P_H}; \quad (2)$$

$$\mu = \frac{\bar{G}}{0,3965 \cdot F \cdot q(\lambda)}; \quad (3)$$

$$\pi(\lambda) = \frac{P_H}{P_{ВХ}^*};$$

при  $\pi(\lambda) \leq 0,528$  принято  $q(\lambda) = 1,0$ ,

где  $\bar{G}$  – параметр расхода,  $\text{см}^2 \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \text{с}^{-1}$ ;

$G$  – физический расход через уплотнение,  $\text{кг/с}$ ;

$T_H$  – температура воздуха,  $\text{К}$ ;

$F = \ell \cdot \Delta$  – площадь проходного сечения,  $\text{м}^2$ ;

$P_{ВХ}^*$  – полное давление перед уплотнением,  $\text{кгс/см}^2$ ;

$P_H$  – атмосферное давление,  $\text{кгс/см}^2$ ;

$q(\lambda)$ ,  $\pi(\lambda)$  – газодинамические функции.

Исследованию подвергались два уплотнения с различными монтажными зазорами в стыке ( $\Delta$ ):

Модель А  $\Delta = 0,35 \dots 0,36 \text{ мм}$ ;

Модель Б  $\Delta = 0,18 \dots 0,23 \text{ мм}$ ,

при установленных одной, двух и трех пластин в одном пазу, а также без уплотнительных пластин

Результаты этих продувок приведены на рис.2.

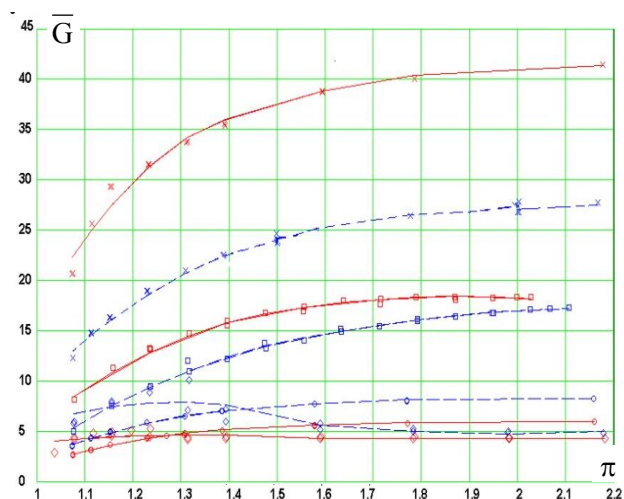


Рис. 2. Результаты продувок моделей уплотнений:

модель А ——— заякор  $\Delta = 0,35 \dots 0,36 \text{ мм}$ ;

модель Б - - - - - заякор  $\Delta = 0,18 \dots 0,23 \text{ мм}$ ;

x – без уплотнительных пластин;

□ – с одной пластиной;

○ – с двумя пластинами;

◇ – с тремя пластинами

По результатам этих продувок можно сделать следующие выводы:

1. Постановка в паз одной пластины снижает расход воздуха через модель, по сравнению с моделью без уплотнительных пластин (в зависимости от зазора), приблизительно в 1,6...2,2 раза.

2. Постановка двух пластин в один паз снижает расход через модель уплотнения приблизительно в 3,4...6,3 раза.

3. Постановка в один паз трех пластин снижает расход через уплотнение в 5,4...9 раз.

Зависимость коэффициента расхода  $\mu$ , посчитанного по замеренному зазору в стыке уплотнения, от отношения давлений на уплотнении  $\pi$  представлена на рис. 3.

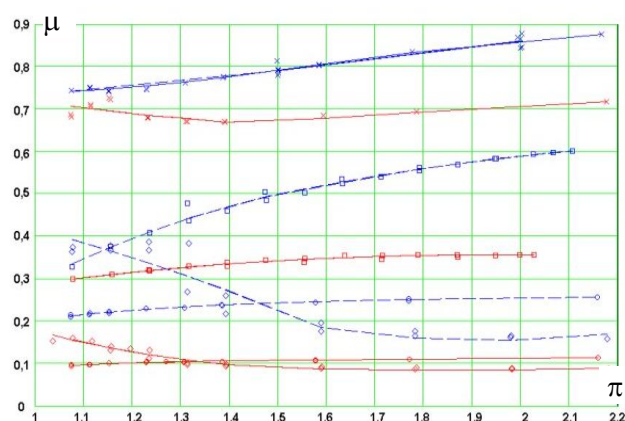


Рис. 3. Коэффициент расхода модели уплотнения: модель А — зазор  $\Delta = 0,35...0,36$  мм; модель Б — зазор  $\Delta = 0,18...0,23$  мм; х — без уплотнительных пластин; □ — с одной пластиной; ○ — с двумя пластинами; ◇ — с тремя пластинами

При реальной сборке узла и в процессе его работы положение пластин в пазу может изменяться (изменяется зазор между пластинами и стыком от зазора до натяга, положение и форма самой пластины), что может приводить к изменению пропускной способности уплотнения.

Для исследования степени влияния указанных факторов, дополнительно были изготовлены три вида уплотнений, геометрические размеры которых соответствуют уплотнениям на лопатках СА трех двигателей, разработанных на предприятии. Продувки этих уплотнений выполнялись с переборкой каждой модели по пять раз, причем сборка проводилась при зазорах сопоставимых с зазорами уплотнений А и Б но при разных усилиях сжатия стыка уплотнений (руками, с последующей фиксацией кон-

тактной сваркой и сжатием в тисках с усилием порядка 6 кгс и 80 кгс соответственно).

Результаты статистических данных этих продувок представлены на рис. 4:

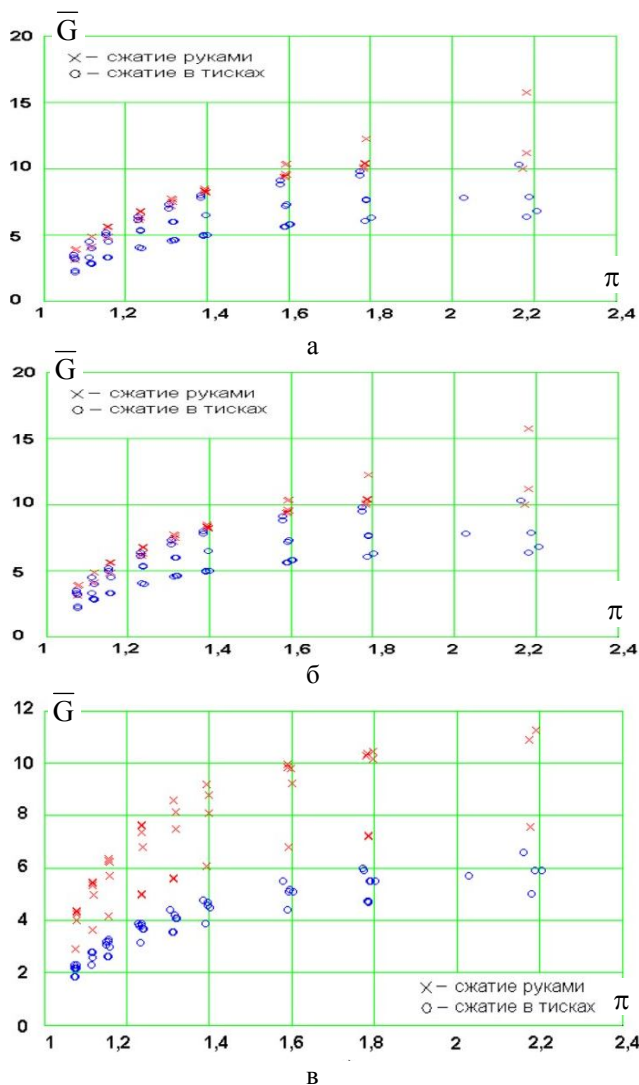


Рис. 4. Расходные характеристики уплотнений: а — двигатель ДЗ6; б — двигатель АИ-450; в — двигатель Д-27

## Заключение

Анализ полученных результатов позволяет более обоснованно подходить к выбору типа уплотнений стыка между статорными узлами и оценивать величину утечек в соединениях.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д.т.н. проф. В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 539.4

А.Р. ЛЕПЕШКИН<sup>1</sup>, Н.Г. БЫЧКОВ<sup>1</sup>, А.В. ПЕРШИН<sup>1</sup>, А.Д. РЕКИН<sup>1</sup>, В.П. ЛУКАШ<sup>1</sup>,  
С.А. МУБОЯДЖЯН<sup>2</sup>, Ю.И. ГОЛОВКИН<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия

<sup>2</sup>Всероссийский институт авиационных материалов, Россия

## МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ И ОЦЕНКА ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ МОДЕЛЕЙ ЖАРОВЫХ ТРУБ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД С ТЕПЛОЗАЩИТНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВА

Разработана методика термоциклических испытаний моделей жаровых труб камер сгорания ГТД с теплозащитными покрытиями с использованием высокочастотного индукционного нагрева. Приведены результаты исследований нестационарного теплового состояния с применением тепловизора и термоциклической долговечности моделей жаровых труб с теплозащитными покрытиями.

**термоциклическая долговечность, высокочастотный индукционный нагрев, модели, теплозащитное покрытие, моделирование, тепловизор, управление температурой, испытания, охлаждение**

### 1. Формулирование проблемы

#### 1.1. Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами

Для обеспечения работоспособности высокоэффективных двигателей новых поколений необходима разработка более совершенных систем охлаждения, создание новых жаропрочных материалов, а также совершенствование методов защиты деталей высокотемпературного тракта ГТД с помощью теплозащитных и жаростойких покрытий.

Совершенствование системы внутреннего теплоотвода превращает детали в теплообменники и сопровождается ростом термонапряженности и снижением термоциклического ресурса. Широко используемые в настоящее время жаропрочные материалы на никелевой основе обычно работают в ГТД на предельно допустимых температурах. Повышение температуры газа можно допустить только в случае принятия мер по ограничению тепловых потоков через стенку детали. Существенного снижения тепловых потоков от газа к стенке основного материала детали можно добиться либо хорошо организованным заградительным охлаждением без эжектирования, либо нанесением на поверхность

наиболее нагреваемых участков детали теплозащитных покрытий (ТЗП).

Среди множества технологий нанесения покрытий заметное место занимают и широко применяются различные методы газотермического напыления [1, 2].

Наиболее эффективная защита материала детали от теплового потока с помощью ТЗП происходит в случае использования покрытий [3] на основе диоксида циркония. Однако весьма проблематичны вопросы термоциклической долговечности, поскольку сопротивление разрушению этих покрытий при растяжении очень низкое, а при термоциклировании обычно возникают знакопеременные термоциклические нагрузки [4].

#### 1.2. Постановка задачи исследования

В настоящее время для исследования циклической долговечности ТЗП в процессе их разработки применяется радиационный нагрев с малой скоростью (менее 20 °С/с), что не соответствует реальным рабочим условиям. При таких малых скоростях нагрева термические напряжения практически отсутствуют, а основным повреждающим фактором является окисление подслоя, ведущее к сколу покрытия.

Фактически эти испытания представляют собой испытания на жаростойкость.

В реальных условиях скорость изменения температуры детали составляет 100 ... 200 °C/с. При этом возникают циклические деформации основного материала, сопровождаемые знакопеременными нагрузками. Результаты испытаний деталей с ТЗП на термоусталость могут значительно отличаться от результатов испытаний на циклическую жаростойкость, которые были получены разработчиками при малой скорости изменения температуры. Поэтому при создании ТЗП необходимо проводить исследования его термостойкости в паре с защищаемым материалом в условиях высокой скорости нагрева и охлаждения. Испытания в газодинамическом потоке дороги и длительны. Существенно дешевле и оперативнее использовать высокочастотный (ВЧ) индукционный нагрев [5].

Существует мнение, что высокочастотный нагрев не позволяет имитировать нагрев деталей с теплозащитными керамическими покрытиями в газовом потоке, поскольку керамика является диэлектриком, а тепловыделение происходит в металле, лежащем под ТЗП, что нарушает температурное распределение и тепловой поток идет не от керамики к металлу, а наоборот. Это приводит к неправильному распределению термонапряжений между металлом и керамикой, следовательно результаты испытаний на термоусталость при индукционном нагреве неадекватны испытаниям, проведенным при нагреве в газовом потоке.

Однако процесс высокочастотного нагрева [6] включает не только индукционный нагрев токопроводящих материалов, но также осуществляет и конденсаторный (диэлектрический) нагрев диэлектриков. Динамика нагрева покрытия и основного материала зависит от электрофизических и теплофизических свойств материала, его объема, условий охлаждения, интенсивности нагрева объекта, диэлектрических свойств керамического покрытия и час-

тоты тока, на которой производится нагрев. Расчетное моделирование условий нагрева детали с керамическим ТЗП проработано недостаточно по сравнению с тепловыми расчетами деталей, работающих в газодинамическом потоке.

Более достоверные результаты о температурном состоянии деталей с керамическим ТЗП при нагреве их в высокочастотном электромагнитном поле и их термостойкости могут быть получены путем проведения экспериментальных исследований. Для создания задела, необходимого для разработки расчетных методов определения теплонапряженного состояния деталей с ТЗП, при их нагреве в высокочастотном электромагнитном поле и определения экспериментальной оценки термоциклической долговечности деталей с ТЗП, в данной работе поставлена задача по разработке методики испытаний модели жаровых труб с ТЗП на основе двуокиси циркония.

### 1.3. Цель исследований

Цель работы: проведение экспериментальных исследований по определению температурного состояния моделей жаровых труб с ТЗП из диоксида циркония при высокочастотном нагреве и сравнение термоциклической долговечности моделей с теплозащитным покрытием и без него.

## 2. Методика и результаты исследований

Испытания на термоусталость моделей жаровых труб проводились при индукционном высокочастотном нагреве объекта на частоте 440 кГц по разработанной методике на установке [7] с высокочастотным ламповым генератором (ВЧГ).

С целью проведения сравнительных термоциклических испытаний рабочая поверхность образцов из листового сплава ВЖ159 толщиной 1,0 мм и с предварительно проделанными перфорационными отверстиями подвергались пескоструйной обработке

электрокорундом и последующему нанесению двух вариантов теплозащитного покрытия (ТЗП), отличающихся между собой жаростойким соединительным слоем.

В первом варианте жаростойкий соединительный слой ТЗП наносился плазменным напылением в открытой атмосфере на установке УПУ-3Д. Жаростойкий слой наносился из порошка системы NiCo-CrAlY (марка порошка ПНХ20К20Ю13) толщиной 140 – 170 мкм (удельное накопление массы образцов от подслоя  $\Delta M_{\text{п}} = 900 - 1100 \text{ г/м}^2$ ).

Во втором варианте на поверхности жаростойкого слоя из порошка системы NiCoCrAlY формировался по шликерной технологии алитированный слой с  $\Delta M_{\text{ш}} = 20 \text{ г/м}^2$ .

Керамический слой ТЗП наносился плазменным напылением в открытой атмосфере на установке УПУ-3Д из порошка  $\text{ZrO}_2\text{7Y}_2\text{O}_3$  (% масс). Толщина керамического слоя варьировалась в пределах 220 – 260 мкм.

Внутри образца подается воздух с заданным расходом и давлением. Такая схема обеспечивает возможность воспроизведения на модели эксплуатационных температурных полей и экспериментального определения термоциклической долговечности моделей секции жаровой трубы с различными вариантами теплозащитных покрытий и без них.

Расход охлаждающего воздуха контролировался с помощью расходомера и составлял 12 г/с.

Управление температурой осуществляется с помощью хромель-алюмелевой (ХА) термопары  $\varnothing 0,2 \text{ мм}$ . Контроль за температурным состоянием рабочего участка осуществлялся тепловизором.

При частоте 440 кГц распределение высокочастотной электромагнитной энергии на образце из сплава на никелевой основе с ТЗП из диоксида циркония, с учетом соотношений разогреваемых масс основного материала из сплава ВЖ159 и покрытия, а также их электро- и теплофизических свойств и условий охлаждения, составляет примерно 80 и 20%

соответственно. По результатам расчетов в этих условиях при скорости разогрева  $100 \text{ }^\circ\text{C/с}$  можно ожидать на наружной поверхности модели жаровой трубы с ТЗП, контактирующей с окружающей средой, температуру примерно на  $60 \dots 80 \text{ }^\circ\text{C}$  выше, чем на границе перехода металл – ТЗП, т.е. будет имитироваться температурное состояние объекта.

Для экспериментальной проверки этого положения проводилось бесконтактное измерение температуры поверхности образца с теплозащитным покрытием на основе  $\text{ZrO}_2$  с помощью тепловизора «Агента 782 SW», работающего в спектральном диапазоне  $3 \dots 5,6 \text{ мкм}$ . Предварительно при нагреве модели в печи были получены опытные данные о степени черноты образца с ТЗП и без него (рис. 1).

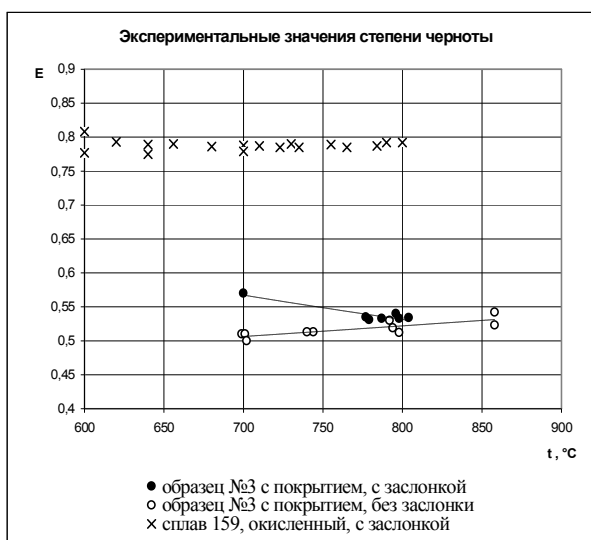


Рис. 1. Значения степени черноты образцов с ТЗП и без него

Значения степени черноты для образца с покрытием, при температурах примерно  $850 - 900 \text{ }^\circ\text{C}$ , близких к пиковым в цикле, равны примерно 0,55 и примерно 0,8 для образца из сплава ВЖ-159 без покрытия.

При исследованиях температурного состояния образца с покрытием в течение термоцикла, оптическая доступность объекта обеспечивалась небольшим отверстием, просверленным в индукторе, через которое сканировался участок поверхности.

Запись термоизображений при циклических испытаниях производилась на ПК типа "Pentium-3" с частотой 3 – 5 кадров в секунду (рис.2). Для оцифровки аналогового сигнала тепловизора использова-

лась плата АЦП фирмы L-card модель L-783. Записывался полный цикл (от начала разогрева образца до остывания), но в обработке использовались кадры вблизи пикового значения температуры.

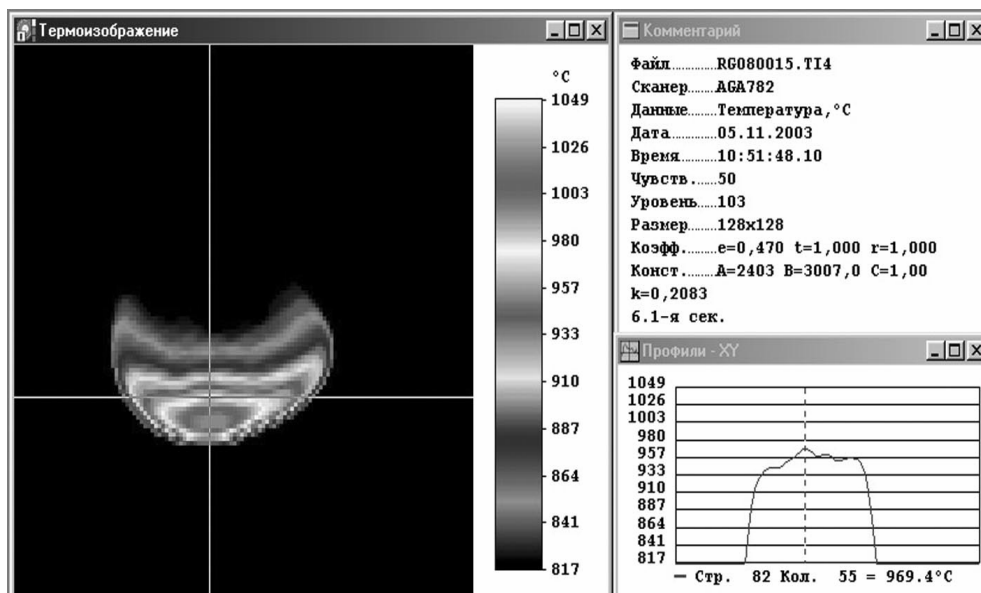


Рис. 2. Термоизображение образца с ТЗП при высокочастотном нагреве в момент максимальной температуры

В момент реализации пиковой температуры показание контрольной термопары на образце (расположенной по нижней кромке термоизображения) примерно на 50 ... 70 °C ниже, чем температура наружного слоя покрытия (вблизи термопары), регистрируемого тепловизором. Выполненные экспериментальные исследования и измерения температуры детали с ТЗП с помощью тепловизора при термоциклировании подтвердили расчетную величину перепада температуры по толщине покрытия.

Таким образом результаты подтвердили возможность моделирования в лабораторных условиях на установке с высокочастотным нагревом термонапряженного состояния деталей горячей части газового тракта ГТД (камер сгорания, лопаток турбины и т.д.), наблюдаемого при омывании их высокотемпературным газовым потоком в условиях эксплуатации.

Варьируя расход воздуха, подаваемого для охлаждения, мощность ВЧГ и толщину стенки можно

изменять температурный перепад на керамическом покрытии в широких пределах.

Результаты испытаний на термоусталость моделей жаровых труб при термоциклировании по режиму  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$  350 °C  $\leftrightarrow$  900 °C представлены в табл. 1 – 4, где  $N_{\text{ц}}$  – количество циклов до образования трещины,  $N_{\text{ср.ц}}$  – среднее количество циклов до образования трещины.

Таблица 1

Результаты испытаний на термоусталость модельных образцов секции жаровой трубы 1-го варианта

|                | Образцы с трехслойным покрытием |      |      |
|----------------|---------------------------------|------|------|
| № п/п          | 1                               | 2    | 3    |
| $N_{\text{ц}}$ | 2571                            | 3127 | 2723 |

Таблица 2

Результаты испытаний на термоусталость модельных образцов секции жаровой трубы 2-го варианта

|                | Образцы с двухслойным покрытием |      |      |
|----------------|---------------------------------|------|------|
| № п/п          | 4                               | 5    | 6    |
| $N_{\text{ц}}$ | 5127                            | 4325 | 4205 |

Таблица 3

Результаты испытаний на термоусталость модельных образцов секции жаровой трубы 3-го варианта

| Образцы без покрытия |      |      |     |     |     |     |
|----------------------|------|------|-----|-----|-----|-----|
| № п/п                | 7    | 8    | 9   | 10  | 11  | 12  |
| N <sub>ц</sub>       | 1618 | 2571 | 685 | 890 | 644 | 440 |

Таблица 4

Результаты испытаний на термоусталость модельных образцов секции жаровой трубы по вариантам

| Варианты образцов |      |      |      |
|-------------------|------|------|------|
| № п/п             | 1    | 2    | 3    |
| N <sub>ср.ц</sub> | 2817 | 4552 | 1035 |

Испытания показали, что термоциклическая долговечность моделей с двухслойным покрытием толщиной  $h = 360...400$  мкм возросла в среднем в 4,4 раза по сравнению с моделями из сплава ВЖ-159 без покрытия.

Для образцов с трехслойным покрытием толщиной  $h = 320...520$  мкм термоциклическая долговечность возросла приблизительно в 2,7 раза, по сравнению с образцами без покрытия.

### Выводы и перспективы дальнейших исследований

Проведенные исследования показали возможности воспроизведения при ВЧ нагреве температурного состояния моделей жаровых труб с ТЗП, соответствующего условиям эксплуатации. Проведенные термоциклические испытания деталей и их моделей с теплозащитными керамическими покрытиями с использованием индукционного нагрева позволили быстро и экономично получить экспериментальную оценку их долговечности.

Разработанную методику испытаний можно применить для оценки термоциклической долговечности деталей с ТЗП в различных отраслях машиностроения. Направлениями дальнейших исследований являются: сравнение результатов оценки термоциклической долговечности моделей жаровых труб

при газовом и высокочастотном нагревах и разработка комплексной математической модели определения теплового состояния деталей с ТЗП с учетом физических особенностей индукционного и диэлектрического нагрева и верификации ее экспериментом.

### Литература

1. Износо- и жаростойкие керамические композиционные покрытия, нанесенные методом высокоскоростного газопламенного напыления // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 2. – С. 159 – 163.
2. Хокинг М., Васантасри В., Сидки П. Металлические и керамические покрытия. – М.: Мир, 2000. – 516 с.
3. Зеленый Ю.А., Придорожный Р.П., Борисов В.С. Оценка эффективности теплозащитного покрытия на лопатке соплового аппарата турбины // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 2. – С. 88 – 91.
4. Кравчук Л.В., Куриат Р.И., Буйских К.П. Термоциклическая долговечность элементов конструкций ГТД с защитными покрытиями // Вестник двигателестроения. – 2002. – С. 52 – 56.
5. Лепешкин А.Р., Безносенкова В.Н. Моделирование нестационарного теплового и термонапряженного состояния дисков и рабочих колес ГТД на разгонном стенде с использованием индукционного нагрева при неизотермических циклических испытаниях // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научных тр. – Х.: ХАИ. – 2001. – Вып. 23. Двигатели и энергоустановки. – С. 144 – 146.
6. Бычков Н.Г., Лепешкин А.Р., Першин А.В., Лепешкин С.А. Устройство для термоциклических испытаний деталей с теплозащитным покрытием. Патент РФ № 37829 на полезную модель. – 2003.
7. Кувалдин А.Б. Теория индукционного и диэлектрического нагрева. – М.: МЭИ, 1999. – 78 с.

Поступила в редакцию 15.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. А.В. Фишгойт, Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва.

УДК 620.178:539.431:620.1.08(045)

**С.Р. ИГНАТОВИЧ, И.М. ЗАКИЕВ, Д.И. БОРИСОВ, В.И. ЗАКИЕВ**

*Национальный авиационный университет, Украина*

## **МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТНЫХ СЛОЕВ МАТЕРИАЛОВ ПРИ УСТАЛОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРИБОРА «МИКРОН-ГАММА»**

Рассмотрен экспериментальный метод определения физико-механических характеристик поверхностного слоя стали 0,8кп при циклическом нагружении с помощью прибора «Микрон-гамма» методом непрерывного вдавливания индентора.

**усталость, микротвердость, циклическое нагружение, поверхностный слой, физико-механические свойства, ресурс, долговечность**

### **Введение**

Повышенные требования к надежности деталей авиационных ГТД, работающих в экстремальных условиях термосилового нагружения, обуславливают необходимость разработки и использования адекватных методов и средств неразрушающего контроля для оценки их технического состояния по прочностным критериям. Объектом контроля должен быть поверхностный слой деталей, в котором процессы деформирования и разрушения более интенсифицированы по сравнению с остальным объемом материала [1 – 3]. Существующие в настоящее время методы и средства контроля физико-механических свойств поверхности не всегда соответствуют требованиям прочностной диагностики из-за недостаточной чувствительности и информативности и из-за значительной трудоемкости реализации. В этой связи актуальным становится направление исследований, связанное с разработкой новых эффективных методик оценки поврежденности и прогнозирования остаточного ресурса, работающих в условиях циклического нагружения деталей ГТД по изменению физико-механических свойств поверхностных слоев материала.

### **1. Формулирование проблемы**

В отсутствии исходных трещин технологической природы разрушение может осуществляться только

под воздействием локальных внутренних концентраций напряжений второго рода [4]. Их источниками являются различного вида дефекты кристаллической решетки, из которых по степени влияния на прочность выделяются дислокации.

Под действием переменных напряжений в металле одновременно происходят два процесса: упрочнение и разупрочнение [5]. Упрочнение связано с генерацией и движением дислокаций, которые образуют локальные скопления, являющимися источниками полей внутренних напряжений. Эти поля препятствуют движению новых дислокаций и проявляются в локальном повышении микротвердости материала. Релаксация внутренних напряжений таких скоплений путем образования субмикро- и микротрещин, а также зарождение вакансий из-за эволюции дислокационной структуры, приводит к разупрочнению («разрыхлению») и, как следствие, к снижению показателей микротвердости.

Поскольку процесс усталостной поврежденности протекает по поверхности материала неоднородно, необходимы методы, позволяющие изучать изменения физико-механических свойств в локальных микроскопических объемах металла. В этом аспекте весьма информативным является метод определения микротвердости. Однако, стандартизованное определение микротвердости с помощью микротвердо-

мера ПМТ-3 является трудоемким (необходимость большого, статистически значимого количества замеров) и недостаточно точным (погрешность измерений отпечатков) [6]. В этой связи предлагается новое аппаратное и методическое решение данной проблемы на базе многофункционального прибора «Микрон-гамма».

## 2. Решение проблемы

### 2.1. Краткая характеристика прибора «Микрон-гамма»

Прибор (рис. 1) предназначен для исследования физико-механических свойств поверхностных слоев материалов методами непрерывного вдавливания и сканирования индентором.

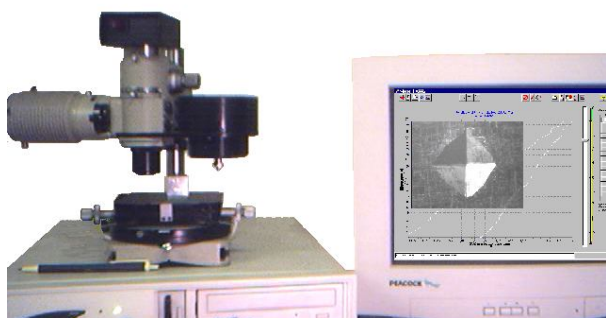


Рис. 1. Внешний вид прибора «Микрон-гамма»

Основные технические характеристики прибора:

Диапазон задаваемых нагрузок (P), гс.....1 – 500  
Измеряемая глубина внедрения (h), мкм.....0,01 – 200  
Скорость нагружения (V), гс/сек.....0,01 – 100  
Время выдержки под нагрузкой, мин.....0 – 10  
Диапазон сканирования, мм.....30 × 30  
Скорость сканирования, мкм/сек.....10 – 100

### 2.2. Метод непрерывного вдавливания

Метод основан на автоматической регистрации в процессе вдавливания нагрузки на индентор (P) и глубины (h) его внедрения в испытуемый материал с построением диаграммы нагружения  $P = f(h)$  (рис. 2).

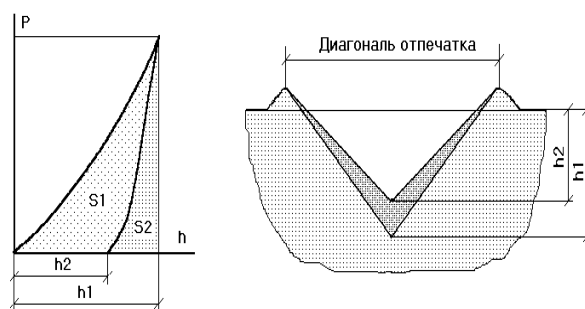


Рис. 2. Диаграмма нагружения и сечение отпечатка

Диаграмма нагружения несет в себе не только более обширную, но также и принципиально новую, по сравнению со стандартным методом испытаний на микротвердость, информацию. Метод позволяет получать данные о ходе процесса внедрения индентора, в частности, касающиеся релаксации напряжений, формоизменения материала под индентором в процессе вдавливания и при выдержке под нагрузкой.

Метод непрерывного вдавливания позволяет:

- проводить испытания на микротвердость в диапазоне малых и сверхмалых нагрузок;
- изучать особенности микродеформации материалов по кинетике внедрения индентора;
- регистрировать микроползучесть материалов;
- измерять градиент свойств по глубине внедрения;
- испытывать материалы с плохой отражающей способностью (в частности полимерные материалы), а также материалы, у которых отпечаток сильно изменяет размеры после снятия нагрузки;
- измерять хрупкость материалов по диаграмме внедрения;
- измерять характеристики упругости материалов (модуль Юнга).

По диаграмме нагружения (рис. 2) в автоматизированном режиме определяется: глубина внедрения индентора при максимальной нагрузке ( $h_1$ ), глубина внедрения после снятия нагрузки ( $h_2$ ); работа, затраченная на преодоление сопротивления материала вдавливанию (площадь под ветвью нагруже-

ния  $S_1$ ); обратимая работа упругопластического деформирования (площадь под ветвью разгрузки  $S_2$ ) и доля необратимо поглощенной материалом энергии  $s = 1 - S_2 / S_1$ .

Твердость (истинная) для четырехгранной пирамиды Берковича с углом заточки  $136^\circ$  вычисляется по формуле

$$H_a = 0,305 \frac{P}{h^2}, \quad (1),$$

где  $P$  – максимальная нагрузка на индентор в граммах или сН;  $h$  – глубина внедрения индентора в мкм.

В табл. 1 приведены результаты испытания образцов из стали 0,8кП с концентратором в виде двухсторонней выкружки. После наработки  $N$  циклов при консольном изгибе производились замеры параметров:  $h_1, h_2, S_1, S_2, s, H_a$  при  $P = 40$  гр,  $V = 4$  гр/с.

Таблица 1  
Значения параметров сопротивления вдавлению индентора при циклическом нагружении

|             |   | N, циклов |        |        |        |        |        |
|-------------|---|-----------|--------|--------|--------|--------|--------|
|             |   | 0         | 110000 | 210000 | 310000 | 410000 | 510000 |
| $h_1$ , мкм | D | 0,039     | 0,096  | 0,069  | 0,067  | 0,12   | 0,166  |
|             | M | 5,54      | 3,89   | 3,88   | 3,68   | 3,68   | 3,31   |
|             | W | 0,7       | 2,5    | 1,8    | 1,8    | 3,3    | 5      |
| $h_2$ , мкм | D | 0,017     | 0,111  | 0,058  | 0,124  | 0,222  | 0,194  |
|             | M | 1,97      | 2,21   | 2,28   | 2,25   | 2,18   | 2,15   |
|             | W | 0,9       | 5      | 2,5    | 5,5    | 10,2   | 9      |
| $S_1$       | D | 1,023     | 1,961  | 1,431  | 0,931  | 1,881  | 1,38   |
|             | M | 104,31    | 70,49  | 69,84  | 66,33  | 67,64  | 62,16  |
|             | W | 1         | 2,8    | 2      | 1,4    | 2,8    | 2,2    |
| $S_2$       | D | 1,155     | 0,203  | 0,412  | 0,161  | 1,371  | 0,613  |
|             | M | 66,01     | 28,02  | 28,16  | 23,87  | 25,75  | 18,79  |
|             | W | 1,8       | 0,7    | 1,5    | 0,7    | 5,3    | 3,3    |
| $s$         | D | 0,012     | 0,013  | 0,008  | 0,007  | 0,024  | 0,014  |
|             | M | 0,37      | 0,6    | 0,6    | 0,64   | 0,62   | 0,7    |
|             | W | 3,3       | 2,2    | 1,3    | 1      | 3,8    | 2      |
| $H_a$ , ГПа | D | 0,049     | 0,106  | 0,076  | 0,086  | 0,217  | 0,249  |
|             | M | 1,24      | 1,49   | 1,53   | 1,58   | 1,76   | 1,79   |
|             | W | 3,9       | 7,1    | 5      | 5,4    | 12,3   | 13,9   |

В табл. 1 обозначено: D – дисперсия измеряемого параметра; M – математическое ожидание измеряемого параметра; w – коэффициент вариации измеряемого параметра (в процентах).

Для оценки сопротивления материалов ползучести на инденторе удерживается постоянной максимальная сила  $P$  в течении заданного времени  $\tau$ . При этом фиксируется зависимость глубины внедрения индентора  $h$  от  $\tau$ .

### 2.3. Метод сканирования индентором (трибоспектральный метод)

Трибоспектральный метод базируется на непрерывной регистрации сопротивления движению нагруженного с заданной силой индентора по поверхности материала. Регистрируются сигналы, пропорциональные нормальной и касательной к поверхности, составляющим силы трения (рис. 3).

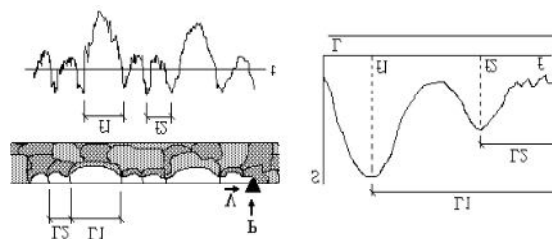


Рис. 3. Схема трибоспектрального метода

Статистическая обработка сигналов позволяет произвести комплексную оценку состояния поверхностного слоя вдоль трассы сканирования и, в частности, дает возможность:

- оценивать среднюю прочность поверхностного слоя по трассе сканирования;
- оценивать разброс и неоднородность прочностных свойств;
- моделировать элементарные акты процессов трения и износа (микрорезания, микроскольжения и т.п.).

Если исследуемая поверхность вдоль трассы сканирования индентора состоит из твердых (и мелких L2) и мягких (и крупных L1) фрагментов, сигнал будет иметь характерные частоты ( $f_1, f_2$ ), а спектральная плотность сигналов  $S = \varphi(f)$  даст прочностной портрет поверхности (рис. 3). По графику спектральной плотности можно судить о размерах, количестве и о прочности фрагментов на трассе сканирования.

На рис. 4 представлены трибограммы нормальной составляющей силы трения, полученные в наи-

более нагруженном сечении образцов из стали 8кп после различного числа циклов нагружения.

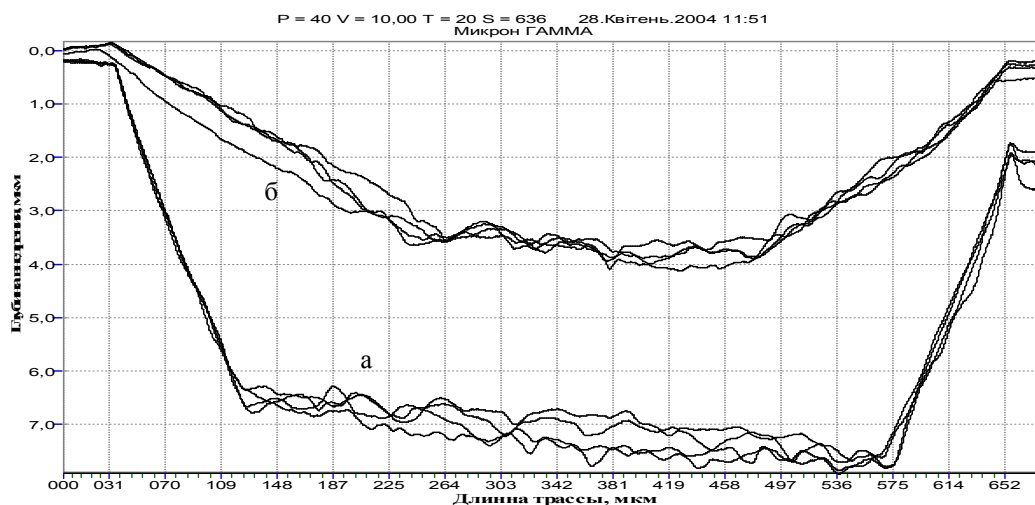


Рис. 4. Трибограммы нормальной составляющей силы трения: а – после наработки  $N = 0$ ; б – после наработки  $N = 510000$  ( $P = 40$  гр,  $V = 10$  гр/с,  $T = 20$  с,  $L = 636$  мкм)

Из графиков видно как существенно изменяется сопротивление материала царапанию с увеличением циклической наработки. Сканирование поверхности при минимальной нагрузке на индентор ( $\approx 0,1$  г) позволяет регистрировать параметры шероховатости поверхности и строить ее трехмерный профиль (рис. 5).

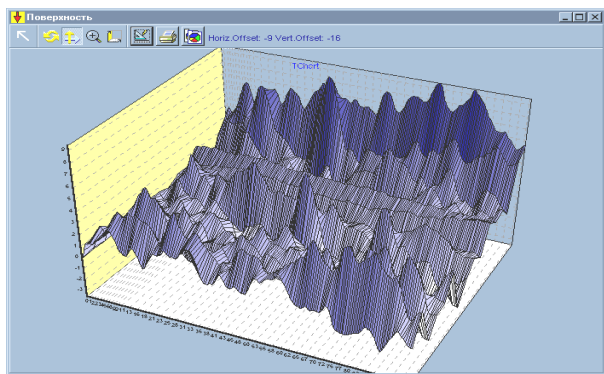


Рис. 5. Трехмерная профилограмма поверхности образца

### Заключение

Представленная методика исследования физико-механических свойств материалов с непрерывной регистрацией процесса вдавливания и перемещения индентора позволяет получать ценную диагностическую информацию о состоянии поверхностного слоя материалов.

### Литература

1. Журков С.Н. К вопросу о физической основе прочности // Физика твердого тела. – 1980. – 22, № 1. – С. 3344 – 3349.
2. Немец Я. Развитие усталостных трещин // Проблемы прочности. – 1988. – № 7. – С. 9 – 18.
3. Прокопенко А.В., Маковецкая И.А., Штукатурова А.С. Поверхностные свойства и предел выносливости металла. Сообщ. 2. Неравномерность свойств на поверхности // Проблемы прочности. – 1986. – № 6. – С. 41 – 44.
4. Екобори Т. Научные основы прочности и разрушения материалов. – К.: Наук. думка, 1978. – 352 с.
5. Иванова В.С., Терентьев В.Ф. Природа усталости металлов. – М.: Металлургия, 1975. – 303 с.
6. Булычев С.И., Алехин В.П., Шоршоров М.Х. Исследование физико-механических свойств материалов в приповерхностных слоях и в микрообъемах методом непрерывного вдавливания индентора (обзор) // Физика и химия обработки металлов. – 1979. – № 5. – С. 69 – 81.

Поступила в редакцию 24.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 620:519.2

А.В. БАШТА

*Национальный авиационный университет, Украина*

## МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МНОГООЧАГОВОГО РАЗРУШЕНИЯ ПРИ УСТАЛОСТИ

В работе рассмотрена разработанная и апробированная методика проведения лабораторных исследований по изучению и вычислению количественных характеристик многоочаговой поврежденности. Построены графики зависимостей плотности трещин и их средней длины от количества циклов нагружения. Определено, что для алюминиевого сплава Д-16Т при малоциклового усталости скорость распространения микротрещин не зависит от их длины.

**многоочаговое разрушение, усталость, поврежденность, микротрещины, плотность трещин, идентификация микротрещин, скорость роста трещин**

### Введение

Изучение закономерностей множественного разрушения обусловлено необходимостью обоснования предельных состояний и прогнозирования работоспособности высоконадежных изделий, эксплуатация которых с макроскопическими дефектами недопустима. К таким изделиям относятся ответственные конструктивные элементы самолетов и авиадвигателей, ресурс которых ограничивается инкубационной стадией макроразрушения до формирования макроскопических трещин – стадией множественного разрушения.

Известно, что процесс усталости металлов локализуется в поверхностном слое. Поэтому поверхность служит носителем информации о динамике исчерпания несущей способности элементов конструкций. Оценка состояния поверхностного слоя рассматривается как способ диагностики усталостного повреждения.

Одним из проявлений повреждения деталей машин при циклическом нагружении является наличие рассеянных на ограниченной площади поверхности коротких трещин. Разрушение материалов, обусловленное непрерывными во времени процессами зарождения, роста и объединения трещин, считается универсальным [1], называется множественным и характерно для многих повреж-

дающих факторов, например, для изотермической и не изотермической усталости [2, 3], циклической ползучести и коррозии.

Множественное разрушение (МР) имеет стохастическую природу. Это обусловлено случайным процессом зарождения трещин во времени, случайным их положением на поверхности, случайной скоростью роста, случайными событиями объединения. При объединении рассеянных коротких трещин происходит скачкообразное увеличение их размеров, которое может привести к внезапному образованию критической по размеру трещины.

### 1. Формулирование проблемы

Объем экспериментальных данных по МР очень ограничен. Это связано с трудоемкостью идентификации и сложностью наблюдения за поведением большого количества малых по размерам дефектов на поверхности образцов.

При наличии на ограниченной площади поверхности или в объеме материала даже небольшого количества микротрещин (МТ), размеры которых находятся в интервале  $0,1 \dots 10^3$  мкм [4 – 7], всегда существует конечная вероятность их объединения.

Цель данной работы – оценка изменений характеристик микрорастрескивания поверхностного слоя материала. Получение зависимостей средней длины трещин, и плотности их распределения от количес-

тва циклов нагружения, разработка и проверка методики испытаний, а также получении входных данных к математической модели.

## 2. Решение проблемы

Стандартный образец из плакированного листа алюминиевого сплава Д-16Т толщиной 1,3 мм и галтелями радиусом 110 мм, испытывался при малоцикловом нагружении на гидропульсационной машине МУП-20. Испытания проводились при симметричном цикле с частотой  $f = 11$  Гц.

Образцы испытывались при нагрузке  $\sigma = 25$  кГ/мм<sup>2</sup> и  $\sigma = 30$  кГ/мм<sup>2</sup> с разными программами испытаний, в зависимости от времени дефектации первых микротрещин.

При составлении программы исследований использовались данные, полученные после испытания на статическое растяжение и циклическую долговечность серии неполированных образцов того же типа. База испытаний составляла не меньше  $10^5$  циклов.

Программа испытаний включала исследование процессов накопления и развития коротких трещин до возникновения макротрещины, их объединения и разрушения образца. Образец проходил измерения после каждого этапа нагружения.

Идентификация трещин, определение их координат на поверхности образца и измерения размеров осуществлялось визуально с помощью микроскопа ММР-4 ЛОМО с применением окуляр-микрометра, которым комплектуется микротвердомер ПМТ-3.

После контроля поверхности образца оценивался прирост количества и длин трещин за этап испытаний, плотность трещин на исследуемой площади поверхности образца, скорость роста трещин.

### 2.1. Результаты эксперимента

Наблюдение за поведением коллектива рассеянных на поверхности образца трещин показывает, что некоторые зарождающиеся трещины могут быть не распространяющимися, часть растет стабильно, но

со значительным разбросом скоростей, некоторые существенным образом ускоряют свой рост путем объединения с соседними трещинами. Из экспериментальных данных получено, что для сплава Д16Т при заданном уровне нагрузок скорость распространения микротрещин не зависит от их длины и является случайной величиной (рис. 1).



Рис. 1. Зависимость длины микротрещин от скорости их развития

С увеличением количества циклов средняя длина трещин постоянно нарастает (рис. 2). Данные можно аппроксимировать линейной зависимостью.



Рис. 2. Зависимость средней длины микротрещины от количества циклов нагружения

Зная критическую среднюю длину трещин, можно прогнозировать количество циклов, которые образец выдержит без разрушения, то есть можно предварительно устанавливать долговечность.

С ростом наработки количество трещин на поверхности возрастает. Зависимость плотности трещин от количества циклов нагружения можно аппроксимировать линейной зависимостью (рис. 3).

При статистической обработке эмпирических

гистограмм распределения количества трещин по их скоростям (рис. 4) получено, что для всех видов и режимов нагружения данное распределение удовлетворительно аппроксимируется показательным (экспоненциальным) законом. Рассеяние значений свидетельствует о неоднородности характера роста микротрещин.



Рис. 3. Зависимость плотности трещин от количества циклов нагружения

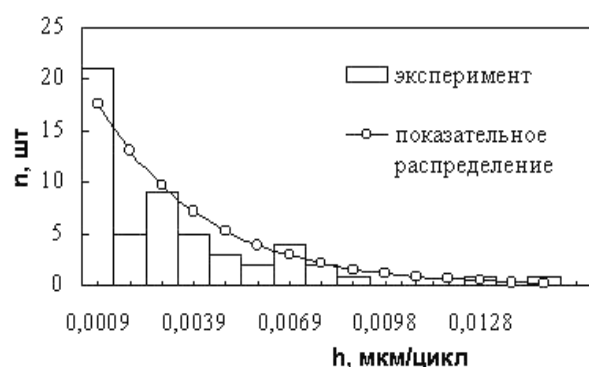


Рис. 4. Экспериментальные гистограммы и расчетные распределения количества поверхностных трещин по скоростям роста

## Заключение

Разработана и апробирована методика проведения лабораторных исследований по изучению и вычислению количественных характеристик многоочаговой поврежденности.

Из экспериментальных данных получено, что для сплава Д16Т при заданном уровне напряжений скорость распространения микротрещин не зависит от их длины и является случайной величиной. При этом, значительное количество составляет часть

трещин, которые не растут или имеют очень маленькую скорость роста.

Установлено, что с увеличением количества циклов средняя длина трещин и плотность трещин нарастают линейно.

При статистической обработке эмпирических гистограмм распределения количества трещин по их скоростям было получено, что данные распределения аппроксимируются показательным законом.

Планируется сравнить результаты имитационного моделирования с результатами проведенных экспериментов и дать заключение о возможности использования математических моделей при прогнозировании ресурса авиационных конструкций.

## Литература

1. Ботвина Л.Р. Кинетика разрушения конструкционных материалов. – М.: Наука, 1989. – 232 с.
2. Игнатович С.Р. Закономерности множественного разрушения сплава ЭИ698ВД при малоцикловом нагружении // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2001. – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки. – С. 136 – 139.
3. Ochi Y., Ishii A., Sasaki S.K. An experimental and statistical investigation of surface fatigue crack initiation and growth *Fatigue Fract. Eng. Mater. Structures*. – 1985. – 8, № 4. – P. 327 – 339.
4. Я. Немец. Развитие усталостных трещин // *Проблемы прочности*. – 1988. – № 7. – С. 9–18.
5. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
6. Школьник Л.М. Скорость роста трещин и живучесть металла. – М.: Металлургия, 1973. – 216 с.
7. Turnbull A., de los Rios E.R. Predicting fatigue life in commercially pure aluminium using a short crack growth model. *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.* – 1995. – Vol. 18, № 12. – P. 1469 – 1481.

Поступила в редакцию 28.05.04

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев  
Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 531. 781. 2

Ю.А. ГУСЕВ, А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ, Н.М. ЗАЛУНИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» Украина***ПЛЕНОЧНЫЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ  
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ  
ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Рассмотрены вопросы технологии изготовления, и исследования характеристик высокотемпературных тензорезисторов для оценки вибронапряженного состояния лопаток газовых турбин.

**Чувствительный элемент, электроизолирующая подложка, связующее, бандажная полка, замок лопатки, корневое сечение лопатки, нихромовая микропроволока, термообработка**

Рабочие лопатки турбин, для обеспечения динамической прочности современных авиационных ГТД, на периферийном сечении соединяются бандажными полками (при обеспечении нулевого зазора между полками в рабочем состоянии). Такое бандажирование рабочих лопаток может быть выполнено попарно либо в колесе в целом. Стык между полками лопаток может быть выполнен зигзагообразным и под углом к оси ротора (рис. 1), в этом случае у «длинных» и «витых» лопаток деформация кручения от действия газовых сил, поддерживает этот зазор равным нулю.

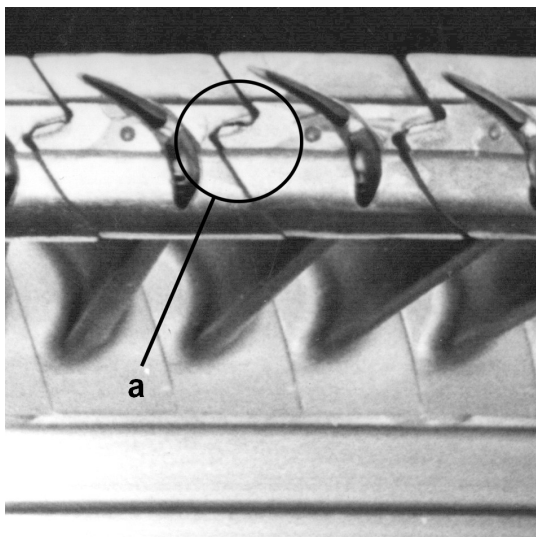


Рис. 1. Бандажирование лопаток турбин типа «зига»; а – зона износа контактных поверхностей сопряженных лопаток

С наработкой ресурса двигателем происходит уменьшение монтажного натяга из-за износа торцов

бандажных полок лопаток (рис. 1). При этом величина динамических напряжений в лопатках изменяется, так как происходит уменьшение контактных напряжений и увеличение сил трения в зоне их соприкосновения.

Исследование процесса взаимодействия рабочих лопаток в зоне бандажных полок является актуальным, так как затрагивает вопрос обеспечения их работоспособности в течение требуемого ресурса двигателя. Особенно важно такое исследование для рабочих лопаток последних ступеней турбин авиационных ГТД (турбина вентилятора), низкие формы собственных частот колебаний, которых близки к рабочему диапазону двигателя.

Для исследования вибронапряженного состояния лопаток турбин применяются высокотемпературные тензорезисторы.

Тензорезисторы, размещенные на рабочих лопатках турбин ГТД, испытывают воздействие высокоскоростных (до 600 м/с) и химически агрессивных газовых потоков с температурой до 1300–1500 °С, приводящее к значительным механическим нагрузкам и эрозионным явлениям. Высокие обороты роторов (до 300 с<sup>-1</sup>) вызывают предельно высокие растягивающие напряжения от центробежных сил.

В современной высокотемпературной вибротензометрии при прочностных исследованиях деталей авиационных двигателей, широко используются высокотемпературные тензорезисторы с чувстви-

тельными элементами из нихромовой микропровода [1]. Основным недостаток этих датчиков – сравнительно низкий ресурс работы при температуре 900 – 1000 °С и динамических относительных деформациях порядка  $500 \cdot 10^{-6}$ .

С 1972 года в Харьковском авиационном институте проводились работы по созданию и применению высокотемпературных пленочных тензорезисторов [2], которые отличались повышенной вибростойкостью и стабильностью характеристик при температурах до 1000 °С. В тоже время применение в качестве чувствительного элемента материала платины, приводило к повышенной температурной чувствительности пленочных тензорезисторов, что в свою очередь усложняло расшифровку результатов эксперимента и требовало применение специальных измерительных схем.

Нами, предлагаются пленочные чувствительные элементы тензорезисторов, с пониженной чувствительностью к изменению температуры и использующие платино-палладиевые сплавы с различным процентным содержанием выше указанных металлов.

В качестве связующего, т.е. электроизолирующей подложки, пленочного тензорезистора, ранее использовался цемент фосфатного твердения, имеющий коэффициент линейного расширения близкий к аналогичному параметру материала лопатки турбины.

Применение новых жаропрочных сплавов, позволяющих отливать лопатки турбин с направленной кристаллизацией, требует проведения дополнительных исследований в области создания новых связующих, имеющих соответствующий коэффициент линейного расширения.

Технология создания и закрепления пленочного тензорезистора на лопатке турбины включает в себя следующие этапы:

- определение мест расположения тензорезистора на поверхности пера лопатки турбины;
- получение специальной, резистивной пасты;

– нанесение на лопатку связующего – электроизолирующей подложки, в месте установки тензо-метра;

– нанесение резистивной пасты на электроизолирующую подложку и ее термическая обработка;

– подсоединение отводящих проводников к чувствительному элементу тензорезистора и их механическое закрепление на поверхности лопатки.

На предварительно очищенную поверхность лопатки (в месте крепления тензорезистора) наносится слой связующего – цемент фосфатного твердения, термическая обработка которого состоит в медленном нагреве до температуры 300 °С. Таким образом, мы получаем на лопатке электроизолирующую подложку тензорезистора.

Резистивная паста специального состава, включающая коллоидные порошки металлов платины и палладия, наносится на подготовленную подложку с помощью металлического рейсфедера или методом шелкографии через специальные, трафаретные маски, имеющие форму чувствительного элемента тензорезистора. Температурная обработка нанесенной пасты состоит в продолжительной (до 1,5 – 2 часов) сушке до 150 °С и в дальнейшем, кратковременном температурном обжиге при температуре 1000 – 1050 °С.

Подсоединение отводящих проводников к пленке чувствительного элемента, проводится путем вжигания проводника с помощью электропроводной пасты.

Основной характеристикой любого тензорезистора является его тензочувствительность, которая характеризуется соответствующим коэффициентом. Коэффициент тензочувствительности определяется по следующей формуле:

$$K = \frac{\Delta R}{R} \frac{1}{\xi},$$

где  $K$  – коэффициент тензочувствительности;

$R$  – электрическое сопротивление чувствительного элемента тензорезистора;

$\Delta R$  – приращение электрического сопротивления тензорезистора при восприятии им относительной деформации  $\xi$ .

При использовании пленочных тензометров необходимо учитывать, что их коэффициент тензочувствительности зависит от температуры, что влияет на величину выходной сигнала тензорезистора, и следовательно на точность измеряемого вибронапряжения. График, характеризующий зависимость  $K$  от температуры представлен на рис. 2.

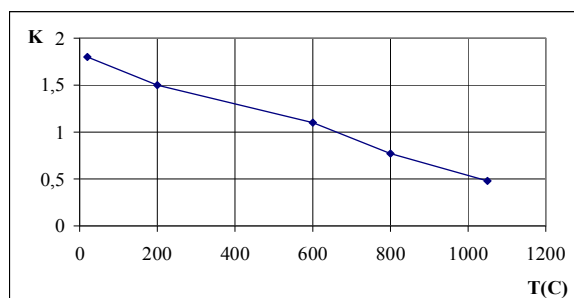


Рис. 2. Зависимость коэффициента тензочувствительности от температуры

Повышение значения  $K$  в диапазоне температур 1000 – 1100 °C возможно, при применении более жесткого связующего, не размягчающегося при этих температурах.

Существенным недостатком этих тензорезисторов, является высокая температура вжигания резистивной пасты чувствительного элемента. При этой термообработке нагревается и исследуемая деталь. Препарировка тензорезисторами исследуемой детали не всегда возможна из-за низкой коррозионной стойкости ее материала. Материал лопаток турбин типа ЖС6-К. позволяет осуществлять кратковременные нагревы до 1100 °C без потери прочности. Этот недостаток может быть преодолен при применении пленочных тензорезисторов на автономной подложке [3, 4, 5], создание которых является существенным шагом в расширении области их применения.

Особенность технологии получения тензорезисторов на автономной подложке состоит в том, что резистивная паста чувствительного элемента нано-

сится на специальную, автономную электроизолирующую подложку, и вместе с ней, термически обрабатывается при высоких температурах, а затем подложка закрепляется на исследуемой детали при температурном нагреве не превышающим 300 °C.

Применение новых резистивных паст и фосфатных цемента позволит получить новые тензорезисторы для исследования вибронапряженного состояния лопаток авиационных ГТД.

## Литература

1. Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие / Под ред. Р.А. Макарова. – Машиностроение, 1975. – 288 с.
2. Исследование характеристик высокотемпературных пленочных тензорезисторов на вибрационной установке применительно к испытаниям в ГТД / Ю.А. Гусев, А.П. Коротаев, С.И. Проненко, В.В. Глебов, Т.В. Гелета // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1983. – Вып. 50. – С. 27 – 30.
3. Глебов В.В., Гусев Ю.А., Проненко С.И. Пленочные тензорезисторы на автономной подложке для виброиспытаний лопаток ГТД // Экспериментальные методы термочерноты и диагностики газотурбинных двигателей. – Х.: 1986. – Вып. 3. – С. 145 – 148.
4. Гусев Ю.А., Симбирский Д.Ф., Белогуб А.В., Зотов А.А. Тензорезисторы для оценки напряженно-деформированного состояния поршня двигателя внутреннего сгорания // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2002. – Вып. 34. – С. 185 – 187.
5. А.с. 877321 (СССР) Высокотемпературный тензодатчик и способ его изготовления / Ю.А. Гусев, Д.Ф. Симбирский, В.Е. Ведь и др. – Опубл. в БИ, 1981, № 40. – С. 76.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 629.78.05; 629.78.085

**Г.А. ПОПОВ, Н.Н. АНТРОПОВ, Г.А. ДЬЯКОНОВ, Н.В. ЛЮБИНСКАЯ,  
М.М. ОРЛОВ, П.М. ТРУБНИКОВ, В.К. ТЮТИН, В.Н. ЯКОВЛЕВ***Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Россия***КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА  
ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МИКРОСПУТНИКОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

Показано, что в связи с разработкой низкоорбитальных микроспутников нового поколения выдвигаются жесткие требования к системам поддержания их орбитального положения по точности и продолжительности САС. Указанные требования в полном объеме могут быть удовлетворены только ЭРД малой мощности. Наилучшим двигателем для микроспутников по многим параметрам является разработанный в НИИПМЭ МАИ высокоэффективный АИПД. Приведены основные характеристики АИПД-50, а также предварительные конструктивные проработки КДУ на базе АИПД-50 и варианта размещения КДУ на микроспутнике.

**двигательная установка, микроспутник, ориентация, коррекция, орбита, анализ, импульсный плазменный двигатель****Введение**

По принятой в настоящее время классификации к классу микроспутников (МС) относятся космические аппараты (КА) с массой от 20 до 100 кг. До недавнего времени к точности поддержания углового и орбитального положения таких преимущественно низкоорбитальных аппаратов, оснащавшихся простейшей функциональной аппаратурой, предъявлялись минимальные требования, не предусматривавшие использования систем трехосной ориентации, а также корректирующих двигательных установок (КДУ) для поддержания параметров их орбит. В некоторых случаях для поддержания орбит МС использовались простейшие ускорительные системы типа газовых сопел, не позволявшие ввиду малых (~70 м/с) скоростей истечения газа и довольно больших импульсов тяги обеспечивать высокие точности управления КА и значительные сроки их активного существования (САС).

Создание новых электронных и оптических технологий позволяет в корне изменить облик и возможности МС, которые теперь при массе ~50–100 кг зачастую могут иметь целевую аппаратуру с характеристиками, сравнимыми с характеристиками аппа-

ратуры больших КА. Целевая аппаратура нового поколения микроспутников предъявляет повышенные требования к системам управления движением, требуя установки трехосной системы ориентации, а также КДУ, обеспечивающей САС МС на уровне не ниже 3–5 лет.

Наиболее эффективно такие актуальные задачи как дистанционное зондирование Земли, навигация, картография, связь будут решать МС, объединенные в орбитальные системы, включающие от двух и более аппаратов с оптико-электронной, радиолокационной и другой аппаратурой, обеспечивающие высокое разрешение за счет сложения апертур аппаратуры отдельных КА. К точности поддержания орбитальных параметров систем КА предъявляются еще более высокие требования.

**1. Разработка и исследования АИПД  
второго поколения**

Как отмечалось выше, к оснащенным высокоточной аппаратурой низкоорбитальным МС нового поколения предъявляются существенно более высокие, чем прежде, требования по точности поддержания и стабильности их орбитальных параметров, а

также по срокам активного существования. Выполнить эти требования с использованием микро-ЖРД или газовых сопел не представляется возможным из-за их недостаточного удельного импульса. Достаточно затруднительно использование на МС стационарных электрических ракетных двигателей (ЭРД) малой мощности, разрабатываемых в последние годы специально для малых космических аппаратов, так как эффективность последних резко падает при потребляемой электрической мощности менее 100 Вт. При постоянно растущей плотности размещения полезной нагрузки даже на МС массой 100 кг трудно ожидать выделения на нужды КДУ мощности, большей 100 Вт. Тем более это относится к МС меньшей массы. Еще одним значительным недостатком стационарных ЭРД с точки зрения их использования на МС является невозможность обеспечить единичный импульс тяги требуемого уровня малости. Это зачастую не позволяет поддерживать орбитальные параметры МС с требуемой точностью при приемлемых значениях запасаемой массы рабочего тела.

Обеспечить выполнение всего комплекса требований, предъявляемых к КДУ МС, позволяют высокоэффективные абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД). Если говорить о МС массой 50 – 100 кг, то для таких аппаратов наиболее целесообразно использование АИПД с энергией разряда от 20 до 50 Дж. Потребляемая АИПД мощность определяется конкретной задачей и может меняться от 100 Вт до единиц и долей Вт в зависимости от необходимой частоты его включения. Соответственно изменяется тяга двигателя в то время, как единичный импульс тяги, удельный импульс и тяговая эффективность АИПД при любой потребляемой мощности остаются постоянными. Неизменность значений эффективности рабочего процесса при изменении мощности АИПД является одним из положительных качеств данного двигателя, присущих только ему.

Разработанный в НИИПМЭ МАИ АИПД второго поколения сочетает технологическую простоту и надежность традиционного импульсного плазменного двигателя с высокоэффективным рабочим процессом, позволяющим получать после его модернизации в 2003 г. тяговую эффективность 25% при запасаемой энергии 50 Дж. При запасаемой энергии 30 Дж значение тяговой эффективности находится на уровне 20%. Приведенные значения тяговой эффективности являются рекордными для двигателя данного типа, что позволяет ему решать практически все реальные задачи управления орбитами МС.

Анализ вариантов двигательной установки на основе газовых сопел, микро-ЖРД, стационарных ЭРД и АИПД второго поколения показал, что КДУ на основе АИПД имеет существенные преимущества перед другими вариантами по удельным характеристикам, а также по массогабаритным и экономическим показателям [1].

В процессе проектирования в НИИПМЭ МАИ были рассмотрены несколько вариантов компоновки двигателей с номинальным энергосодержанием конденсаторной батареи 35, 50, 70, 100 Дж. При этом был разработан и испытан ряд лабораторных моделей АИПД, одна из которых (с энергией 50 Дж) представлена на рис. 1. Экспериментально исследовано влияние энергосодержания конденсаторной батареи, характеристик разрядной цепи, геометрии ускорительного канала, частоты разрядных импульсов на тяговые характеристики двигателя.

Некоторые характеристики АИПД представлены на рис. 2. Цифрами 1, 2, 3, 4 обозначены кривые зависимостей единичного импульса тяги и тяговой эффективности двигателя от энергии разряда, полученные с использованием накопителей с двумя, тремя, четырьмя и шестью конденсаторами соответственно. Обращают на себя внимание высокие значения единичного импульса тяги и тяговой эффективности во всем рассмотренном диапазоне значений потребляемой энергии от 20 до 100 Дж, превы-

шающие более чем вдвое соответствующие значения АИПД первого поколения.

По результатам испытаний лабораторных моделей был сделан вывод, что достигнутый за последние годы значительный прогресс в повышении

удельных характеристик и надежности АИПД позволяет получить достаточно высокие удельные характеристики двигателя при энергии разряда, не превышающей 50 Дж. При этом существенно снижаются масса и габаритные размеры двигателя.

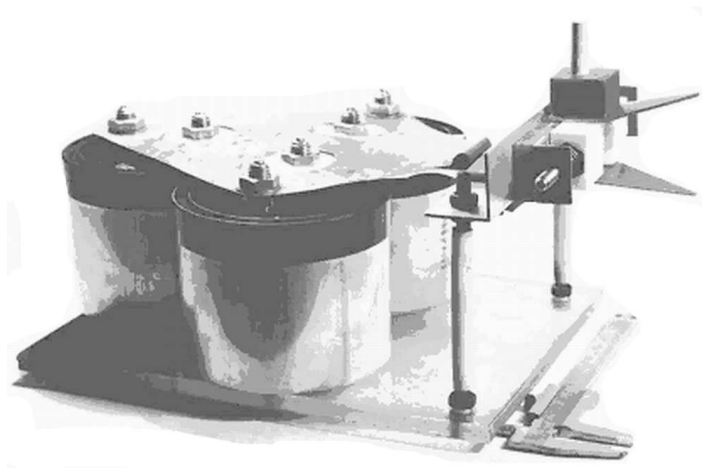


Рис. 1. Лабораторная модель АИПД-50

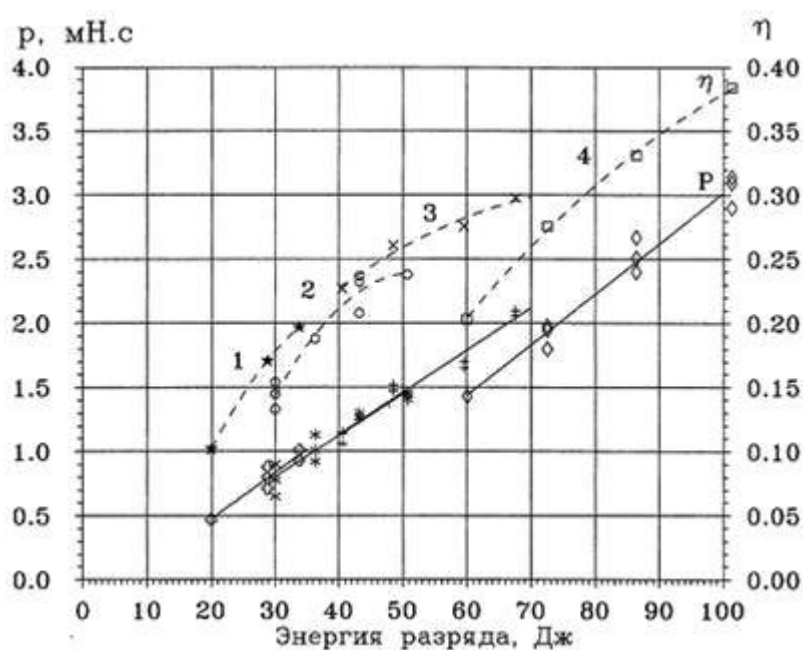


Рис. 2. Характеристики АИПД-50 с несколькими типами конденсаторной батареи

## 2. Корректирующая ДУ на базе АИПД

В настоящее время в НИИПМЭ МАИ разработан эскизный проект КДУ для микроспутника на основе АИПД с энергосодержанием конденсаторной батареи 50 Дж (АИПД-50). КДУ состоит из блока системы питания и управления (СПУ) и одного или не-

скольких двигателей АИПД-50. АИПД-50, в свою очередь, включает следующие блоки:

- блок накопителя энергии;
- блок ускорительного канала;
- блок подачи рабочего тела (фторопласт-4);
- блок инициирования разряда.

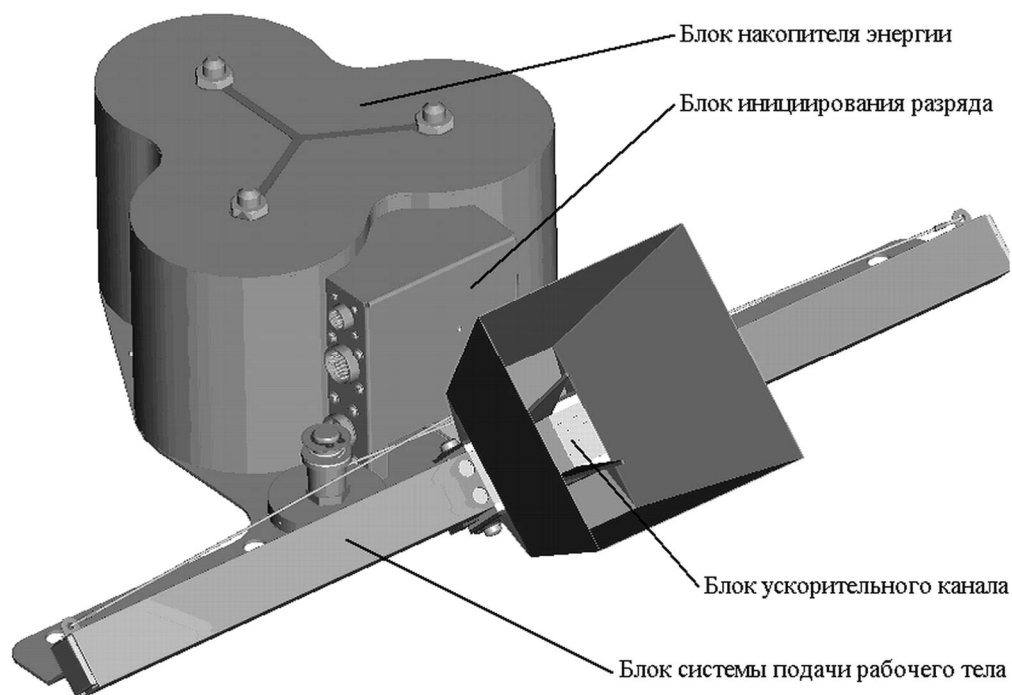


Рис. 3. Абляционный импульсный плазменный двигатель АИПД-50

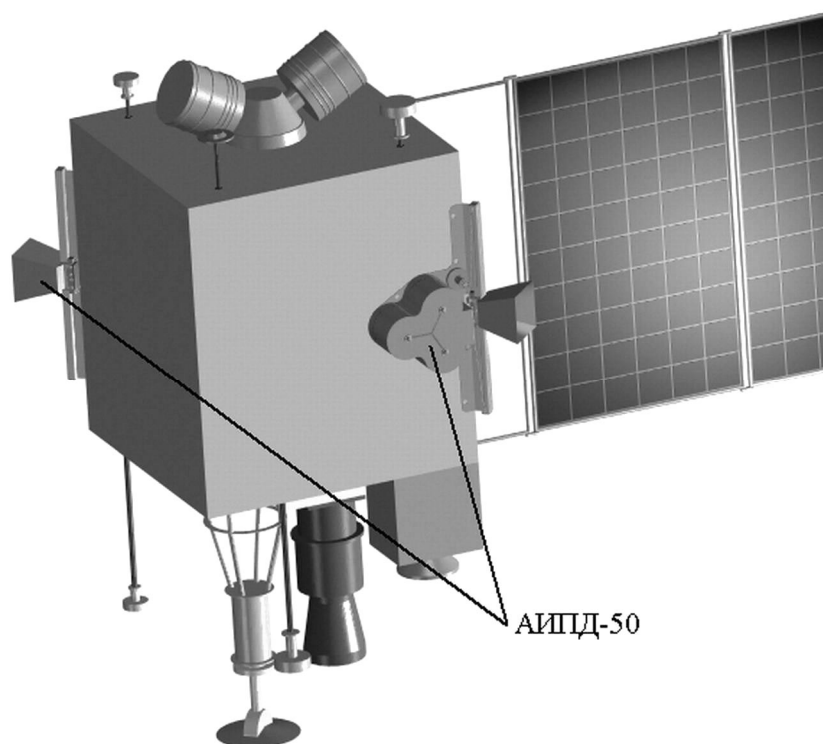


Рис. 4. Вариант расположения АИПД-50 на корпусе МС

Внешний вид одного из вариантов АИПД-50 представлен на рис. 3. Возможный вариант размещения КДУ с двумя АИПД-50 на МС массой

~ 100 кг показан на рис. 4. Особенностью варианта является то, что вследствие низкой расчетной орбиты (~ 400 км) МС и неподвижной солнечной батареи

предлагается использовать два полностью укомплектованных двигателя (каждый содержит перечисленные выше блоки), расположенные на противоположных ребрах корпуса МС. При этом единый блок СПУ размещается внутри корпуса аппарата. Предполагается, что гироскопическая трехосная система ориентации обеспечивает ограниченные углами  $\pm 45^\circ$  развороты МС вокруг вертикальной оси, что дает возможность понижения и повышения орбиты аппарата, а также ограниченную коррекцию плоскости его орбиты. Более интересным является вариант, при котором МС может совершать развороты на  $180^\circ$ . Тогда КДУ на базе АИПД может содержать только один двигатель, в зависимости от положения аппарата ускоряющей или тормозящей его. При разворотах аппарата на  $90^\circ$  КДУ может использоваться для коррекции наклона его орбиты.

Преимуществом второй схемы является существенно меньшие массы и габариты КДУ. АИПД-50 имеет следующие характеристики:

|                                                      |            |
|------------------------------------------------------|------------|
| – номинальная потребляемая мощность при частоте 2 Гц | 100 Вт;    |
| – тяга при частоте 2 Гц                              | 3 мН;      |
| – максимальная частота импульсов                     | 2 Гц;      |
| – тяговая эффективность                              | 0,25;      |
| – суммарный импульс                                  | 30 кН·с;   |
| – удельный импульс                                   | 16,7 км/с; |
| – ресурс по числу включений                          | $10^7$ ;   |
| – масса (с запасом рабочего тела 1,8 кг)             | 8 кг.      |

Основные характеристики АИПД-50 подтверждены экспериментально на испытаниях его лабораторного прототипа в НИИПМЭ МАИ. В настоящее время КДУ на основе АИПД-50 принята в качестве штатной для разрабатываемой НИИЭМ универсальной космической платформы "Вулкан" [1]. В настоящее время ведется работа по созданию демонстрационного образца АИПД-50 с целью проведения его стендовых и натурных испытаний.

## Заключение

Новое поколение низкоорбитальных микроспутников, которые согласно многим прогнозам, например, [2, 3] вскоре займут значительный сегмент рынка космических аппаратов, нуждается в высокоэффективной, надежной и дешевой корректирующей двигательной установке, потребляющей электрическую мощность в диапазоне единиц-десятков Вт. В работе показано, что наилучшим образом для решения задач управления орбитальным положением таких спутников подходят абляционные ИПД разработки НИИПМЭ МАИ.

## Литература

1. Аватинян Г.А., Шелков Н.П., Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Яковлев В.Н. Выбор корректирующей ДУ для МКА "Вулкан" // III Междун. конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королёв. – 2002 – С. 59 – 66.
2. Бобылев В.В., Кузьминов В.К., Кучеров С.А., Соловьева А.П. Анализ основных особенностей рынка малых КА // III Междун. конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королёв. – 2002. – С. 9 – 14.
3. Ораевский В.Н., Боярчук В.С., Докукин В.С., Салихов Р.С., Владимиров А.В., Сенник Н.А. Системы малых спутников для мониторинга природных и техногенных катастроф // II Конференция «Авиакосмические системы на базе микротехнологий: создание и основные направления использования». – СПб. – 2003. – С. 33 – 38.

Поступила в редакцию 12.05.04

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. И.П. Назаренко, Государственный технический университет «Московский авиационный институт», Москва.

УДК 621.387.424

А.И. КОРЯКИН<sup>1</sup>, В.М. МУРАШКО<sup>1</sup>, А.Н. НЕСТЕРЕНКО<sup>1</sup>, С.В. ОЛОТИН<sup>1</sup>,  
М.Т. АЛИЕВА<sup>2</sup>, Н.В. БЕЛАН<sup>2</sup>, В.И. БЕЛОКОНЬ<sup>2</sup>, Н.Н. КОШЕЛЕВ<sup>2</sup>, А.В. ЛОЯН<sup>2</sup>,  
С.Ю. НЕСТЕРЕНКО<sup>2</sup>, А.И. ОРАНСКИЙ<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие "Опытное конструкторское бюро "Факел", Россия

<sup>2</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского "ХАИ", Украина

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БЫСТРОГО БЕЗНАКАЛЬНОГО ЗАПУСКА СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Представлены результаты экспериментальных исследований характеристик запуска известных серийных российских холловских двигателей СПД-70 и СПД-100 производства ОКБ "Факел", в которых штатные системы накального запуска заменены на инженерные модели систем безнакального запуска на основе безнакальных катодов-компенсаторов БНК М1.05 и БНК М5.04 и блоков поджига, разработанных и изготовленных в Межотраслевом научно-техническом центре космической энергетики и двигателей ХАИ. Приведены сравнительные параметры этих двух модификаций двигателей. Показано, что пусковые характеристики стационарных плазменных двигателей с безнакальными катодами удовлетворяют требованиям, предъявляемым к двигателям систем управления ориентацией и стабилизацией космических аппаратов.

**стационарный плазменный двигатель, безнакальный катод, система быстрого безнакального запуска**

### Введение

С каждым годом расширяется область использования электроракетных двигателей (ЭРД). Сейчас назревает время необходимости и целесообразности применения ЭРД в системах управления ориентацией и стабилизацией (СУОС) космических аппаратов (КА). По ряду параметров одним из наиболее перспективных двигателей СУОС является холловский ЭРД, другое название – стационарный плазменный двигатель (СПД). Значительным препятствием на этом пути является большое время запуска современных СПД. Так, например, известные российские холловские двигатели СПД-70 и СПД-100 имеют время функционального запуска 160...180 с [1], тогда как время срабатывания двигателей СУОС не должно превышать 1 с.

### 1. Постановка задачи

#### 1.1. Состояние проблемы

У большинства современных ЭРД, в том числе – СПД, наиболее инерционными узлами, определяю-

щим время функционального запуска, являются катоды.

Среди разрабатываемых для ЭРД типов катодов наиболее перспективными являются газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды (ГПВК), относящиеся к классу плазменных эмиттеров электронов [2]. Такие катоды позволяют получать большие плотности эмиссионного тока (до  $10^6...10^7$  А/м<sup>2</sup> в выходном отверстии) с малыми затратами энергии (10...25 Вт/А) и способны работать в режиме самоподогрева не только в стационарном режиме, но и в режиме запуска, что позволило создать на их основе безнакальные катоды (БНК), у которых отсутствует стартовый нагреватель (накал) [3]. Известно, что время запуска БНК значительно меньше, чем накальных катодов (НК) [3].

Одной из первых публикаций об осуществлении безнакального способа запуска катодов, связанного с исключением из конструкции катода стартового нагревателя, и обеспечением запуска путем газоразрядного самонагрева катода, является статья Астона [4]. Однако, безнакальный запуск в этой работе

обеспечивался ценой разрушения элементов конструкции катода.

Более детальный анализ и исследования безнакального запуска экспериментальных макетов ГПВК проведены в работе M.Schatz [5]. Нарботка 3500 циклов при 3430 успешных зажиганиях показала, что принципиально возможно практическое осуществление безнакального зажигания ГПВК с несколькими тысячами циклов.

В МНТЦ КЭД ХАИ накоплен большой опыт как в научных исследованиях рабочих процессов безнакального запуска ГПВК [6], так и в разработке конструкции и технологии изготовления БНК нескольких типоразмеров на токи разряда от 0.3 А до 300 А. [7, 8].

В кооперации МНТЦ КЭД ХАИ и ОКБ "Факел" уже имеется опыт совместных работ по созданию ГПВК, в том числе БНК [9]. Так например, безнакальный катод БК-4, созданный в ОКБ "Факел" в кооперации с ХАИ, испытывался в составе СПД-100 на 2000 запусков. В результате обследования и измерения основных параметров установлено, что видимых следов эрозии и изменений основных рабочих параметров катода не обнаружено [9].

## 1.2. Задача данных исследований

Конечной целью работ по данному направлению является создание летных образцов СПД с быстрым безнакальным запуском, которые соответствовали бы требованиям, предъявляемым к двигателям СУОС КА. Данная работа посвящена экспериментальному исследованию характеристик быстрого безнакального запуска стационарных плазменных двигателей и является очередным этапом совместных работ ОКБ "Факел" и ХАИ на пути достижения выше указанной конечной цели.

## 2. Решение поставленной задачи

### 2.1. Основные технические характеристики объектов исследования

Исследовались хорошо известные серийные холловские двигатели ОКБ "Факел" СПД-70 и СПД-100, в которых штатные НК-компенсаторы КЭ-5А и КН-3 заменены на инженерные модели (ИМ) безнакальных катодов БНК М1.05 ( $I_p = 2,2$  А) и БНК М5.04 ( $I_p = 4,5$  А), разработанные и изготовленные в МНТЦ КЭД ХАИ. Основные технические параметры двух модификаций этих двигателей приведены в табл. 1.

Таблица 1

Технические параметры СПД-70 и СПД-100 с накальными и безнакальными катодами-компенсаторами

| Наименование и размерность характеристик         | Величины параметров |                   |               |                   |
|--------------------------------------------------|---------------------|-------------------|---------------|-------------------|
|                                                  | СПД-70              |                   | СПД-100       |                   |
|                                                  | КЭ-5А               | БНК М1.05         | КН-3          | БНК М5.04         |
| 1. Тяга двигателя, мН                            | 40                  | 41.4              | 83            | 85                |
| 2. Мощность двигателя, Вт                        | 660                 | 660               | 1350          | 1350              |
| 3. Удельный импульс, с                           | 1450                | 1450              | 1500          | 1500              |
| 4. Тяговый к.п.д., %                             | 48                  | > 48              | 50            | > 50              |
| 5. Ресурс (наработка) в стационарном режиме, час | 3100                |                   | 9000          |                   |
| 6. Номинальный разрядный ток, А                  | 2,2                 | 2,2               | 4,5           | 4,5               |
| 7. Напряжение разряда в двигателе, В             | 300                 | 300               | 300           | 300               |
| 8. Пусковой расход ксенона, мг/с                 | 0,25...0,35         | 0,1...0,2         | 0,35...0,50   | 0,1...0,2         |
| 9. Энергопотребление при запуске, Вт             | 80...95             | 20...30           | 80...95       | 25...40           |
| 10. Время запуска, с                             | 160                 | 0,01...0,02       | 160           | 0,02...0,025      |
| 11. Ресурс (наработка) по числу включений        |                     | 1000              |               |                   |
| 12. Масса, кг                                    | 1,5                 | < 1,5             | 3,5           | < 3,5             |
| 13. Состояние разработки                         | Летная модель       | Инженерная модель | Летная модель | Инженерная модель |

Фотографии ИМ БНК М1.05 и БНК М5.04 показаны на рис. 1. Их основные технические параметры приведены в табл. 1 и на рис. 3.

Пробой разрядного промежутка и электропитание всех стадий развития разряда в БНК в период их запуска осуществлялись с помощью специального блока поджига (БП). Основные технические параметры БП, созданных в МНТЦ КЭД ХАИ, представлены в табл. 2.



Рис. 1. БНК 5.04 (слева) и БНК М1.05 (справа)

Таблица 2

Технические параметры БП, созданных в МНТЦ КЭД ХАИ

| Наименование и размерность параметров                       | Величины параметров |
|-------------------------------------------------------------|---------------------|
| 1. Выходное напряжение цепи пробоя разрядного промежутка, В | 800,0...1050,0      |
| 2. Ток цепи пробоя, А                                       | 0,1                 |
| 3. Выходное напряжение цепи поддержки тлеющего разряда, В   | 320,0...480,0       |
| 4. Ток поддержки тлеющего разряда, А                        | $\leq 0,25$         |
| 5. Выходное напряжение цепи поддержки дугового разряда, В   | 20,0...30,0         |
| 6. Ток поддержки дугового разряда, А                        | $\leq 1,2$          |
| 7. Напряжение питания блока, В                              | 24,0...30,0         |
| 8. Ток, потребляемый от источника питания, А                | 4,0...5,0           |
| 9. Габаритные размеры БП приборного исполнения, мм          | 155 × 95 × 35       |
| 10. Масса блока поджига приборного исполнения, г            | 450                 |

## 2.2. Принцип работы блока поджига

БП разрабатывался с учетом результатов и рекомендаций статьи [10].

Работа БП основана на преобразовании напряжения источника питания постоянного тока в напряжения, необходимые для пробоя вспомогательного разрядного промежутка газопроводного полого катода, поддержки режима тлеющего разряда и дугового разряда соответственно. Структурная схема БП представлена на рис. 2.

При подаче питающего напряжения 27 В на входные клеммы БП стабилизатор напряжения обеспечивает подачу напряжения 6 В на ШИМ-контроллеры блока поджига. При этом начинают работать задающие генераторы ШИМ-контроллеров, и на их выходах формируются последовательности импульсов частотой 60 кГц. Каждый из ШИМ-контроллеров формирует две последователь-

ности импульсов, сдвинутых на 180°. Эти импульсы поступают на входы транзисторов соответствующих двухтактных преобразователей.

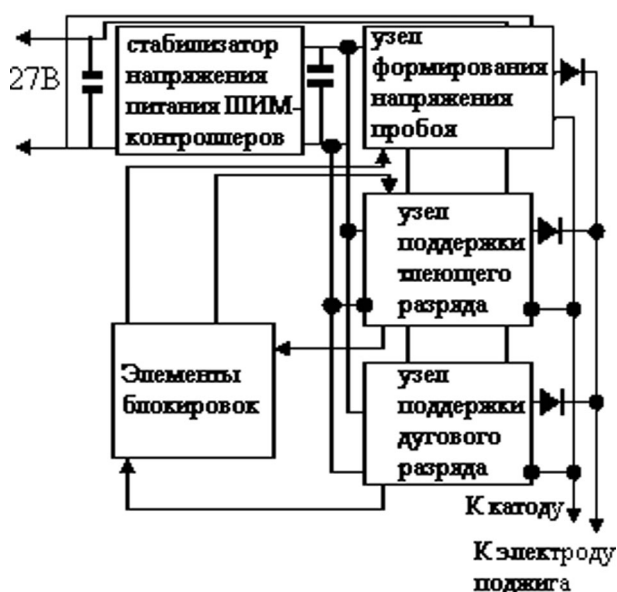


Рис. 2. Схема структурная электрическая блока оджига

Трансформаторы, подключенные к стоковым выводам транзисторов, обеспечивают преобразование напряжения источника питания до величин, необходимых для инициирования и протекания соответствующих процессов во вспомогательном плазменном промежутке полого катода, а также гальваническое разделение источника питания и цепей разрядного устройства.

До пробоя вспомогательного разрядного промежутка все ШИМ-контроллеры и двухтактные преобразователи в целом работают одновременно. Напряжения отдельных преобразователей совмещаются в выходной цепи БП. Напряжение на выходных зажимах блока поджига в этот период соответствует выходному напряжению наиболее высоковольтной цепи БП- цепи пробоя промежутка. После пробоя промежутка и достижения значения тока цепи пробоя 0,1 А с помощью элемента обратной связи начинает работать схема ограничения тока этой цепи. При переходе разряда вспомогательного промежутка в фазу тлеющего разряда и достижения значения 0,25 А выходного тока цепи поддержки тлеющего разряда с помощью элемента обратной связи этой цепи включается блокировка цепи пробоя и схема ограничения тока цепи поддержки тлеющего разряда.

При переходе разряда вспомогательного промежутка в фазу дугового разряда и достижения значения 1,05 А выходного тока цепи поддержки дугового разряда с помощью элемента обратной связи этой цепи включается блокировка цепи поддержки тлеющего разряда и цепи пробоя и схема ограничения тока цепи поддержки дугового разряда. Работа блока поджига на любом этапе может быть прервана отключением питающего напряжения источника питания.

### 2.3. Методы и средства измерения исследуемых параметров

Испытания и исследования технических характеристик перечисленных в п. 2.1 объектов исследо-

ваний проводились на стендах ОКБ "Факел" и МНТЦ КЭД ХАИ с использованием комплекса технических средств, более подробно описанного в работе [11].

БНК были установлены на СПД на технологических кронштейнах в положении аналогичном к положению штатных катодов.

Экспериментальные исследования СПД с БНК были выполнены в следующем объеме:

- приработка в течение не менее 30 мин на номинальном режиме двигателей (для СПД-70 –  $I_p = 2,20$  А,  $U_p = 300$  В, для СПД-100 –  $I_p = 4,50$  А,  $U_p = 300$  В);
- исследование влияния расхода ксенона через катод на стационарные параметры СПД в диапазоне 0,05 – 0,40 мг/с при номинальных разрядных токах;
- исследование влияния тока разряда на стационарные параметры СПД-70, начиная с тока 2,20 А в сторону уменьшения с шагом 0,20 А при расходе в катод 0,15 мг/с при автономном подключении магнитных катушек, ток в катушках на всех режимах составлял 2,20 А;
- определение пусковых характеристик СПД с БНК, которое включало в себя измерение времени функционального запуска, т.е. времени между включением БП и появлением номинального значения тока разряда  $I_p$  при различных паузах между включениями катода и исследование изменений во времени электрических характеристик СПД ( $I_p$ ,  $U_p$ ) и тока и напряжения ( $I_n$ ,  $U_n$ ) в цепях БП и БНК. Время измерялось путем осциллографирования напряжения поджига и тока разряда. Для этих целей использовались двухлучевой осциллограф VC-5470 и автоматизированная система регистрации быстропротекающих процессов [11].

Последовательность запуска СПД с БНК была следующая:

- подавался расход ксенона через анод и катод;
- подавалось разрядное напряжение;
- включался БП, подачей питания 27 В;

– выдерживался включенным БП в течение 1 ... 2 с, после чего отключение БП.

## 2.4. Результаты исследований

### 2.4.1. Стационарные характеристики

Исследовано влияние расхода ксенона через катод  $\dot{m}_k$  на стационарные параметры СПД-70 в диапазоне 0,05...0,40 мг/с при номинальном токе разряда  $I_p = 2,2$  А и напряжении разряда  $U_p = 300$  В при работе с тремя катодами – штатным КЭ-5А, ИМ БНК М1.05 и ИМ БНК М1.04. Установлено, что во всем диапазоне исследованных параметров тяга СПД-70 с БНК была равна 41,1...41,6 мН, т.е. несколько превышала номинальное значение 40 мН при работе двигателя со штатным катодом КЭ-5А. Это объясняется более низким энергопотреблением БНК по сравнению со штатным катодом-компенсатором. Некоторой ориентировочной характеристикой энергопотребления катода при работе в составе двигателя может служить величина плавающего потенциала  $U_{кз}$ , которая измерялась как разность потенциалов между катодом и "землей". На рис. 3 приведены зависимости  $U_{кз}$  от  $\dot{m}_k$  для трех катодов. Видно, что энергопотребление БНК М1.05 и БНК М5.04 на 5...8 Вт/А меньше, чем у катода КЭ-5А. Оптимальная величина  $\dot{m}_k$  для БНК М1.05 составляет 0,15 мг/с.

Изучено влияние тока разряда  $I_p$  на стационарные параметры СПД-70. Установлено, что БНК М1.05 обеспечивает устойчивую работу двигателя в диапазоне  $I_p = 0,65...2,2$  А при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с. При этом тяга СПД-70 изменялась от 7,5 мН до 41,2 мН.

### 2.4.2. Пусковые характеристики.

При определении пусковых характеристик СПД-70 с БНК БП включался на 1...2 с и каждый раз запуск катодов происходил нормально, без сбоев. Исследования пусковых характеристик проводились в двух режимах: "холодный" – запуск БНК из холодного состояния, когда пауза между включе-

ниями составляла не менее 1 час, и "горячий" – запуск БНК с горячего состояния, когда пауза составляла не более 6 с после стационарной работы СПД не менее 15 мин, либо запуск НК, разогретого до горячего состояния с помощью штатного накала в номинальном режиме.

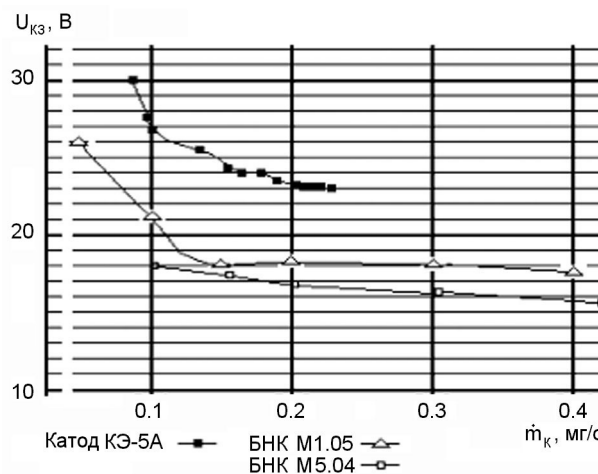


Рис. 3. Зависимости  $U_{кз}$  от  $\dot{m}_k$

На рис. 4 – 9 продемонстрированы наиболее типичные электрические характеристики запуска СПД-70: изменение во времени в период функционального запуска напряжения  $U_p$  и тока разряда  $I_p$ , а также напряжения  $U_n$  и тока  $I_n$  в цепях поджига и поддержания разряда в катодах. Измерения указанных характеристик производились в миллисекундном диапазоне, что обеспечивало регистрацию всех стадий развития разряда при запуске, кроме пробоя (микро-, а возможно даже наносекундный диапазон).

### 2.4.3. "Холодный" запуск.

На рис. 4 хорошо видно три стадии развития разряда при "холодном" запуске СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с: I стадия продолжительностью 4 мс – высоковольтная форма тлеющего разряда поддерживаемая цепью пробоя БП; II стадия длительностью 10 мс – нормальный тлеющий разряд, поддерживаемый цепью поддержки тлеющего разряда БП, и III стадия – дуга, поддерживаемая соответствующей цепью БП. Таким образом, время функционального запуска двигателя составляет 14 мс.

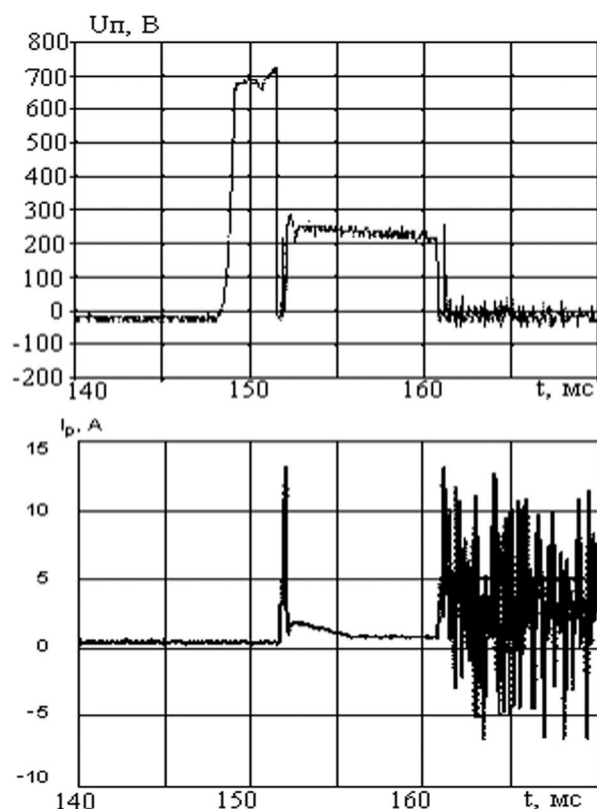


Рис. 4. Характеристики "холодного" запуска СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с

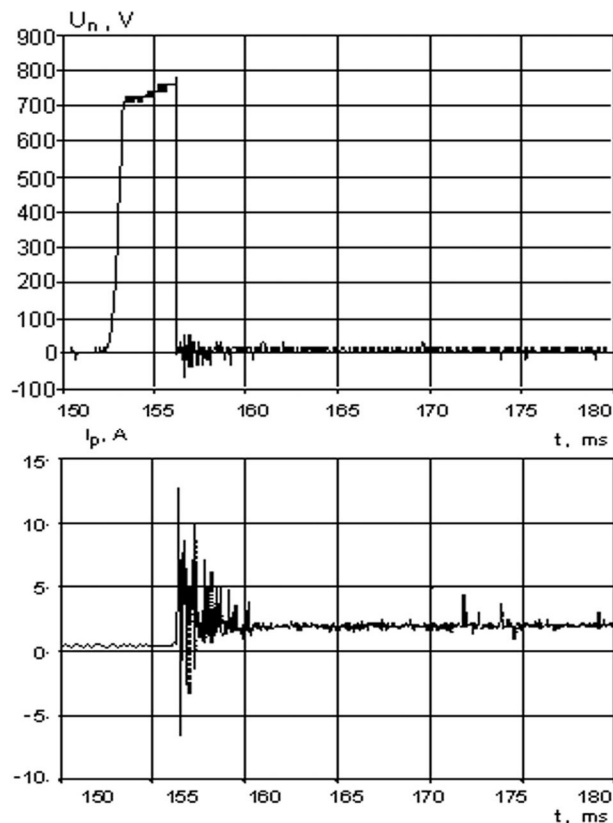


Рис. 5. Характеристики "холодного" запуска СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с

Рис. 5 демонстрирует, что "холодный" функциональный запуск того же СПД-70 с тем же безнакальным диодом М1.05 при таком же  $\dot{m}_k$  осуществим за 5 мс за две стадии – I (5 мс) и III, минуя II.

Из рис. 6 видно, что при всех тех же неизменных исходных условиях, что и в предыдущих двух случаях (рис. 4, 5) "холодный" функциональный запуск СПД-70 возможен за 2 мс с переходом после пробоя сразу же на II стадию, обеспечивающую за указанное время 2 мс переход на последнюю III дуговую стадию развития разряда.

При этом реализация одного из трех вышеназванных сценариев "холодного" запуска происходит случайно, и для того, чтобы этим процессом можно было управлять, необходимы дополнительные исследования запуска с набором большого объема статистики.

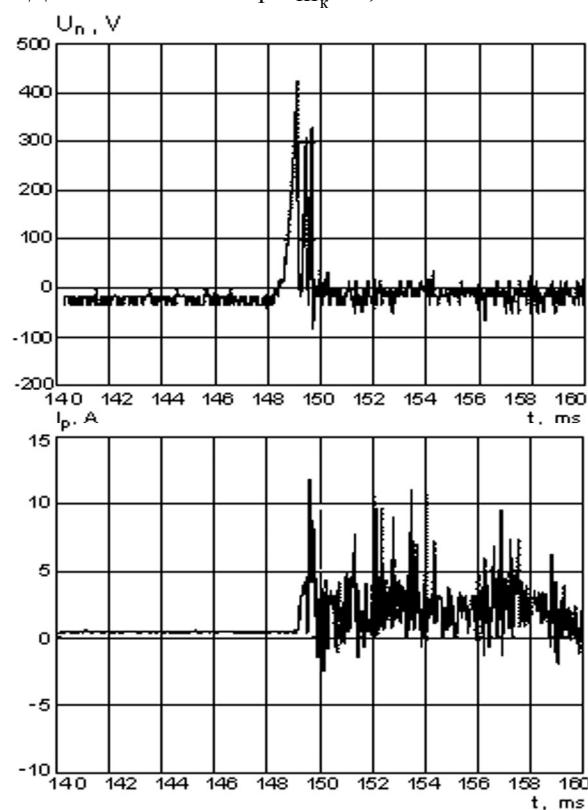


Рис. 6. Характеристики "холодного" запуска СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с

#### 2.4.4. "Горячий" запуск.

Поведение разрядного напряжения  $U_p$  и тока  $I_p$ , характерное для запуска СПД-70 с горячим БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с, показано на рис. 7. На рис. 8 представлена развертка параметров разряда в двигателе и в цепях поджига БНК в 3,2 микросекундном диапазоне.

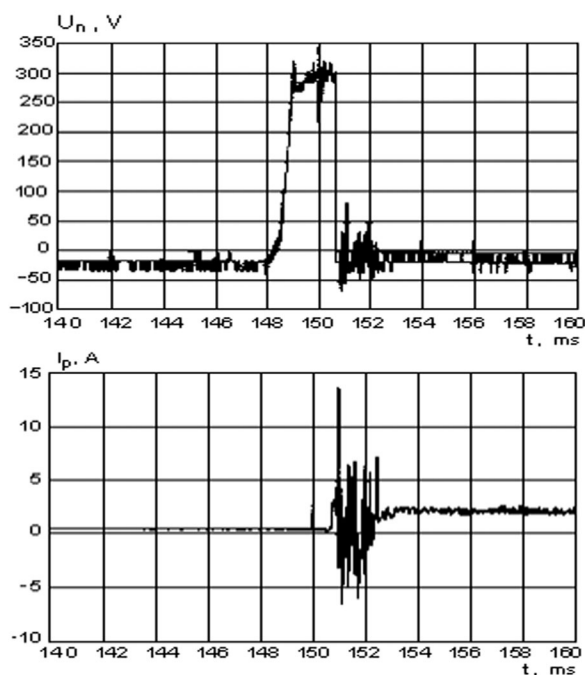


Рис. 7. Характеристики "горячего" запуска СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с

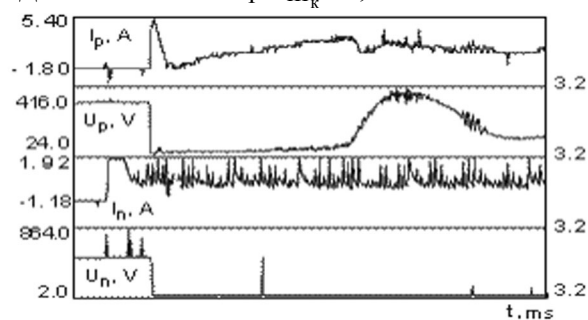


Рис. 8. Характеристики "горячего" запуска СПД-70 с БНК М1.05 при  $\dot{m}_k = 0,15$  мг/с

На рис. 9 показаны те же характеристики переходного процесса в период запуска СПД = 70, но полученные при работе со штатным катодом КЭ-5А после его накала с помощью нагревателя в номинальном режиме мощностью 90 Вт в течение 160 с. Из сравнения рис. 8 и 9 видно, что характер изменения и величины параметров переходных процессов в

период запуска с горячим БНК и с нагретым КЭ-5А очень близки. Как в том, так и в другом случаях в работе участвует только II и III цепи БП. Их задачей является догрев эмиссионной поверхности в зоне привязки разряда до рабочей температуры. По всей видимости, в этот период происходит также окончательное формирование структуры эмиссионного слоя.

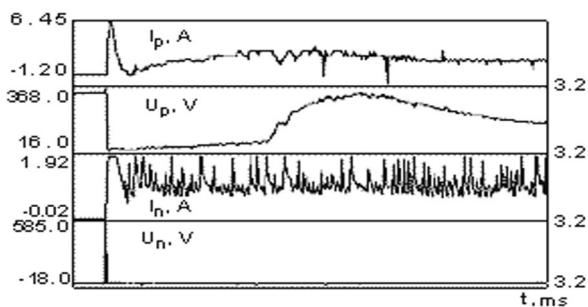


Рис. 9. Характеристики "горячего" запуска СПД-70 с катодом-компенсатором КЭ-5А при  $\dot{m}_k = 0,4$  мг/с

#### 2.5. Обсуждение полученных результатов

В результате проведенных исследований показано, что замена НК на БНК позволяет сократить время функционального запуска двигателей на 4 порядка, мощность, потребляемую катодом во время запуска и пусковой расход ксенона через катод – в 2...3 раза. При стационарной работе катодов в составе СПД-70 и СПД-100 энергопотребление БНК М1.05 и М5.04 меньше, чем у штатных катодов КЭ-5А и КН-3.

Таким образом, использование БНК в составе серийных СПД-70 и СПД-100 существенно улучшает их технические, в первую очередь – пусковые, характеристики, что позволяет расширить область их применения на системы управления ориентацией и стабилизацией космических летательных аппаратов.

#### Заключение

В результате экспериментальных исследований характеристик запуска известных серийных российских холловских двигателей СПД-70 и СПД-100 производства ОКБ "Факел", в которых штатные сис-

темы накального запуска заменены на инженерные модели систем безнакального запуска на основе безнакальных катодов-компенсаторов БНК М1.05 и БНК М5.04 и блоков поджига, разработанных и изготовленных в Межотраслевом научно-техническом центре космической энергетики и двигателей ХАИ, установлено, что по времени срабатывания СПД с БНК (до 25 мс) удовлетворяет требованиям, предъявляемым к двигателям СУОС КА.

В дальнейшем предстоит отработка ИМ систем безнакального запуска СПД на ресурс как по числу запусков, так и в стационарном режиме, а также комплекс конструкторских и технологических работ и специальных испытаний, обеспечивающие их перевод на следующие стадии разработки – квалификационную и летную модели.

### Литература

1. Arhipov B., Kozubsky K.L. The Development of the Cathodes-Compensators for Stationary Plasma Thrusters in USSR // Proc. of the 22-th International Electric Propulsion Conf. – Viareggio (Italy). – 1991. – IEPC-91-23. – P. 197 – 201.
2. Oranskiy A.I. Plasma hollow cathodes // Problems of atomic science and technology. Series: Plasma physics. – Kharkov. – 1999. – Is. 3, 4. – P. 259 – 261.
3. Оранский А.И. Перспективные катоды электроракетных двигателей // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”. – 2002. – Вип. 31. Двигуни та енергоустановки. – С. 257 – 259.
4. Aston G. Ferm cathode operation in the test bed ion engine // Proc. of the 17-th International Electric Propulsion Conf.-Japan (Tokyo). – 1984. – P. 76 – 82.
5. Schatz M.F. Heatless Ignition of Inert Gas Ion Thruster Hollow Cathodes // 18<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, AIAA Papers, Alexandria, Virginia, Sept. 30 – Oct. 2, 1985. – IEPC-85-208.
6. Studying of non-stationary heating processes of self-heated hollow cathodes / N.N. Koshelev, A.V. Loya, S.A. Lobov, A.I. Oranskiy // AIAA/ASMT/SAE/ASTT Proc. Of the 35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conf. and Exhibit. – Los-Angeles (USA). – 1999. – AIAA Paper 99-2864 (A99-31525).
7. The Results of Reasearching of Low-Current Self Heated Hollow Cathodes on Electric Current Range from 0,3 to 0,5 A / A. Loya, N. Belan, A. Oranskiy, N. Koshelev, S. Lobov // Proc. of the 27<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conf. – Pasadena, California, USA. – 2001. – IEPC-01-272.
8. High-Current Self-Heated Hollow Cathodes with Operation Current More Than 25 A: State and Development / A. Loya, A. Oranskiy, Ye. Ischenko, N. Koshelev // Proc. of the 27th International Electric Propulsion Conf. – Pasadena, California, USA. – 2001. – IEPC-01-273.
9. Архипов Б.А., Мурашко В.М., Оранский А.И. Опыт создания полых высокоэмиссионных катодов // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”. – Х.: ГАУ «ХАИ». – 1999. – Вып. 10. – С. 360 – 363.
10. Лоян А.В., Кошелев Н.Н., Алиева М.Т. Экспериментальные исследования пусковых характеристик безнакальных полых катодов // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”. – 2002. – Вип. 30. – С. 256 – 258.
11. Комплекс технических средств для экспериментальной отработки ЭРД и подсистем ЭРДУ / Н.В. Белан, В.И. Белоконь, Е.В. Барздун, С.В. Верютин, В.Д. Олендарев, С.А. Огиенко, Н.П. Степанукин // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”. – 2002. – Вип. 31. – С. 265 – 269.

Поступила в редакцию 25.04.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. В.И. Терешин, Институт физики плазмы Национального научного центра “ХФТИ”, Харьков.

UDC 621.455.03

**L. ALBAREDE, P. LASGORCEIX, S. MAZOUFFRE, M. DUDECK***Laboratoire d'Aérodynamique**1C avenue de la Recherche Scientifique, 45071 Orléans cedex, France***OVERVIEW OF RECENT RESEARCH ACTIVITIES ON HALL EFFECT THRUSTERS PERFORMED AT THE LABORATOIRE D'AÉRODYNAMIQUE**

A large research programme on Hall thrusters has been initiated in France in 1996. This programme includes modelling, as well as theoretical and experimental approaches. These researches are coordinated in the frame of a national Research Group. Recent results obtained at the laboratoire d'Aérodynamique taking part to the activities of this group are presented. These results describe to ion and electron properties in the plasma flow in the surroundings of the thruster channel exhaust.

**hall thrusters, ion and electron properties, hollow cathode, diode regime, electric potential, plasma discharge, frequency, density**

**Introduction**

Numerous geostationary satellites for telecommunication are now equipped with electric thrusters because of their advantages in terms of gain in platform mass. Furthermore, it appears that interplanetary missions could use electric propulsion to allow reasonable mission duration. In the field of electric propulsion, Hall Effect Thrusters (HET), also named Stationary Plasma Thrusters, are nowadays considered as the most promising device for missions like satellite station keeping on geostationary orbit, orbit transfer and space probe trajectory control for interplanetary exploration due to their high level of performances (especially for specific impulse). Moreover, such a kind of electric thrusters can operated in high specific impulse regime as well as in high thrust regime. This dual mode is considered as a real advantage for near future missions.

A short overview of the research activities with some examples of recent experimental results obtained at the laboratoire d'Aérodynamique of CNRS at Orléans (France) in the field of Hall propulsion will be given. Essentially, the results will concern ionic properties, thermal evolution of the sub-elements of the thrusters, which is correlated to the ionic fluxes, and the electron properties near the exhaust of the external hollow cathode.

**1. Hall Effect Thruster**

The basic principle of functioning of a Hall Effect Thruster (HET) has been previously described in many papers. Schematically, a partially magnetized discharge is sustained in an annular channel formed by two walls made of ceramics. This discharge needs an external electron flux produced by a hollow cathode and an atomic gas flow arriving from the rear of the channel. A magnetic field created by external coils traps the electrons to ensure a high enough electron time residence in the channel to favour non elastic collisions. These collisions give an essentially single ionized gas. Generally the working gas is xenon due to its mass, its absence of toxicity and its low first ionisation potential (12.13 eV). Then, the ions are accelerated to a high velocity (around of 20km/s) by the self consistent electric field appearing near the channel exhaust as the result of the drop in electron mobility. Contrary to ion thrusters, the electric field in HET is obtained far from the electrodes. The acceleration of the ion is related to the potential map which is generally close to the magnetic map. The magnetic topography plays an important role in the optimisation of the HET. One have to also note that the magnitude of the magnetic field near the channel exhaust is chosen in order to only magnetize the electrons (Larmor radius of a few mm).

The optimisation of HET needs a good understanding of the physical properties of the plasma discharge. With this goal which requires a large effort in experimental research and modelling, we present some results obtained at the laboratoire d'Aérothermique during the last year. They complete the previous and the current works.

## 2. Velocity of ions

A Fabry-Pérot (FP) interferometer has been recently used to determine the temperature of Xe atoms. (823.16 nm emission line). This measurement allows an estimation of the surface temperature of the ceramics and a comparison of the values obtained by optical emission of  $N_2^+$  (first negative system observed after the injection of a small amount of  $N_2$ ).

The FP bench can also be employed to measure  $Xe^+$  ion velocity [1]. The light emitted by the plasma and by a reference plasma source (for the zero Doppler shift) are combined and then the beam enters in a plane Fabry-Pérot cavity with 3.4 mm between the two mirrors. This cavity is optimized for wavelengths from 450 nm to 550 nm. The free spectral range is equal to 44.1 GHz and the spectral resolution is about 0.75 GHz, giving an accuracy around 2.5 km/s for an axial velocity of 20 km/s.

The measurements have been performed with the SPT100-ML thrusters installed inside the PIVOINE facility. The line of sight of the FP diagnostic is oriented at  $64^\circ$  with respect to the thruster axis. The spatial resolution is 4.4mm and the depth of the observed plasma is around 30 cm. This weak spatial resolution which is induced by the integration along the line of sight is compensated by the easiness of its implement. FP interferometry is a complementary tool to the Laser Induced Fluorescence (LIF) diagnostic. The Fig.1 shows the ion axial velocity in comparison with previous measurements obtained by LIF. A good agreement is observed out of the channel with the same limit, around 20 km/s. Inside the channel the ion speed around 370

m/s can be correlated to the velocity of the neutral species before ionisation.

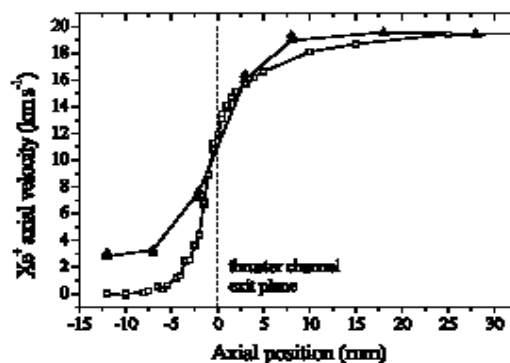


Fig. 1.  $Xe^+$  ion axial velocity along the channel axis under standard thruster operating conditions. Fabry-Pérot data (triangle) and LIF data (square).

The local  $XeII$  velocity is linked to the local electric potential in the plasma discharge. The voltage profile obtained from the ion velocity (FP) is in good agreement with the LIF one.

The Fig. 2 presents the ion axial velocity as a function of the discharge voltage and the axial thrust measurements. These two quantities exhibit the same behaviour (in a first approximation the thrust is proportional to the discharge voltage if the efficiencies of ionization and energy gained are close to one).

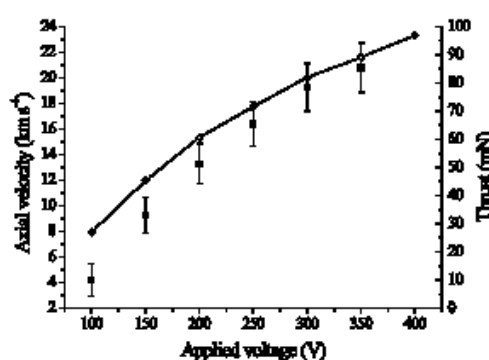


Fig. 2. Axial ion velocity and thrust as a function of the applied potential.

The FP measurements have been performed with Dr. D. Pagnon of the LPGP laboratory of the University of Paris-Sud.

### 3. IR thermography

Infrared thermography of HET allows to determine the absolute temperature of the external surface of the different sub-elements if the emissivity of the materials has been previously measured. The interest of this measure is evident from different points of view: First, it gives information about reached thermal levels of anode, coils, internal and external ceramics in a transient and in the stationary states. Second, it permits to follow the thermal behaviour of the thrusters in order to prevent damages due to thermal stress in ceramics, destroying of the isolation of wires of the coils, and appearing of hot spots on ceramics. Moreover, this non intrusive diagnostic permits to test new HET (i.e. bi-stage) or HET operating in non usual conditions (i.e. high discharge voltage). The thermal behaviour of a PPS1350-G thruster manufactured by SNECMA has been monitored by means of an infrared camera (FLIR system) with a photodetector having 320 x 240 pixels operating in the 8–9  $\mu\text{m}$  spectral range [3]. An image of the SPT100-ML thruster running under standard conditions ( $V_d = 300\text{V}$ , mass flow rate = 5 mg/s) is shown on Fig 3 with  $\varepsilon = 0,92$  (measured at the CRMHT laboratory at Orléans).

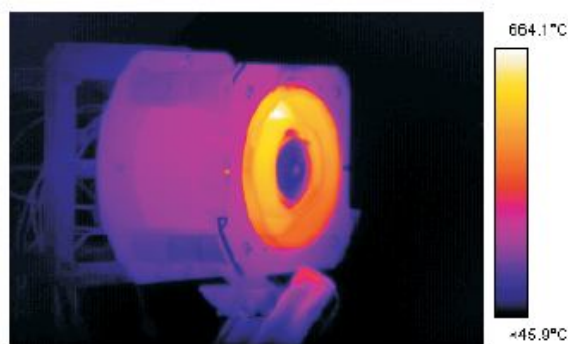


Fig. 3. Calibrated infrared image of SPT100-ML under standard operating conditions (1350W)

The Fig. 4 presents the thermal evolution recorded during about 3 hours after thrusters ignition under a power of 1350W. After an ignition time of the discharge in the order of 1  $\mu\text{s}$  a quasi thermal steady state is obtained after around half an hour. This heating is

mainly due to the energy of the ions striking the surface of the ceramics and additive heat is also coming from the dissipated energy in the coils. Radiative flux of energy and electron impacts seems to be negligible. It appears that the inner ceramic is always the most warm in reason of the shape of the magnetic lens. After 170 mn the discharge is stopped and the temperature rapidly decreases.

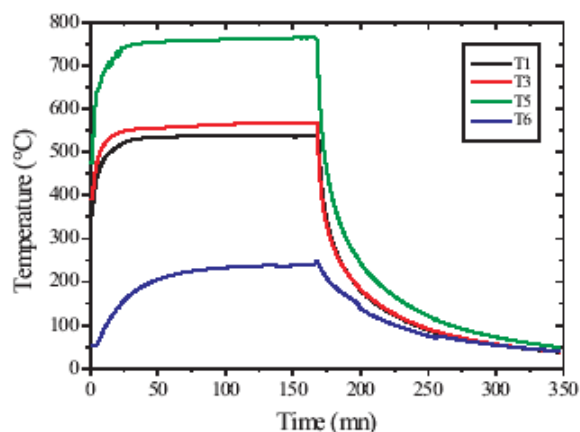


Fig. 4. Temperature of different SPT HET components as a function of time during a thermal cycle under standard operating conditions.

The IR thermography can also be used to evaluate the local value of the heat flux that is an important input parameter for thermal numerical code or to examine the effects of a change of operating conditions (i.e. effect of the map of magnetic field, mass flow rate, discharge voltage or material of the ceramics).

The infrared imaging has been carried out with Dr. P.Echegut (CRMHT laboratory at Orléans).

### 4. Hollow cathode in diode regime

The PPSX000-ML (laboratory model) operating with a high current discharge will be equipped with the cathode M-20 manufactured by the Kharkov Aerospace Institute (KhAI). This cathode has been tested in a diode regime at the GREMI laboratory in a low pressure chamber in the range 5 – 25 A. Its nominal mass flow rate is 0,4 mg/s of xenon.

The static and the dynamic behaviours of this heaterless hollow cathode have been studied. The

“plume” mode and the “spot” mode have been observed (Fig. 5). The first one appears for high discharge voltage and low mass flow and the second one for large mass flow rate and low voltage. The “spot” mode produces the lower oscillations of the discharge voltage.

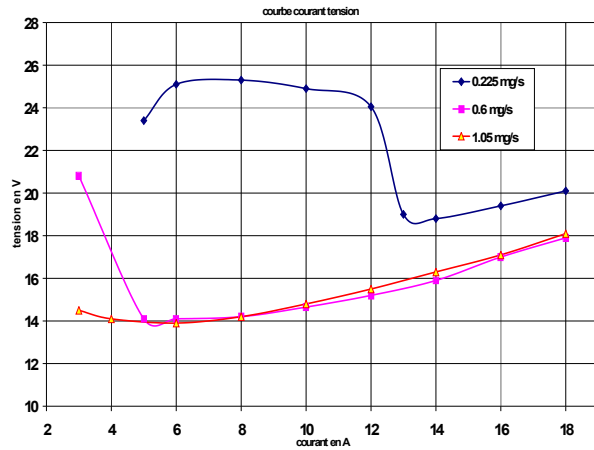


Fig. 5. Characteristic curve ( $I - V$ ) for three xenon mass flow rates (0,22 and 0,6 and 0,8 mg/s)

### 5. Hall thruster dynamic – low frequency

The low frequency dynamic of the discharge of the SPT100-ML equipped with a “hot” hollow cathode manufactured by MIREA (Moscow) has been analysed by electrostatic probes.

The time average electron temperature ( $T_e$ ), density ( $n_e$ ) and plasma potential ( $V_p$ ) have been determined from the characteristic curve of an electrostatic probe set near the exhaust plan of the thruster.  $T_e$  and  $n_e$  are increasing with the discharge current when  $V_p$  and  $T_e$  are decreasing with the mass flow.

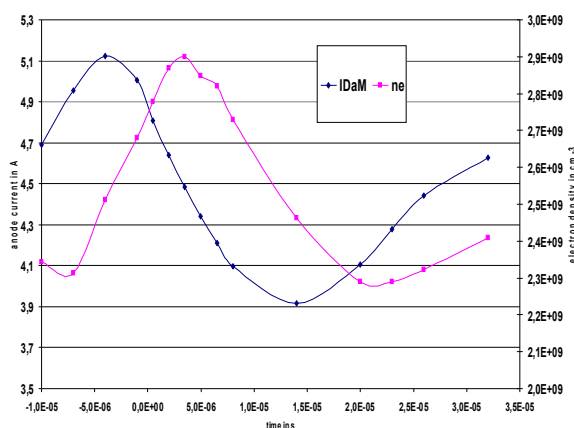


Fig. 6. Electron density in  $\text{cm}^{-3}$  and anode discharge current (in A) as a function of time.

The dynamic of the electron density (Fig. 6) has been observed by a time resolved analysis of the current collected by the probe using a trigger on the high part of the anode discharge current ( $I_{dA}$ ).

The  $7,5 \mu\text{s}$  time delay between the maxima of  $n_e$  and  $I_{dA}$  is correlated to the time of neutralization of the ejected ions by the electrons emitted by the cathode. With the same method, the time dependence of the plasma potential (Fig. 7) permits to verify the usual correlation between  $n_e$  and  $V_p$  (same time delay of  $7,5 \mu\text{s}$ ).

The electron temperature is quite constant as a function of time with a value around 6,5 eV.

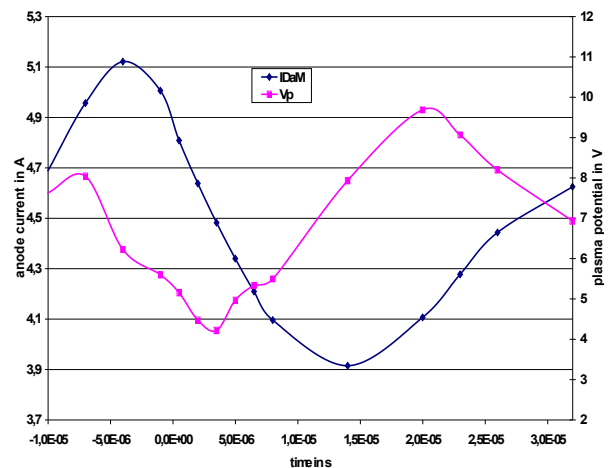


Fig. 7. Plasma potential and anode discharge current (in A) as a function of time.

The analysis has been performed on a time scale corresponding to the low frequency oscillations (20 – 30 kHz). These oscillations have to be correlated to the time for the neutral species to fill up the channel after the ejection of the ions by the electrostatic field (“breathing” discharge effect).

### 6. Dynamic of electron – high frequency

The probes used to measure the characteristic of the electrons were also built to be used as antenna. We made coaxial probe in order to have a better ratio signal to noise. These probes have been calibrated in a range of 1 MHz to 1 GHz and also we observed the signal measured from a moving source to study the effect of

the distance. Here we want to observe the range of 1 to 10 MHz because this bandwidth corresponds to the azimuthal drift of electrons.

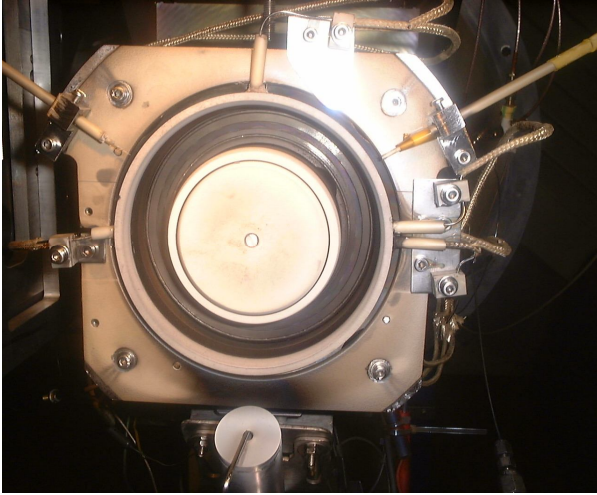


Fig. 8. Hall thruster with antenna and coaxial probes

A SPT-100-ML presents a middle radius about 4,225 cm and the electric field can be estimated about  $10 \cdot 10^4$  V/m and the magnetic field about 150 G. Then the drift velocity can be estimated about:

$$v_D = \frac{E}{B} \approx \frac{2 \cdot 10^4}{150 \cdot 10^{-4}} = 1,33 \cdot 10^6 \text{ m/s}$$

The perimeter of the middle radius is of  $26,5 \cdot 10^{-2}$  m, then we know the velocity and the distance, we can calculate a coarse time for an electron to do 1 circumference in the channel:  $t_c \approx 2 \cdot 10^{-7}$  s. The fluctuation observed at this time scale  $t_c$  corresponds of microwave of frequency 5 MHz. Therefore, it is interesting to study a bandwidth from 1 to 10 MHz which is associated to the azimuthal fluctuation of electrons inside the channel [3].

The method used, was to record the fluctuation of the floating potential of the probe. The advantage is that there is no electric system added which can disturb the measurement the probe. The probe is directly connected to the oscilloscope by a 50  $\Omega$  wire.

We record signal of the probe by a trigger on a high level of discharge current in order to synchronize the event with other parameters. Then we can correlate the observed phenomena with the discharge current.

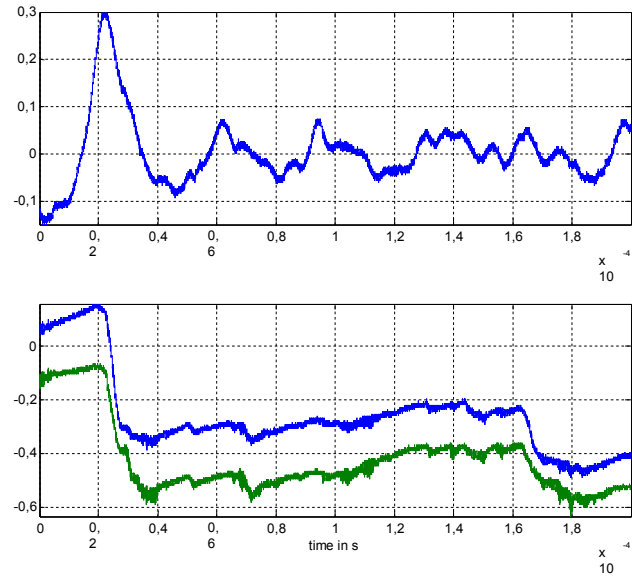


Fig. 9. Anode discharge current (alone), signal recorded by the probes A7 (blue) and A8 (green)

First, we noted that on each negative slope of the discharge current we observed high frequency on the probe. Then, there is a strong correlation between the low frequency 20 – 30 kHz of the discharge current and the high frequency of 1 – 10 MHz. The second remark is that we observed ultra short fall of floating potential associated with appearance of the high frequency. Then, if there is fluctuation of potential we can suppose there is fluctuation of electric field and consequently transport of light charged particles like electrons.

We can also correlate the appearance of high frequency instability with the result of electron density by the time resolved probe measurement. The maximum of electron density appears on the negative slope of anode discharge current as the instability. Then the both phenomena may be linked to the transport of electron across the magnetic barrier at the exit of the discharge channel.

All these remarks about appearance and dynamic of phenomena indicate us to use a time-frequency analysis of the signal.

We used a spectrogram function to analyse the probe's signal with the Matlab<sup>®</sup> scientific software.

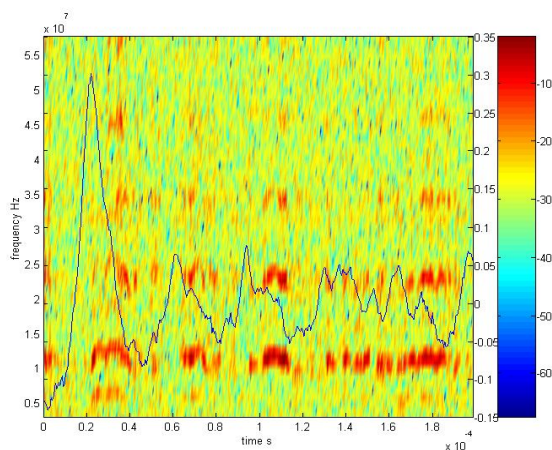


Fig. 10. Spectrogram (time-frequency dB) of A7 probe signal and anode discharge current oscillation (blue)

The spectrogram confirmed the first observed remarks about appearance of phenomena on the negative slope of discharge current. We also observed that the main peak is of 12 MHz and not at 5 or 6 MHz as we supposed. We may suppose that there is not only one rotating phenomena in azimuthal direction but two or three. We can imagine 2 bursts of electrons rotating with the drift velocity of electron in the annular chamber at the exit plan of the thrusters where the magnetic barrier is strong.

At this time, the analysis of signal for varying parameters as magnetic field or potential discharge carries on [4] but the analysis of frequency dynamic presents a problem. The signals are non-stationary and the time scale resolution is shorter than the window used by the spectrogram function of Matlab<sup>®</sup>. Then we have to use another method of signal analysis which takes into account the non-stationarity and non linearity of signal to study the dynamic of this phenomenon.

Diode regime and high frequency studies have been done with Prof. A.Bouchoule, Dr. A. Lazurenko and V. Vial.

## Conclusion

The presented results contribute to improve the knowledge of the ion dynamics, cathode properties and

low and high frequencies oscillations of HET. They are complementary of other measurements as optical emission measurements, CCD camera, analyser of the ion energy and LIF used by another way in the other French laboratories working in the French research Group.

This research has been performed in the frame of the French Research Group GDR CNRS/CNES/SNECMA/Universités 2759 "Propulsion Spatiale à Plasma"

## References

1. Mazouffre S., Pagnon D., Bonnet J. Two ways to evaluate the Xe<sup>+</sup> ion flow velocity in a Hall effect thrusters – LIF spectroscopy and Fabry-Pérot interferometry / 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 11 – 14 July 2004, Broward County Convention Centre, Fort Lauderdale, Florida // AIAA. – 2004. – P. 04 – 3949.
2. Examination of Hall thrusters Xe ion flow features by means of Fabry-Pérot interferometry / S. Mazouffre, P. Lasgorceix, N. Claire, D. Pagnon // 4<sup>th</sup> Int. Spacecraft Propulsion Conference, ISPC, 2004. – Chia Laguna, Sardinia, Italy, 2 – 9 June 2004.
3. Detailed Behavior of Microinstabilities in Hall thrusters Experimental Insight / A. Lazurenko, V. Vial, L. Albarède, A. Bouchoule // 4<sup>th</sup> Int. Spacecraft Propulsion Conference, ISPC, 2004. – Chia Laguna, Sardinia, Italy, 2 – 9 June 2004.
4. Stationary and Dynamical Behavior of Hollow cathode Diode Regime and with SPT-100 Hall thrusters, L. Albarède, V. Vial, A. Lazurenko, A. Bouchoule, M. Dudeck // 4<sup>th</sup> Int. Spacecraft Propulsion Conference, ISPC, 2004. – Chia Laguna, Sardinia, Italy, 2 – 9 June 2004.

Поступила в редакцию 25.04.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

UDC 621.45

A. LAZURENKO<sup>1</sup>, V. VIAL<sup>1</sup>, A. BOUCHOULE<sup>1</sup>, P. LASGORCEIX<sup>2</sup>, C. LEGENTIL<sup>2</sup>,  
L. ALBAREDE<sup>2</sup>, M. DUDECK<sup>2</sup>, L. JOLIVET<sup>3</sup>, M. PRIOUL<sup>4</sup>

<sup>1</sup> GREMI Laboratory, Orleans University, France

<sup>2</sup> Aerothermique Laboratory, CNRS, France

<sup>3</sup> CNES, France

<sup>4</sup> SNECMA Moteurs, France

## TRANSIENT BEHAVIOR OF THE PPS®-1350 THRUSTER IN AN EXTENDED RANGE OF OPERATION MODES

Engineering model of the PPS®-1350 Hall-effect thruster was tested in an extended operation domain: mass-flow rate 2–7.5 mg/s, discharge voltage 250–1000 V. Transient behavior of the thruster was studied at each operation point. Oscillations of the discharge current, anode potential and cathode potential were analyzed, particularities are presented.

**hall thruster, PPS®, discharge current, discharge voltage, oscillations, Fourier transform**

### Introduction

Hall thrusters (HT) currently find their application in the space propulsion technology for station-keeping. Also, in the SMART-1 moon mission a PPS®-1350 HT serves for primary propulsion [1]. For the prospective applications a HT operation in the extended range of operation modes would be welcome. Operation modes with high thrust, moderate specific impulse could be useful for a spacecraft orbit transfer. Operation modes with high specific impulse, low thrust could offer an increase of spacecraft lifetime or reduction in spacecraft mass.

There is a number of works devoted to the HT investigation in the wide range of mass flow rates, discharge voltages [2 – 4]. But, until now little attention has been paid to the thruster oscillating behavior when discharge parameters differ significantly from standard ones. Apparently, oscillations are not the main factor limiting HT operation at these operation modes. Nevertheless, a high level of discharge parameter oscillations could prevent the thruster from effective operation. Therefore, it is interesting to study this problem in more details.

Oscillations of different frequency families are present in HT [5]. Oscillations related to the neutral and ion dynamics fall into the range of < 1 MHz. They have

the greatest impact on thruster performance. On the other hand these oscillations are relatively well understood, also due to the results of numerical simulation (e.g. [6]). Therefore, subsequent analysis of experimental data is greatly facilitated. Oscillation of 1 MHz and higher are related to the electron dynamics in HT [7]. This question represents a rather complicated physical problem and it is not well-studied up to now. Here, we will limit our study to frequency lower than 1 MHz.

### 1. Apparatus and procedure

A PPS®-1350 engineering model, developed by SNECMA, was chosen for the investigation in the wide range of operation modes. This thruster has a nominal discharge voltage  $U_d = 350$  V, a total xenon (Xe) flow rate  $\dot{m} = 5,3$  mg/s, a thrust  $F = 89$  mN [8]. It is equipped with a standard flight-version LaB<sub>6</sub> cathode. At the present studies anode mass flow rate was varied between 2,31 mg/s and 7,4 mg/s with discharge voltages up to 1000 V and discharge powers not higher than 3,2 kW. At each operating point the magnetization coils current were adjusted to reach the minimum of discharge current.

PPS®-1350 characterization was carried out at French national PIVOINE facility [9]. It consists of a

cylindrical stainless steel chamber of 2,2 m in diameter and 4 m in length, equipped by cryopumps providing a pressure  $1,5 \cdot 10^{-5}$  Torr (corrected for Xe) at mass flow rate of 5,5 mg/s. The corresponding pumping speed for Xe is 70000 l/s. Thrust stand is of compensatory type with measurement accuracy of  $\pm 2,5$  mN.

The main discharge was powered by two power supplies connected in series. Another power supply was used to pre-heat the cathode. Internal and external magnetization coils were connected in series and powered by an additional commercial power supply. Accuracy of voltage and current measurement is  $\pm 1,0\%$ .

Anode and cathode were fed by Xe through the independent lines with MKS flow controllers. Accuracy of flow rate measurements is  $\pm 5,0\%$ . Cathode mass flow rate was set to 10% of the anode one.

Discharge parameters oscillation measurement scheme is presented in fig. 1. Discharge current oscillations were detected at two points: near the anode ( $\sim I_{d\_a}$ ) and near the cathode ( $\sim I_{d\_c}$ ). Tektronix P6021 current probes were used for this purpose. These probes allow for measuring a current alternating component in the range of frequencies 300 Hz – 6 MHz. Anode ( $V_a$ ) and cathode potentials ( $V_c$ ) relative to the facility ground were measured by Tektronix P5100 probes with a frequency pass band up to  $\sim 20$  MHz for the voltage range of interest.

The probes were connected to the Tektronix TDS3054 four entrances oscilloscope allowing for 10000 points in each signal recording. Simultaneous acquisition of signals from all four probes was therefore enabled. For each PPS®-1350 operating point oscillation samples were taken in single-shot mode. These recordings were stored in the oscilloscope memory and then transferred to the computer for further processing.

Standard techniques of signal processing were applied. To define a frequency the recordings were Fourier transformed. Level of the measured parameter oscillations was estimated by calculation of its standard deviation:

$$\sqrt{\sigma^2} = \left( \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2 \right)^{1/2}, \quad (1)$$

where  $x_i$  – measured values;

$\bar{x}$  – mean value;

$N$  – number of measurement points.

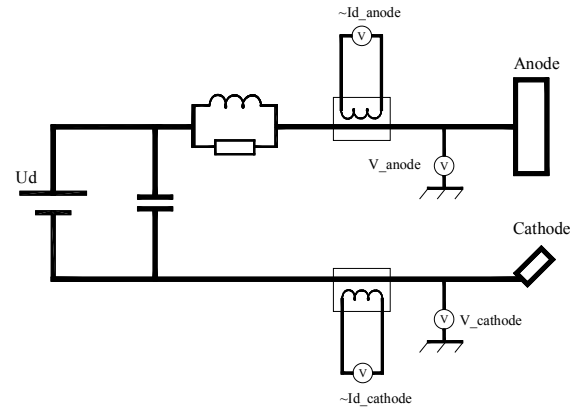


Fig. 1. Measurement scheme of discharge parameters oscillations

## 2. Results and discussion

The interest of measuring discharge current oscillations in two points is explained by the considerations that these oscillations can comprise information on different processes. Anode discharge current  $I_{d\_a}$  is the current of electrons appearing mostly as a result of ionization. Therefore it reflects the processes in the ionization zone. Cathode current  $I_{d\_c}$  serves for the ion beam neutralization and for sustaining main discharge in the thruster. Therefore it is greatly influenced by the processes of ion-electron interaction at the exit of the thruster and also, in the case of ground testing, possible interaction with the chamber walls.

The difference between  $I_{d\_a}$  and  $I_{d\_c}$  reveals while comparing their amplitude. For the most number of operating points  $I_{d\_a}$  oscillations are stronger than oscillations of  $I_{d\_c}$  (fig. 2). It could be an effect of interaction between the outcoming ion beam and ambient plasma in the vacuum chamber. Presented in the chamber electrons participate in neutralization of the ion beam. Therefore, leaving the cathode electron current is smoothed. Its maximum value is lower than the corresponding value of the anode current, but in the minimum it is higher to deliver more electrons for the

plume neutralization. This effect should be studied more in details because it is important for the ground HT testing.

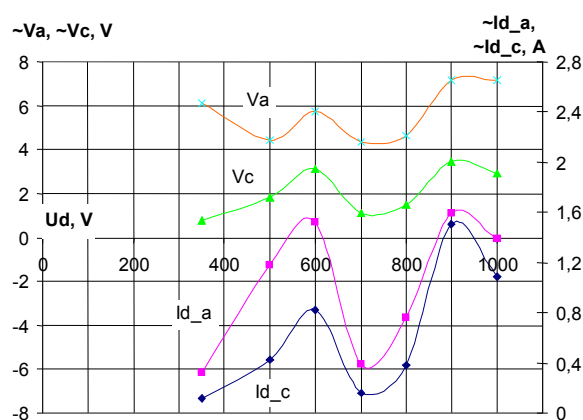


Fig. 2. Oscillation level of anode and cathode current, anode and cathode potential for  $\dot{m}_a = 2,31 \text{ mg/s}$

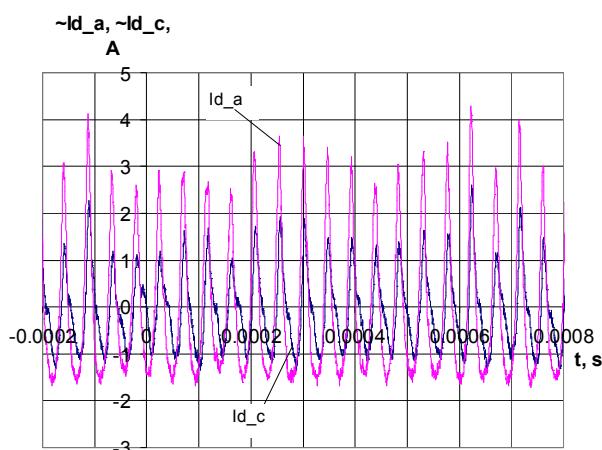


Fig. 3. Example of the current oscillations for  $\dot{m}_a = 2,31 \text{ mg/s}$ ,  $U_d = 600 \text{ V}$

There is not any statistically significant dependence of the oscillation level on the mass-flow rate. In contrast, dependence on discharge voltage for the fixed mass flow rate has particular points. For each mass flow rate the oscillation level is maximum at the discharge voltages  $U_d = 400 - 600 \text{ V}$  (see fig. 2). At these points the oscillations are pulsed, with the well-shaped peaks (fig. 3). Origin of this particularity is not well understood.

Several frequency families could be generally recognized in the oscillations spectra, grouped in three

ranges: 10 – 16 kHz, 20 – 35 kHz and 40 – 45 kHz. Higher frequencies  $> 50 \text{ kHz}$  are sometimes observed but their contribution to the spectra is small. Typical results of Fourier transform of the signals are presented in fig. 4. The low-frequency oscillations 10 – 45 kHz are related to the ionization front oscillations due to the processes of neutral depletion and filling in the accelerating channel. These oscillations are also termed as a “breathing” mode [5].

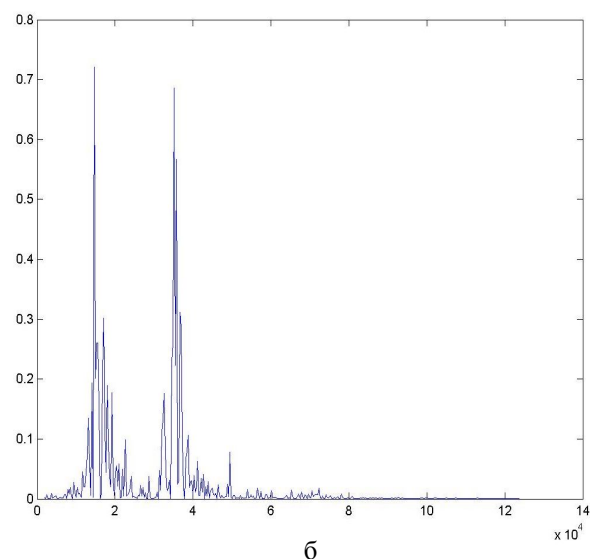
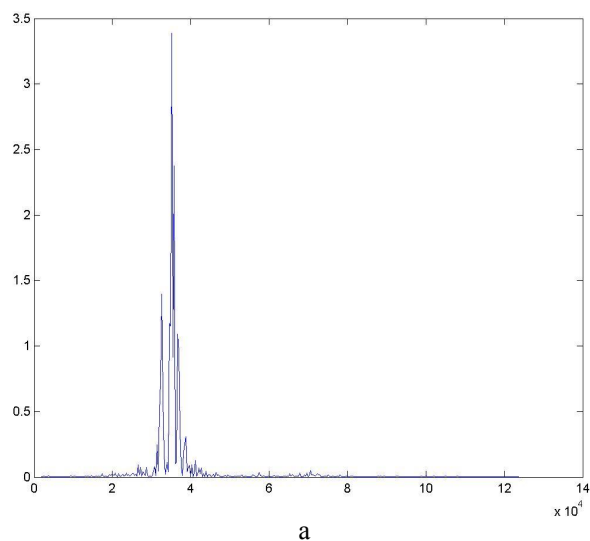


Fig. 4. Power spectrum density for  $\dot{m}_a = 6,01 \text{ mg/s}$ ,  $U_d = 450 \text{ V}$ : a –  $I_{d_a}$  spectrum; b –  $I_{d_c}$  spectrum

Anode current always shows the frequencies 20 – 35 kHz, which smoothly transit down to 10 – 16 kHz for  $U_d \leq 200 \text{ V}$ . Frequencies of 10 – 16 kHz generally

appear in the signals of cathode current and potentials oscillations. Contribution of these frequencies to the spectra is dominant for low discharge voltages  $U_d \leq 300$  V. Their contribution is also significant for the standard and higher mass flow rates  $\dot{m}_a \geq 5$  mg/s. This difference in spectra between anode current from one side and cathode current and potentials from the other is to be attributed to the interactions with the ambient plasma in the chamber.

Contribution to the spectra of the frequencies 40 – 45 kHz is weak, and they probably represent harmonics of frequency 20 – 23 kHz.

Frequencies 20 – 35 kHz tend to increase with mass flow rate (fig. 5). It could be understood taking into account that they are associated with neutrals dynamics in the accelerating channel. These frequencies could be approximated as [5]:

$$f \cong \frac{(V_n V_i)^{1/2}}{L_i}, \quad (2)$$

where  $V_n$  – neutral velocity;

$V_i$  – ion velocity;

$L_i$  – ionization layer length.

For a constant discharge voltage we can suppose a constant ionization layer length  $L_i$  and a constant potential drop in it. This means that ion velocity in the ionization layer is constant:  $V_i = \text{const}$ . Then the frequency depends on neutral velocity, which in the first order approximation is proportional to the square root of the anode temperature:  $V_n \sim \sqrt{T_a}$ . Anode temperature increases with the heat losses; the last could be expressed in terms of discharge current  $I_d$  and anode resistance  $R_a$ :  $Q_a = I_d^2 R_a$ . Discharge current in HT is proportional to anode mass flow rate  $\dot{m}_a$ . Employing all these relationships one can deduce:

$$f \sim \sqrt{V_n} \sim (T_a)^{1/4} \sim \sqrt{I_d} \sim \sqrt{\dot{m}_a}. \quad (3)$$

For example, for  $\dot{m}_a = 4,62$  mg/s and  $\dot{m}_a = 2,31$  mg/s we obtain according to (3) the ratio of corresponding frequencies 1.41 whereas the measured value is 1,45.

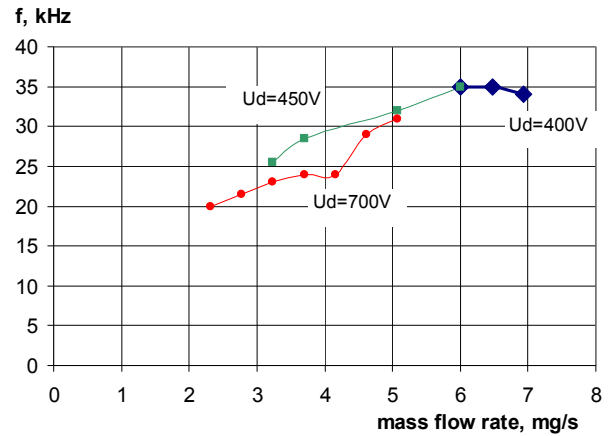


Fig. 5. Evolution of the frequency 20 – 35 kHz with mass flow rate

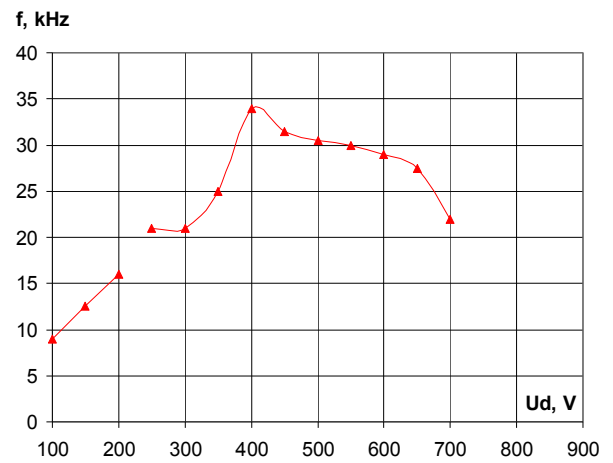


Fig. 6. Evolution of the frequency 20 – 35 kHz with discharge voltage for  $\dot{m}_a = 3,7$  mg/s

Evolution of the frequencies 20 – 35 kHz with discharge voltage is not so trivial (fig. 6). At the range of low discharge voltages (up to ~400V) the frequency increases and then decreases. Discharge power increases with discharge voltage at fixed mass flow rate. Therefore the power dissipated in the anode increases, and, as in the previous case of the increasing mass flow rate, neutrals velocity should increase. As can be seen in fig. 6, from the certain value of discharge voltage this increase of the neutrals velocity is compensated by the other processes. Relationship (2) suggests that it could be changes in the ionization layer length. Further analysis requires consideration of more complex physical phenomena and it is out of scope of this paper.

For the most number of operating points where the high-level pulsed oscillations are observed (see fig. 2, 3) the thruster efficiency reaches a local maximum. But several points fall out from this tendency, suggesting that other factors can interfere. There was not found any other direct correlation between oscillations and thruster performance. It is probably due to the optimization of each operating point by magnetic field, and therefore the oscillations properties are close to the optimum ones.

### Conclusions

Analysis reveals the particularities of the oscillation properties evolution with mass flow rate and discharge voltage for the PPS®-1350 thruster. It was shown that the main frequency in the range of 20 – 35 kHz increases with mass flow rate. Its evolution with discharge voltage is more complicated, showing the maximum at the voltages ~400 V. A lower frequency of 10 – 16 kHz can appear in cathode current, anode and cathode potentials, and for low voltages in anode current. Performance increasing at the operating points where the maximum oscillations level is observed seems very interesting and requires additional studies. From the experimental results it follows that oscillation level does not limit the thruster operation under high discharge voltages, provided that magnetization currents are optimized.

### Acknowledgments

This work has been performed in the frame of the research group GDR n°2232 CNRS/CNES/SNECMA/ONERA "Propulsion à Plasma pour Systèmes Spatiaux". Participation of A. Lazurenko was supported by the fellowship of CNES, France; participation of V. Vial was supported by the fellowship of CNES and SNECMA, France; participation of L. Albarede was supported by the fellowship of CNES and Region Centre, France.

### References

1. Saccoccia G. Introduction to the European Activities in Electric Propulsion // 28<sup>th</sup> International

Electric Propulsion Conference, paper IEPC-03-341. – France, 2003.

2. Kim V., Kozlov V., Lazurenko A., Popov G., Skrylnikov A., Clauss C., Day M., Sancovic J. Development and characterization of small SPT // 34<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, paper AIAA 98-3335. – USA, 1998.

3. Manzella D.H., Jacobson D.T., Jankovsky R.S., High Voltage SPT Performance // 37<sup>th</sup> Joint Propulsion Conf. and Exhibit, paper AIAA-2001-3774. – USA, 2001

4. Pote B., Tedrake R. Performance of a high Specific Impulse Hall Thruster // 27<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conf., paper IEPC-01-35. – USA, 2001.

5. Choueiri E.Y. An overview of plasma oscillations in Hall thrusters // Phys. Plasmas 8, 1411 (2001).

6. Hagelaar G.J.M., Bareilles J., Garrigues L. and Bœuf J.-P. Role of anomalous electron transport in a stationary plasma thruster simulation // Journal of Applied Physics. – 2003. – Vol. 93, No. 1. – P. 67.

7. Lazurenko A., Prioul M., Vial V., Bouchoule A., Adam J.C., Heron A., Laval G. Characterization of Microinstabilities in Hall Thruster Plasma: Experimental and PIC Code Simulation Results, Physical Interpretation and Impact on Transverse Electron Transport // 28<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Toulouse, paper IEPC-03-218. – France, 2003.

8. Dumazert P., Lagardère-Verdier S., Marchand F., Koppel C.R., Garnero P., Balme F. PPS®-1350-G Qualification Status, March 2003 // 28<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, paper IEPC-03-270. – France, 2003.

9. Bouchoule A., Cadiou A., Heron A., Dudeck M. and Lyszyk M. An overview of the French research program on plasma thrusters for space applications // Contributions to Plasma Physics. – 2001. – Vol. 41, 6. – P. 573 – 588.

*Поступила в редакцию 12.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук проф. А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.78

Н.М. ДРОНЬ, П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

*Днепропетровский национальный университет, Украина*

## АНАЛИТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ КА И ОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ

Получены аналитические оценки возможностей КА и орбитальных буксиров с электрореактивными двигательными установками по достижению максимального радиуса круговой орбиты при перелете с такой же орбиты меньшего радиуса. Учтено атмосферное торможение и влияние тени Земли.

**баллистическое проектирование, электрореактивная двигательная установка, круговая орбита, радиус орбиты, время перелета, переходная орбита, включение, тень Земли, атмосферное торможение**

### Введение

Основной проблемой проектирования является принятие решения по выбору оптимального варианта изделия из некоторого известного множества [1]. При проектировании качественно новых изделий имеет место эвристический, в своей основе, синтез искомых вариантов [2]. И здесь, проектанту, как ЛПР, необходимы аналитические оценки проектных параметров. Зачастую применение достаточно грубых аналитических оценок позволяет снизить время на отсеивание заведомо неоптимальных вариантов при реализации разного рода переборных процедур при автоматизированном проектировании.

### 1. Формулирование проблемы

В схему проектирования ракетно-космической техники входит этап баллистического проектирования, включающий определение ее энергетических и баллистических возможностей. Здесь все также актуальна проблема выработки простых процедур вычислений на базе аналитических и полуаналитических моделей [3].

В последнее время повысился интерес к применению электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ) с ядерной и солнечной энергетикой [3, 4]. Рассмотрим данную проблему применительно к

космическим аппаратам и орбитальным буксирам с ЭРДУ. Поскольку таковые являются двигателями малой тяги, то к ним применимы аналитические оценки, приведенные в [5] для простых случаев управления КА. Особенностью оптимизации полета КА с солнечными энергетическими установками является учет их к.п.д., освещенности, деградиационных процессов и др.

Относительная новизна проблемы применительно к ЭРДУ, большое количество баллистических задач, подлежащих решению для них – все это обеспечивает достаточно широкое поле для поиска простых аналитических оценок, удобных для применения проектировщиками на ранних стадиях разработок. Первая проблема, которая должна быть решена при разработке транспортного средства, совершающего перемещение между орбитами, состоит в обеспечении необходимых для этого энергии и запасов рабочего тела. А при заданных энергетике и запасах – определение достигаемых при них предельных орбит.

Настоящая работа посвящена получению аналитических соотношений для оценки предельного радиуса круговой орбиты и времени перехода на нее с круговой орбиты меньшего радиуса для КА, оснащенного ЭРДУ. Выбор типа орбиты объясняется большой частотой ее применения для запусков КА.

### 1.1. Общие соотношения

Итак, сформулируем постановку проблемы следующим образом. Для КА с ЭРДУ, выведенного на низкую круговую орбиту некоторого радиуса  $r_0$ , определить максимальный радиус круговой орбиты  $r_{\max}$  в исходной плоскости, достижимую при заданном запасе рабочего тела, а также время перелета на эту орбиту.

Для круговой орбиты ее радиус  $r$  совпадает с большой полуосью. Известно [5], что управление, обеспечивающее максимальную скорость изменения большой полуоси круговой орбиты, заключается в создании тангенциального ускорения. При условии постоянства в течение маневра ускорения  $\dot{w}$  на интервале времени от  $t_0$  до  $t = \tau$  получим максимальное значение искомого параметра

$$r_{\max} = r_0 \left( 1 - \sqrt{\frac{r_0}{\mu}} \dot{w} \tau \right), \quad (1)$$

где  $\mu$  – гравитационный параметр Земли.

Для получения решения необходимо определить оптимальное значение ускорения и время работы двигателя до исчерпания запаса рабочего тела. Упрощающее предположение о постоянстве ускорения, создаваемого ДМТ, выполняется для КА сравнительно большой массы. С переходом к малым КА, особенно нано- и пикоспутникам, было бы желательным учесть ее переменность.

В этом случае можно воспользоваться зависимостями, полученными Мэем в [6] с использованием энергетического подхода:

$$M = M_0 - \dot{m}t = M_0 \exp \left[ \frac{-\sqrt{\mu}}{P_{\text{уд}} g_0} \left( \frac{1}{\sqrt{r_0}} - \frac{1}{\sqrt{r}} \right) \right]; \quad (2)$$

$$t = \frac{M_0}{\dot{m}} \left\{ 1 - \exp \left[ \frac{-\sqrt{\mu}}{P_{\text{уд}} g_0} \left( \frac{1}{\sqrt{r_0}} - \frac{1}{\sqrt{r}} \right) \right] \right\}, \quad (3)$$

где  $M$  – конечная масса КА после выработки всего запаса рабочего тела;

$M_0$  – начальная масса КА;

$\dot{m}$  – секундный расход массы КА;

$t$  – текущее время;

$P_{\text{уд}}$  – удельная тяга ЭРДУ;

$g_0$  – ускорение силы тяжести на поверхности Земли.

### 1.2. Постановка задачи

Если мощность  $N_{\text{ДУ}}$ , потребляемая ЭРДУ, превышает мощность солнечной энергоустановки  $N_{\text{ЭУКА}}$ , то приходится принимать конструктивные или иные меры для реализации орбитального перехода. В случае регулируемого ЭРДУ это может быть движение на пониженной тяге. Для нерегулируемого двигателя необходимо применение аккумулятора. В этом случае схема движения представляет собой чередование пассивных участков, на которых происходит зарядка аккумулятора, и активных участков включения ЭРДУ. Приведенные выше формулы Мэя получены для случая непрерывной работы ДМТ и нуждаются в уточнении.

Полет на низких высотах, в пределах верхней атмосферы, сопровождается аэродинамическим торможением, которое желательно учесть для малых КА, обладающих довольно большими, по сравнению с тяжелыми спутниками, значениями баллистического коэффициента  $B_K$ . Кроме того, при попадании аппарата в тень Земли солнечная энергоустановка прекращает питание аккумулятора, что увеличивает время перелета.

Задача состоит в нахождении простых аналитических оценок максимально достижимого радиуса круговой орбиты и времени перелета с учетом вышеприведенных условий движения КА.

## 2. Решение проблемы

Примем, что непрерывная тяга, создаваемая ЭРДУ, придает КА ускорение столь малое, что форми-

руемая траектория перелета мало отличается от круговой орбиты. В этом случае можно считать, что скорость КА всегда равна скорости на круговой орбите, сила тяжести всегда нормальна к вектору этой скорости, изменение полной удельной энергии при каждом включении двигателя равно приращению удельной кинетической энергии.

Примем также во внимание дополнительное обстоятельство: происходящую с течением времени деградацию источников питания и вызванное этим изменение электрической мощности на борту КА. Ставя дополнительное условие обеспечения минимума этого изменения, приходим к задаче максимального быстродействия. Поэтому, как в случае нерегулируемого, так и в случае регулируемого двигателя следует принять  $\dot{m}$  постоянным и соответствующим максимальному ускорению. Тогда применимы зависимости Мэя и из (2) получим

$$r_{\max} = \frac{r_0 \mu}{\left( \sqrt{\mu} + \sqrt{r_0} P_{\text{уд}} g_0 \ln\left(\frac{M}{M_0}\right) \right)^2}. \quad (4)$$

Время перелета  $t_{\Sigma}$  равно

$$t_{\Sigma} = \tau = \frac{M - M_0}{\dot{m}}. \quad (5)$$

Если в течение интервала времени  $t_{\text{ЭУКА}}$  производится накопление энергии для работы ЭРДУ, а в течение  $t_{\text{ДУ}}$  — реализуется его включение, то полное время перелета составит

$$t_{\Sigma} = \sum_{i=1}^I t_{\text{ДУ}i} + \sum_{i=1}^{I-1} t_{\text{ЭУКА}i}, \quad (6)$$

где  $I$  — число включений ЭРДУ до полной выработки запаса рабочего тела.

В точке орбиты, соответствующей середине участка включения, формируется ее перигей. Однако, с ростом высоты орбиты увеличивается период обращения. При  $t_{\text{ЭУКА}} \approx \text{const}$ ,  $t_{\text{ДУ}} \approx \text{const}$  середины участков работы ЭРДУ смещаются в обратном к движению направлении. Поэтому при достаточно

большом числе включений на виток переходной орбиты и/или большой длительности перехода происходит ее округление за счет взаимной компенсации влияний включений, каждое из которых приводит к возникновению эллиптичности траектории. Следовательно, и в случае периодического включения двигателя наши предположения и условия получения зависимостей Мэя также выполняются.

Добавим только, что требование малости ускорения можно ослабить, заменив его требованием малости реализуемого в одном включении импульса скорости (приращения характеристической скорости), что обеспечивает в пределах включения и на последующем за ним пассивном участке движение по дугам концентрических окружностей.

Поскольку зависимости (3) и (4) выведены из формулы (2), в которую входит суммарное время работы ЭРДУ

$$\tau = \sum_{i=1}^I t_{\text{ДУ}i}, \quad (7)$$

то  $r_{\max}$  определяется только расходом массы по формуле (4). Продолжительность работы ЭРДУ определяется разницей радиусов начальной и конечной орбит и вычисляется по формуле (5) или (3) с соответствующей заменой  $t$  на  $\tau$ . При условии постоянства времен  $t_{\text{ЭУКА}}$  и  $t_{\text{ДУ}}$  время перелета на орбиту с  $r_{\max}$  составит

$$t_{\Sigma} = \tau + (I-1) \cdot t_{\text{ЭУКА}} = I \cdot t_{\text{ДУ}} + (I-1) \cdot t_{\text{ЭУКА}}, \quad (8)$$

$$I = \text{entier} \left( \frac{M_0 - M}{\dot{m} \cdot t_{\text{ДУ}}} + 0,5 \right), \quad (9)$$

где  $\text{entier}$  — операция выделения целой части числа.

Предположение о малости изменения радиуса орбиты за виток вследствие работы ЭРДУ позволяет применить принцип суперпозиции для учета влияния атмосферы, т. е.

$$\hat{r}_{\max} = r_{\max} - \delta r, \quad (10)$$

где  $\hat{r}_{\max}$  — максимальный радиус орбиты, определенный с учетом влияния атмосферы;

$\delta r$  – модуль падения высоты за счет атмосферного торможения.

Учет последнего позволяет определить нижнюю границу ускорения, создаваемого ЭРДУ: в случае непрерывной работы оно должно превышать величину аэродинамического ускорения, определенного для максимальной плотности атмосферы на высоте  $r_0$  в ожидаемом интервале времени запуска КА. В случае же периодического включения двигателя – импульс скорости должен превышать абсолютное значение изменения круговой скорости за счет атмосферного торможения для соответствующих высот и максимальной плотности воздуха за интервал времени между первым и вторым включениями.

На практике  $\dot{w}$  превышает аэродинамическое ускорение  $\dot{w}_a$  в несколько раз. Кроме того, изменение плотности воздуха  $\rho$  на одной высоте имеет динамический характер и представляет собой случайный процесс. Аэродинамические коэффициенты имеют случайный разброс ~20% и больше, что сравнимо с разбросом плотности. Поэтому оценка  $\dot{w}_a$  может быть достаточно грубой.

Границей атмосферы считается высота 1500 км [7]. Если  $r_a > r_0$ , где  $r_a$  – радиус орбиты, соответствующий этой границе, то учет ее влияния целесообразен. Определим среднее на интервале высот полета в атмосфере ускорение  $\dot{w}_a^{av}$ :

$$\dot{w}_a^{av} = \frac{1}{r_{max} - r_0} \int_{r_0}^{\min(r_{max}, r_a)} \dot{w}_a dr. \quad (11)$$

В свою очередь

$$\dot{w}_a \approx B_K \cdot \rho \cdot v_{кр}^2 = B_K \cdot \rho \cdot \frac{\mu}{r}, \quad (12)$$

где  $v_{кр}$  – круговая скорость на текущей высоте полета  $h = r - R_E$ ;

$\rho$  – плотность воздуха на этой высоте;

$r$  – радиус круговой орбиты, соответствующий  $h$ ;

$R_E$  – радиус сферической Земли.

Для экспоненциальной модели атмосферы

$$\dot{w}_a = B_K \cdot \rho_0 \cdot \exp(-\beta(r - r_0)) \cdot \frac{\mu}{r}, \quad (13)$$

где  $\rho_0$  – плотность воздуха на высоте, соответствующей  $r_0$ ;

$\beta$  – коэффициент, соответствующий изменению плотности воздуха с высоты  $h_0 = r_0 - R_E$ .

Тогда

$$\dot{w}_a^{av} = \frac{B_K \cdot \rho_0 \cdot \mu \cdot \exp(\beta \cdot r_0) \cdot [Ei(-\beta r_0) - Ei(-\beta r)]}{r_{max} - r_0}, \quad (14)$$

где  $Ei$  – интегральная показательная функция.

Падение высоты полета  $\delta r$  определяется по формуле (1)

$$\delta r = r_0 \left( 1 - \sqrt{\frac{r_0}{\mu} \dot{w}_a^{av} t_{\Sigma}^a} \right), \quad (15)$$

где  $t_{\Sigma}^a$  – время полета до минимальной из высот, соответствующих  $r_a$  или  $r_{max}$ , определяется по формуле (3).

Радиус орбиты  $\hat{r}_{max}$  уточняется в результате нескольких итераций по приведенным выше формулам.

Попадание КА в тень Земли также носит случайный характер и зависит от конкретной даты запуска, которая на ранних этапах проектирования чаще всего не определена. Тень представляет собой фигуру вращения. Для околоземных орбит достаточно принять ее цилиндрической. Очевидно, что время пребывания в тени на разных витках различно и, при неизвестной дате запуска и влиянии различных случайных факторов, также случайно. Наличие аккумулятора позволяет реализовывать включение ЭРДУ и в тени. Поэтому можно считать, что ее влияние скажется только на увеличении времени полета. Поскольку в настоящем исследовании используются только детерминированные модели, оценим минимальное и максимальное влияние этого фактора.

В первом случае КА за все время перелета ни разу не попадает тень и верны все предыдущие оценки. Во втором случае можно получить достаточно простую, но несколько завышенную оценку из следующих соображений. Считаем, что плоскость орбиты всегда проходит через ось цилиндрической тени. Витки траектории, реально представляющей собой расходящуюся спираль, очень близки к концу перехода на конечную орбиту почти полностью закрашивают область движения, образуя кольцо между окружностями радиусов  $r_0$  и  $\hat{r}_{\max}$ . Тень вырезает плоскую фигуру, ограниченную двумя параллельными прямыми, находящимися на расстоянии  $2R_E$ , и дугами двух concentрических окружностей радиусов  $r_0$  и  $\hat{r}_{\max}$ . Доля времени пребывания в тени равна отношению площадей этой фигуры и кольца. С учетом простых геометрических соображений [8] получим уточненное время перелета  $t_{\Sigma\Sigma}$ :

$$t_{\Sigma\Sigma} \cong t_{\Sigma} \left\{ 1 + \frac{2R_E}{\pi(\hat{r}_{\max}^2 - r_0^2)} \times \right. \\ \times \left[ \hat{r}_{\max} \left( \frac{5}{3} - \frac{2}{3} \cos \arcsin \frac{R_E}{\hat{r}_{\max}} \right) - \right. \\ \left. \left. - r_0 \left( \frac{5}{3} - \frac{2}{3} \cos \arcsin \frac{R_E}{r_0} \right) \right] \right\}. \quad (14)$$

### Заключение

Получены простые расчетные соотношения для определения баллистических возможностей КА с ЭРДУ по достижению круговых орбит максимального радиуса. Они удобны для предварительного проектного анализа и синтеза и могут быть выполнены даже разработчиками-любителями, появление которых характерно для современного этапа развития космонавтики. Точность полученных соотношений соответствует точности исходных зависимостей.

Дальнейшие исследования должны быть связаны с учетом конкретных особенностей аппаратов.

### Литература

1. Разработка САПР. Системотехнические задачи создания САПР: В 10 кн. Кн. 2 / А. Н. Данчул, Л.Я. Полуян; Под ред. А.В. Петрова. – М.: Высш. шк., 1990. – 144 с.
2. Мітрахович М.М. Евристичні методи експертизи і контролю проєктованих складних систем // УСиМ. – 1997. – № 6. – С. 26 – 28.
3. Суханов А.А. Оптимизация перелетов с малой тягой // Космические исследования. – 1999. – № 2. – С. 182 – 191.
4. Баллистический анализ межпланетных полетов космических аппаратов с электрореактивными двигателями / Т.М. Эннеев, Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов и др. / Математическое моделирование. – 2000. – № 5. – С. 33 – 38.
5. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартенев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.
6. Мэй Д.Х. Энергетический подход к решению задач межорбитального перехода // Аэрокосмическая техника. – 1986. – № 8. – С. 167 – 172.
7. Атмосфера Земли верхняя. Модель баллистических расчетов искусственных спутников Земли. ГОСТ 25645.115-84. – М.: Издательство стандартов, 1985. – 39 с.
8. Выгодский М. Я. Справочник по элементарной математике. – М.: Наука, 1976. – 335с.

Поступила в редакцию 19.07.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.С. Хорошилов, начальник сектора ГKB “Южное”, Днепропетровск.

УДК 621.3.032.21

А.А.ТАРАН, Е.К.ОСТРОВСКИЙ, Н.В.БЕЛАН, А.И.ОРАНСКИЙ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Украина*

## **ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЙ ГОРЯЧЕПРЕССОВАННЫЙ ЭМИТТЕР НА ОСНОВЕ ГАФНАТА БАРИЯ С ВОЛЬФРАМОМ И ПЕРСПЕКТИВЫ ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ПОЛОМ КАТОДЕ**

Представлены результаты экспериментальных исследований термоэмиссионных свойств катодов в системе гафнат бария – вольфрам с различным процентным содержанием компонентов. Показано, что катод 63 масс. %  $\text{BaHfO}_3$  – 37 масс. % W является наиболее эффективным катодом, позволяющим получать плотность термоэмиссионного тока  $230 \text{ А/см}^2$  при 2000 К, со сроком службы, как минимум, 100 ч при этой температуре. Кроме того, эмиттер этого состава полностью восстанавливает свои свойства после отравления и характеризуется достаточно низкой скоростью испарения материала эмиттера. Представленные эмиттеры могут представлять интерес для их использования в полых катодах.

**катод, эмиттер, гафнат бария, вольфрам, плотность термоэмиссионного тока, работа выхода электрона**

### **1. Постановка проблемы в общем виде и ее связь с научно-практическими задачами**

Современное развитие электронной техники и эмиссионной электроники выдвигает целый ряд требований к термоэммиттерам, а точнее говоря к материалу эмиттера, которые крайне сложно выполнять в комплексе и которые достаточно сильно отличаются в зависимости от условий работы эмиттера в каком-то конкретном катодно-подогревательном узле или электронном устройстве.

Если рассмотреть работу эмиттера в полум катоде электрореактивного двигателя (ЭРД), то на первый план выступает требование низкой работы выхода электрона и обеспечения требуемого ресурса работы катода. В настоящее время решаются задачи вывода плазмы полого катода в атмосферу, например, для плавки металлов и др. целей. При этом одной из важнейших проблем становится проблема не только эрозии эмиттера, но и проблема его отравления кислородом и кислородсодержащими газами атмосферы ( $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$ , CO и др.).

Следовательно, разработка новых эмиссионных материалов, новых модификаций термоэммиттеров с заранее заданными свойствами, является весьма актуальной.

### **2. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач**

Известны оксидные термоэмиссионные катоды на основе оксидов щелочноземельных металлов (Ba, Sr, Ca) [1] и целый ряд модификаций оксидных катодов (см., например [2]). Максимальные рабочие температуры оксидных катодов не превышают  $\sim 1100 \text{ К}$ , импрегнированные (пропитанные) катоды могут работать в диапазоне температур до  $\sim 1400 \text{ К}$ . При этом оксидные катоды характеризуются эмиссией  $\sim 1 \text{ А/см}^2$  при температуре 1000 – 1100 К (в непрерывном режиме токоотбора). В импульсном режиме токоотбора при максимально высоких рабочих температурах возможно снятие токов до  $100 \text{ А/см}^2$  и более.

Верхние пределы рабочей температуры и соответственно значение максимальной плотности термоэмиссионного тока  $j_{\text{max}}$  ограничены достаточно высокими значениями скоростей испарения компонентов оксидного катода, что приводит к существенному уменьшению срока его службы, анодному отравлению и испарению катодов. Например, скорость испарения оксида бария BaO при  $T = 1400 \text{ К}$  составляет  $G = 2 \cdot 10^{-6} \text{ кг/(м}^2 \cdot \text{с)}$  [1].

Необходимо отметить, что в указанных выше областях рабочих температур оксидные катоды очень чувствительны к отравлению кислородсодержащими средами и во многих случаях происходит необратимое отравление (эмиссия не восстанавливается даже после длительного времени отжига).

В [3] исследованы термоэмиссионные свойства гафнатов бария  $\text{BaHfO}_3$ . Изучены эмиссионные свойства составов  $(\text{BaO})_n\text{HfO}_2$ , где  $n = 2; 3; 5; 7$ . Температурная зависимость работы выхода электрона представлена только для  $2\text{BaO}\cdot\text{HfO}_2$  в области температур 850 – 1400 К (работа выхода  $\phi$  возрастает от 2,15 до 2,40 эВ). Для состава  $7\text{BaO}\cdot\text{HfO}_2$  при 900 К  $j = 10^{-3}$  А/см<sup>2</sup>,  $\phi = 1,96$  эВ; при  $T = 1250$ , К  $j = 0,37$  А/см<sup>2</sup>,  $\phi = 2,16$  эВ.

Составы типа  $(\text{BaO})_n\text{HfO}_2$  являются двухфазными. Одной из фаз является соединение эквимольного состава  $\text{BaHfO}_3$ , а другой фазой – избыточный оксид бария  $(n - 1) \text{BaO}$ . Гафнат бария плавится конгруэнтно при  $T = 2893$  К [4], а температура плавления оксида бария  $T = 2196$  К [1]. В процессе нагрева катод на основе  $\text{BaHfO}_3$  с избытком  $\text{BaO}$  характеризуется испарением более низкотемпературной фазы  $\text{BaO}$  с постепенным уменьшением концентрации  $\text{BaO}$  в материале катода, что приводит к нестабильности эмиссии и уменьшению эмиссионной способности такого катода в процессе его работы.

Сведения по термоэмиссии гафната бария без дополнительного  $\text{BaO}$  в литературе отсутствуют.

Можно было ожидать, что введение порошка вольфрама в порошок  $\text{BaHfO}_3$  с последующим горячим прессованием смеси приведет к дополнительному восстановлению бария, облегчению процессов активирования, что, в свою очередь, позволит возрасти плотности термоэмиссионного тока, а также приведет к увеличению механической прочности катодов.

Впервые результаты по исследованию термоэмиссионных свойств катодов  $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$  были доложены на XXI Всесоюзной конференции по

эмиссионной электронике в 1990 г. [5], однако до настоящего времени нет подробного изложения полученных научных результатов в какой-либо статье. Настоящая публикация в определенной мере исправляет это положение.

### 3. Цель исследований

Целями работы являлись:

- 1) изучение термоэмиссионных свойств горячепрессованных катодов на основе системы гафнат бария – вольфрам с различным процентным содержанием компонентов;
- 2) измерение скорости испарения эмиссионно-активной компоненты;
- 3) исследование отравляемости катодов после пребывания на атмосфере и при напуске атмосферы;
- 4) выбор наиболее приемлемого материала для использования в полых катодах ЭРД и при выводе плазмы полого катода в атмосферу.

### 4. Результаты исследований и их обсуждение

Катоды на основе системы гафнат бария – вольфрам получены методом горячего прессования на кафедре химической технологии тонкой технической керамики Технологического института (г. Санкт-Петербург, Россия) под руководством заведующего кафедрой, доктора технических наук, профессора Орданьяна С.С.

Исследовались термоэмиссионные свойства катодов на основе гафната бария с различным процентным содержанием вольфрама (0, 20, 29, 37, 44, 70 и 87 масс. % W). Эксперименты проводились в диодной системе, размещенной в вакуумной камере, которая откачивалась магнитоэлектрическим насосом НМДО-0,1-1. Рабочее давление в области катодов не превышало значений  $5 \cdot 10^{-6} \div 2 \cdot 10^{-5}$  Па. Осуществлялся одновременный нагрев всех катодов танталовым подогревателем, что обеспечивало одинаковые условия их испытаний. Расстояние между мед-

ными анодами и торцами катодов составляло 1,8 мм. Истинная температура катодов определялась с помощью пирометра ЛОП-72 на модели абсолютно черного тела в каждом катоде. Использовался импульсный токоотбор: длительность импульса  $\tau = 5$  мкс, частота посылок – 0,5 – 4 Гц. Максимальное вытягивающее напряжение достигало 6,5 кВ. Работа выхода рассчитывалась по методу полного тока с точностью  $\pm 0,04$  эВ.

После достижения предельного вакуума проводилось активирование катодов путем ступенчатого (через 25 – 30 К) повышения температуры и выдержки в течение некоторого времени до стабилизации эмиссии при каждой фиксированной температуре.

В начале активирования максимальная работа выхода электрона наблюдалась у состава с 29 % W, а минимальная была у состава с 20 % W.

Процесс активирования проходил в температурном диапазоне 1430 – 1680 К в течение 23 ч. После такого активирования существенных изменений в величинах термоэмиссионного тока не наблюдалось как после отжига при  $T = 1620$  – 1750 К в течение 160 ч, так и последующего отжига при  $T = 1780$  – 1950 К в течение 10 ч. Подъем температуры до 2140 К и отжиг в течение дополнительных 20 ч не приводили к нарушением стабильности эмиссии.

Активирование можно провести и за более короткое время. После выдержки в течение 3 – 4 ч при  $T = 1800$  К имеет место стабилизация эмиссионного тока для всех исследуемых составов катодов.

Довольно длительный процесс первоначального активирования, очевидно, связан как с диссоциацией молекул BaO, так и с образованием вольфраматов бария  $BaWO_4$  [6] (возможно, и вольфраматов гафния  $Hf(WO_4)_2$ ).

На рис. 1 изображены концентрационные зависимости максимальной плотности тока эмиссии при девяти значениях истинных температур (от 1200 до 2000 К).

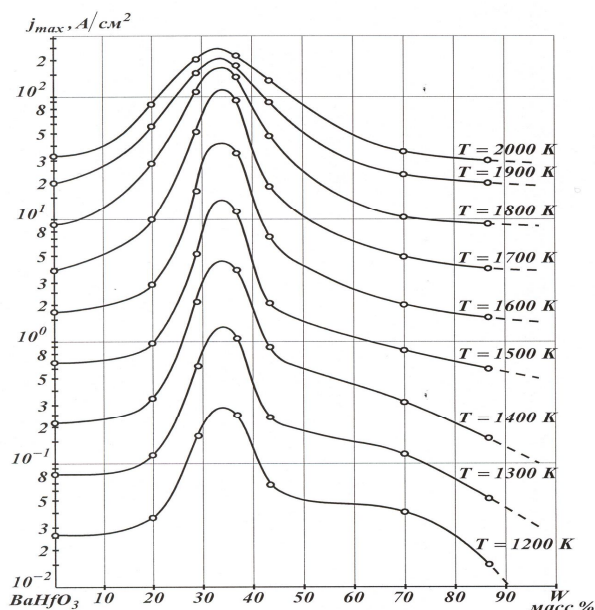


Рис. 1. Концентрационные зависимости максимальной плотности тока эмиссии при различных температурах для системы  $BaHfO_3 - W$

Состав 62 – 69 масс. %  $BaHfO_3$  + 31 – 38 масс. % W имеет максимальную плотность тока эмиссии во всей области рабочих температур. При  $T = 1720$  К максимальная плотность тока эмиссии достигает  $100 \text{ A/cm}^2$ , а при  $T = 2000$  К составляет  $230 \text{ A/cm}^2$  для состава с 37 масс. % W.

При температуре 2000 К катод проработал в течение 100 ч со стабильной эмиссией (более длительная наработка срока службы катода при этой температуре не проводилась).

На рис. 2 приведены температурные зависимости работы выхода электрона для  $(BaO)_n \cdot HfO_2$  (по данным [3]),  $BaHfO_3$  и состава 63 % масс.  $BaHfO_3$  + 37 % масс. W. Можно сделать однозначный вывод, что горячепрессованный катод гафнат бария – вольфрам с 37% W является наиболее эффективным по сравнению с чистым  $BaHfO_3$  и катодами с другим содержанием вольфрама. Обратим внимание, что зависимость  $\phi = f(T)$  для  $BaHfO_3$  получена в работе впервые. Учитывая вышеизложенное, авторами был получен патент [7] на материал для термоэлектронного катода на основе гафнатов бария, отличающихся тем, что он состоит из соеди-

нения  $\text{BaHfO}_3$  и добавки вольфрама W при таком соотношении компонентов:

$\text{BaHfO}_3$  – (62 – 69) мас. %, W – (31 – 38) мас. %.

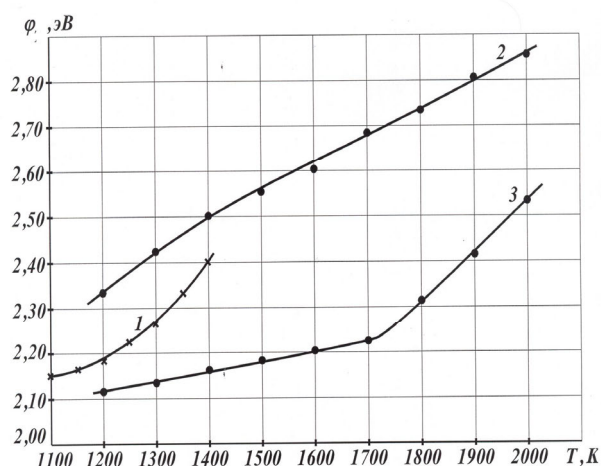


Рис. 2. Температурные зависимости эффективной работы выхода для:

- 1 –  $(\text{BaO})_n\text{-HfO}_2$  [3];
- 2 –  $\text{BaHfO}_3$ ;
- 3 – 67 масс. %  $\text{BaHfO}_3$  – 37 масс. % W

Вольтамперные характеристики для катодов всех изученных составов при всех температурах характеризуются нормальным эффектом Шоттки.

После пребывания катодов в остаточной атмосфере при давлении  $p \approx 0,1$  Па имеет место увеличение работы выхода на 0,05 – 0,15 эВ, однако прогрев при  $T = 1620 - 1700$  К в течение 0,5 ч способствует восстановлению эмиссионных свойств катодов. После длительного (более суток) пребывания отактивированных катодов на атмосфере необходим 2ч отжиг при  $T = 1620 - 1700$  К для полного восстановления эмиссии до прежних значений, т.е. наблюдается полная реактивация эмиссионных свойств катодов. Отметим, что полная реактивация имеет место также после прогрева в течение 0,5 ч при 1900 К.

После всех проведенных экспериментов на деталях конструкции диода отсутствовали следы продуков испарения материала катодов, что свидетельствует о высокой термической устойчивости исследованных катодных материалов. Измеренная

весовым методом скорость испарения компонентов катода состава с 37% W при  $T = 1900$  К равна  $G = (5 \pm 2) \cdot 10^{-6}$  кг/(м<sup>2</sup>·с), что значительно меньше скорости испарения BaO при той же температуре  $G = 10^{-2}$  кг/(м<sup>2</sup>·с) [1].

Таким образом, в результате исследований термоэмиссионных свойств катодов в системе  $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$  установлена максимальная эмиссионная способность у материала катода 63 масс. %  $\text{BaHfO}_3 + 37$  масс. % W (после активирования катодов). Работа выхода этого материала изменяется от 2,11 до 2,23 эВ в диапазоне  $T = 1200 \div 1720$  К и  $\phi = 2,23 - 2,53$  эВ в диапазоне  $T = 1720 \div 2000$  К, т.е. указанный материал катода в системе  $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$  значительно расширяет температурный диапазон работы барьерных термокатодов, сохраняя при этом малую эффективную работу выхода электронов.

Кроме указанных выше экспериментов проводились исследования отравляемости катодов в диапазонах температур от 1300 до 1800 К и давлений от  $5 \cdot 10^{-6}$  до  $1,3 \cdot 10^{-2}$  Па.

Катоды с содержанием вольфрама 20, 29, 37 масс. % отравляются во всех исследованных диапазонах температур и давлений. Максимальное отравление имеет место для катода с 29 % W ( $\Delta\phi_{\text{max}} = 0,37$  эВ при  $T = 1320$  К). Для катодов других составов (44, 70, 87% W) наряду с отравлением наблюдалось увеличение термоэмиссионного тока для некоторых интервалов температуры и давления. Максимальную стойкость к отравлению имеет катод с 87% W: снижение работы выхода  $\Delta\phi = 0,14$  эВ при  $p = 1,3 \cdot 10^{-2}$  Па и  $T = 1430$  К.

Рост термоэмиссионного тока и, следовательно, уменьшение работы выхода при напуске атмосферного воздуха, по-видимому, связаны с адсорбцией кислорода на поверхности вольфрама, покрытого барьером, подобно тому, как это имело место в [8]. При увеличении процентного содержания вольфрама в гафнате барьера число эмиссионно-активных центров при адсорбции кислорода возрастает, спо-

способствуя увеличению стойкости к отравлению, что и наблюдалось в проведенных экспериментах.

### Выводы

1. Исследованы термоэмиссионные свойства эмиттеров в системе  $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$  с различным процентным содержанием компонент.

Введение вольфрама приводит к дополнительному восстановлению свободного бария из соединения  $\text{BaHfO}_3$  и, как следствие, к снижению работы выхода электрона.

2. Предлагаемый композиционный материал расширяет температурный диапазон работы барьерных термокатодов.

Для наиболее эффективного термоэмиссионного материала (63 масс.%  $\text{BaHfO}_3$  – 37 масс. % W) в диапазоне температур от 1200 до 1720 К работа выхода электрона изменяется от 2,11 до 2,23 эВ, а в диапазоне от 1720 до 2000 К – от 2,23 до 2,53 эВ.

3. Изучена отравляемость эмиссионного материала  $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$  при напуске атмосферного воздуха. Эмиттеры, проявляющие максимальную эмиссионную способность (20, 29, 37 масс. % W, отравляются во всех исследованных диапазонах температур и давлений. При этом для эмиттеров с более высокой работой выхода электрона (44, 70, 87 масс. % W) в определенных диапазонах температур и давлений имеет место увеличение эмиссионной активности, что связано с образованием адсорбционной системы  $\text{W}-\text{Ba}-\text{O}$ .

4. Незначительная скорость испарения ( $G = 5 \cdot 10^{-6}$  кг/(м<sup>2</sup>·с)) при  $T = 1900$  К, отсутствие необратимого отравления после пребывания на атмосфере позволяют рекомендовать горячепрессованный эмиттер на основе системы гафнат бария – вольфрам для использования в полых катодах ЭРД и при выводе плазмы полого катода в атмосферу.

### Литература

1. Мойжес Б.Я. Физические процессы в оксидном катоде. – М.: Наука, 1968. – 479 с.
2. Киселев А.Б. Металлооксидные катоды электронных приборов. – М.: МФТИ, 2001. – 240 с.
3. Бондаренко Б.В., Ермаков С.В., Царев Б.М. Термоэлектронные свойства гафнатов и ренатов бария // Радиотехника и электроника. – 1961. – Т. 6, № 10. – С. 1773 – 1775.
4. Взаимодействие в системе  $\text{HfO}_2 - \text{SrO}$ ,  $\text{HfO}_2 - \text{BaO}$  и  $\text{ZrO}_2 - \text{BaO}$  в областях с высоким содержанием  $\text{HfO}_2$  ( $\text{ZrO}_2$ ) / А.В.Шевченко, Л.М.Лопато, Г.И. Герасимюк, З.А.Зайцева // Изв. АН СССР. Неорганические материалы. – 1987. – Т. 23, № 9. – С. 1495 – 1499.
5. Высокотемпературный оксидный катод на основе системы гафнат бария – вольфрам / А.А. Таран, Е.К. Островский, С.С. Орданьян, И.К. Хорошилова // В кн.: XXI Всесоюз. конф. по эмиссионной электронике. Тез. докл. (т. 1). – Л.: ФТИ, 1990. – С. 212 – 217.
6. Городецкий Д.А., Мельник Ю.П., Скляр В.К. Взаимодействие окиси бария с вольфрамом (100) // Изв. АН СССР. Сер. физ. – 1988. – Т. 52, № 8. – С. 1496 – 1499.
7. Патент № 51550 від 11.06.2002 / А.О. Таран, Є.К. Островський, С.С. Орданьян. – Надруков. 15.11.2002. – Бюл. № 11.
8. Култашев О.К., Макаров А.П., Рожков С.Е. Влияние кислорода на работу выхода пленок электроположительных металлов, адсорбированных на 4d- и 5d-переходных металлах // Изв. АН СССР. Сер. физ. – 1976. – Т. 40, № 12. – С. 2478 – 2483.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. И.М. Михайловский, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков.

УДК 629.78.05; 629.78.085

**П.М. ТРУБНИКОВ, Г.А. ДЬЯКОНОВ, В.Н. ЯКОВЛЕВ***Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Россия*

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ИМПУЛЬСНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ**

Описывается подход к исследованию рабочих процессов импульсных плазменных ускорителей. Рассмотрена методика измерения основных характеристик исследуемых ускорителей, возникающие вопросы и их решение. Приводится пример системы автоматизированного сбора и обработки экспериментальных данных.

**плазма, ускоритель, методика, измерение, тяга, разрядный ток, зонд, автоматизация, расчет**

### **Введение**

Первые работы по созданию и исследованию импульсных плазменных ускорителей (ИПУ) начались достаточно давно, еще в 50-х годах XX века. Первоначально их основным практическим применением предполагалось заполнение термоядерных систем горячей плазмой [1]. Позже были рассмотрены другие возможности практического приложения ИПУ, однако из-за их низкой эффективности интерес к ним значительно снизился и в течение многих лет ИПУ применялись лишь для решения достаточно специфических задач. Однако в последние годы наблюдается увеличение интереса к ИПУ. Это связано с достижениями в увеличении его рабочих характеристик, а также тем, что стало выгодно практическое применение ИПУ в роли двигателя.

### **1. Постановка задачи**

В настоящее время наблюдается устойчивая тенденция повышения интереса к малым спутникам (10 – 500 кг). Для создания функционального и недорогого спутника необходима эффективная, надежная и дешевая двигательная установка. Как один из вариантов, предполагается создание такой двигательной установки на основе импульсного плазменного двигателя (ИПД). Развитие такого практического приложения ИПУ вносит свою специфику в процесс исследования их рабочих процессов.

В настоящее время в НИИПМЭ МАИ исследуются импульсные плазменные двигатели (ИПД) рельсового типа с боковой подачей твердого рабочего тела. Схема таких двигателей приведена на рис. 1.

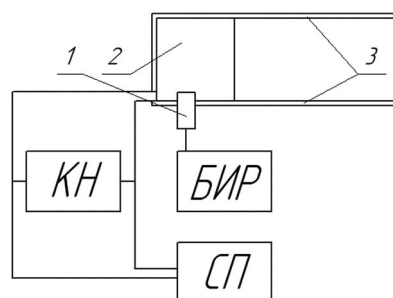


Рис. 1. Схема ИПУ:

- 1 – свеча-игнейтер;
- 2 – рабочее тело (шашка);
- 3 – электроды

Шашки подаются в рабочее пространство между электродами через боковые поверхности навстречу друг другу. Блоком инициирования разряда (БИР) при помощи свечи-игнейтера между катодом и анодом инициируется разряд. Источником энергии разряда являются конденсаторные накопители (КН), зарядка которых происходит от системы питания (СП). При протекании разрядного тока между электродами за счет абляции шашек формируется плазменный сгусток. Ускорение плазменного сгустка происходит под действием электромагнитных и газодинамических сил. Электромагнитные силы соз-

даются при взаимодействии разрядного тока с поперечным собственным магнитным полем.

## 2. Основные параметры

При исследовании импульсных плазменных двигателей контролируются их интегральные характеристики, расход рабочего тела за один разрядный импульс и средняя тяга двигателя при определенном значении зарядного напряжения и разрядном токе. Рассчитываются тяговая эффективность ИПУ  $\eta_t$ , среднemasовая скорость плазменного сгустка (удельная тяга)  $\langle V \rangle$  и цена тяги  $C_t$ .

Важным параметром, позволяющим судить о рабочих процессах, является также динамика и распределение разрядного тока в ускорительном канале импульсного плазменного двигателя. Знание реальной картины распределения тока во времени и в пространстве разрядного канала служит залогом того, что это распределение может быть максимально оптимизировано с целью максимального повышения эффективности тех или иных процессов.

## 3. Методика исследования

В процессе эксперимента зарядное напряжение конденсаторного накопителя контролируется киловольтметром. Регистрация разрядного тока производится с помощью пояса Роговского и цифрового запоминающего осциллографа. Интегрирование сигнала пояса Роговского осуществляется с помощью RC-интегратора. Чувствительность пояса с RC-интегратором составляет 17,0 кА/В. В качестве синхронизирующей аппаратуры используется генератор импульсов. Типичный вид получаемых осциллограмм показан на рис. 2.

Для измерения средней тяги ИПД используется разработанное в НИИПМЭ МАИ маятниковое тягоизмерительное устройство прямого действия с индуктивным датчиком смещения платформы.

Схема тягоизмерительного устройства приведена на рис. 3.

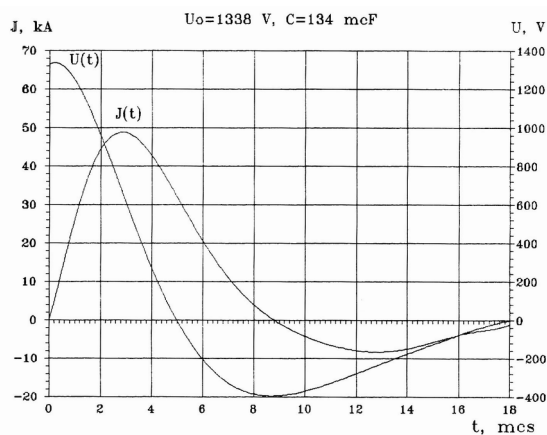


Рис. 2. Осциллограммы разрядного тока и напряжения

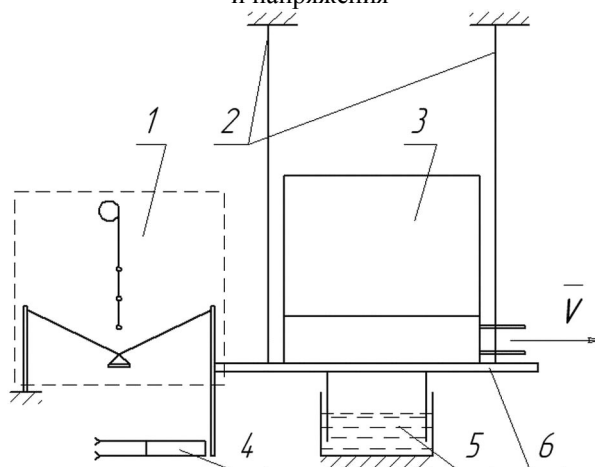


Рис. 3. Схема тягоизмерительного устройства:

- 1 — калибровочный узел;
- 2 — струны-подвесы;
- 3 — ИПУ;
- 4 — индуктивный датчик;
- 5 — демпфер;
- 6 — платформа

Измерение средней тяги ИПД производится следующим образом. Исследуемая модель ИПД закреплена на платформе, которая на трех струнах подвешена на раме, установленной в вакуумной камере. При измерении силы тяги ИПД работает с частотой  $f = 2$  Гц. Вследствие создаваемой тяги платформа смещается в сторону, противоположную направлению движения плазменного сгустка. Из-за малости смещения и относительно большой длины подвесов, смещение можно считать горизонтальным. Величина смещения фиксируется по изменению зазора между индуктивным датчиком и пластиной из магнитомягкого материала, закрепленной на платфор-

ме. Абсолютная величина силы тяги  $F$  определяется по калибровочной зависимости смещения платформы от силы, действующей в направлении вектора тяги. Калибровка тягомера выполняется непосредственно до и после каждого измерения тяги при помощи грузиков известной массы. Относительная погрешность измерения тяги при помощи описанного устройства не превышает 5%. Единичный импульс тяги  $P_{ед}$  при этом рассчитывается как

$$P_{ед} = \frac{F}{f}. \quad (1)$$

Полная масса рабочего тела, израсходованная за серию импульсов, и средний расход рабочего тела за импульс измеряются путем взвешивания шашек рабочего тела на высокочувствительных аналитических весах до и после серии из  $10^3 - 10^4$  включений ИПД.

На основании измеренных параметров производится расчет остальных величин по известным соотношениям:

$$\eta_t = \frac{P_{ед}^2}{mCU^2}; \quad (2)$$

$$\langle V \rangle = \frac{P_{ед}}{m}; \quad (3)$$

$$C_t = \frac{CU^2}{2P_{ед}}, \quad (4)$$

где  $m$  – расход рабочего тела за один импульс;

$C$  – емкость конденсаторного накопителя.

Типичная зависимость интегральных характеристик от энергии разряда приведена на рис. 4.

В рамках данной работы исследования распределения разрядного тока выполняются с помощью магнитозондового метода. Однако такие исследования для каналов рельсовой геометрии сталкиваются со значительными трудностями методического характера, поскольку обратная задача восстановления распределения тока по измеренным в нескольких точках значениям магнитной индукции представляет собой классический пример некорректной задачи математической физики, когда единственной заданной конфигурации магнитного поля соответствует бесконечное множество решений.

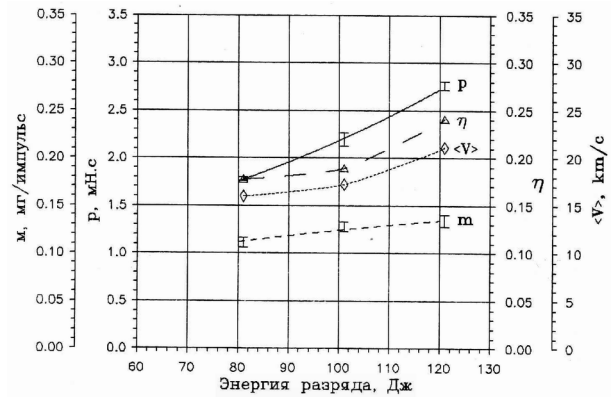


Рис. 4. Зависимость интегральных характеристик от энергии разряда

Простейшим частным случаем решения является расчет распределения линейной плотности разрядного тока  $J_y(x)$  вдоль продольной оси ускорительного канала  $x$  в одномерном приближении. Такой расчет, основанный на экспериментально измеренных значениях магнитной индукции  $B_z(x)_{exp}$ , позволяет проследить развитие разряда и определить его влияние на интегральные характеристики двигателя.

Расчетная схема разрядных токов представлена на рис. 5. Здесь величина  $I$  соответствует полному разрядному току,  $h$  – расстоянию между электродами двигателя,  $x_0$  – расстоянию от обратного токоподвода до обращенной к разряду поверхности торцевого изолятора,  $x$  – расстоянию, на котором чувствительность магнитного зонда еще позволяет уверенно регистрировать сигнал. Расчетная задача сводится к поиску такой функции линейной плотности разрядного тока  $J_y(x)$ , магнитное поле которой  $B_z(x)$  наилучшим образом соответствовало бы экспериментально измеренному  $B_z(x)_{exp}$ .

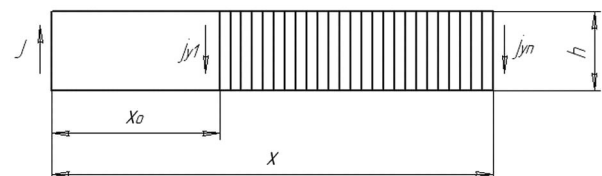


Рис. 5. Расчетная схема разрядных токов

Магнитная индукция  $B_{zj}$  в каждой точке  $x_j$  на оси ускорительного канала рассчитывается как сумма

магнитных индукций  $B_{zij}$  от каждого  $i$ -го элемента расчетной схемы разрядных токов  $J_{yi}$ :

$$B_{zj} = \sum_{i=1}^n B_{zij} \cdot \quad (5)$$

$B_{zij}$  рассчитывается по уравнению Био-Савара-Лапласа.

Вектор  $J_{yi}$  представляет собой численный аналог функции  $J_y(x)$ . Расчет сводится к вариационной задаче нахождения вектора  $J_{yi}$ , доставляющего минимум функционалу

$$S(J_{yi}) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \left( \frac{2(B_{zj} - B_{zj\text{exp}})}{B_{zj} + B_{zj\text{exp}}} \right)^2}, \quad (6)$$

где  $B_{zj}$  – расчетное значение индукции;

$B_{zj\text{exp}}$  – экспериментально измеренное значение индукции магнитного поля.

Это выражение имеет физический смысл средне-квадратичного отклонения расчетного значения от экспериментально измеренного, при следующем дополнительном условии:

$$\sum_{i=1}^n J_{yi} = I, \quad (7)$$

где  $I$  – полный разрядный ток, измеренный поясом Роговского.

Математическая некорректность задачи нахождения функции распределения плотности тока  $J_y(x)$  по измеренным значениям индукции магнитного поля  $B_z(x)_{\text{exp}}$  требует регуляризации численного решения, то есть включения в постановку задачи дополнительного требования, чтобы искомая функция  $J_y(x)$  была достаточно гладкой. Стандартный прием состоит в добавлении к минимизированному функционалу  $S(J_{yi})$  малой регуляризирующей добавки так, что решается задача нахождения минимума функционала  $S(J_{yi}, \alpha_1, \alpha_2)$ , равного

$$S(J_{yi}, \alpha_1, \alpha_2) = \alpha_1 \cdot \int_0^x \left( \frac{dJ_y(x)}{dx} \right)^2 dx + \alpha_2 \cdot \int_0^x \left( \frac{d^2 J_y(x)}{dx^2} \right)^2 dx + S(J_{yi}), \quad (8)$$

где  $\alpha_1 > 0$  и  $\alpha_2 > 0$  – параметры регуляризации.

Такая замена приводит к тому, что среди множества функций  $J_y(x)$ , почти не отличающихся друг от друга по значениям  $S(J_{yi})$ , предпочтение отдается более гладкой, имеющей меньшее значение  $S(J_{yi}, \alpha_1, \alpha_2)$ .

Данная вариационная задача численно реализуется при помощи метода локальных вариаций.

Была собрана схема магнитозондовых измерений в ускорительном канале ИПД, представленная на рис. 6.

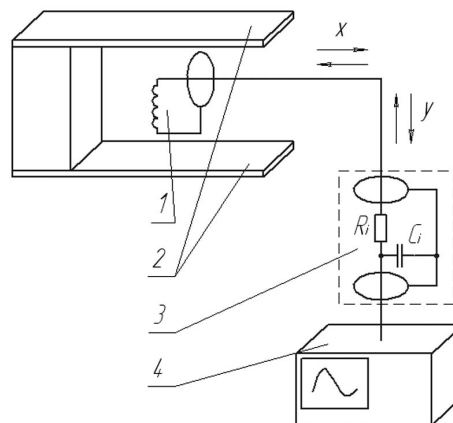


Рис. 6. Схема магнитозондовых измерений:

- 1 – магнитный зонд;
- 2 – электроды;
- 3 – интегратор;
- 4 – осциллограф

Используется магнитный зонд индуктивного типа, помещенный в керамическую трубку с внешним диаметром 2,5 мм. В процессе калибровки и отладки схемы зонд перемещался вдоль средней линии (оси) канала. На этой линии присутствует только одна компонента индукции магнитного поля  $B_z(x)$ , что значительно облегчает калибровку магнитного зонда. Для перемещения зонда используется специально разработанное дистанционно управляемое координатное устройство с двумя степенями свободы, обеспечивающее высокую точность фиксации положения зонда. Шаг перемещения составляет 5 мм. Осциллограммы сигнала с магнитного зонда регистрируются запоминающим цифровым осциллографом. Магнитный зонд связан с осциллографом коаксиальной кабельной линией с RC-интегратором.

Типичное изменение распределения разрядного

тока в межэлектродном пространстве по времени показано на рис. 7.

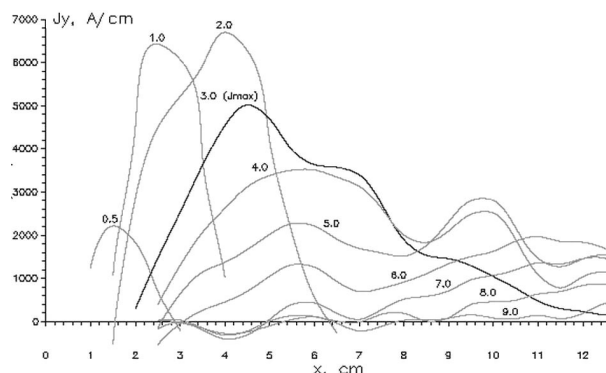


Рис. 7. Распределения разрядного тока

#### 4. Автоматизация эксперимента

Для повышения эффективности работ по созданию и испытанию лабораторной модели ИПД была введена система автоматизации сбора и обработки экспериментальных данных. Система базируется на использовании персонального компьютера (PC). Реализованная на настоящий момент схема показана на рис. 8.

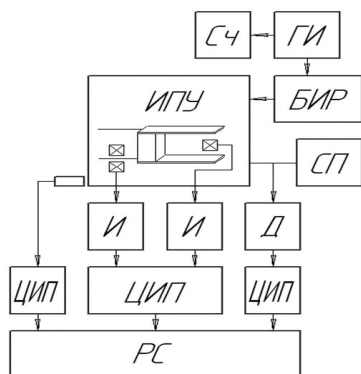


Рис. 8. Схема системы автоматизации сбора и обработки экспериментальных данных

Как видно, срабатывание стендового блока инициирования разряда (БИР) происходит под действием генератора импульсов (ГИ). Число импульсов фиксируется с помощью счетчика (СЧ). Далее интересующие сигналы через делитель (Д), интеграторы (И) или напрямую поступают на цифровые измерительные приборы (ЦИП). Информация с большинства ЦИП передается через интерфейс RS-232 на PC, на экране которого отображается в удобном для восприятия виде. Из-за ограничения пропускной

способности шины RS-232 и достаточно большой частоты следования исследуемых сигналов, использование приборов, работающих через этот интерфейс, ограничено условием одновременной работы только одного канала. В противном случае, при использовании нескольких каналов, данные не успевают поступать в PC. Для решения этой сложности в комплексе также используется осциллограф, передающий данные по шине LPT. В системе используется собственное программное обеспечение, позволяющее оперировать с получаемыми данными, производить расчет интересующих параметров по изложенной выше методике и сохранять получаемые результаты. Кроме того, на PC можно частично возложить функции контроля эксперимента.

Работа проведена на средства гранта Т02-14.0-762 Министерства образования и науки РФ.

#### Литература

1. Плазменные ускорители / Под ред. Л.А. Арцимовича. — М., Машиностроение, 1973. — 320 с.
2. Тихонов В.Б., Арсенин Ю.Я. Методы решения некорректных задач. — М.: Наука, 1978. — 436 с.
3. Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. — М.: Наука, 1988. — 186 с.
4. Antropov N., Gomilka L., Diakonov G., Krivososov I., Popov G., Orlov M. Parameters of plasmoids injected by PPT // Proceedings of the 33<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-96-2736, Seattle, USA, 1997.
5. Popov G., Antropov N., Diakonov G., Orlov M., Tyutin V., Yakovlev V. Experimental Study of Plasma Parameters in High-Efficiency Pulsed Plasma Thrusters // Proceedings of the 27<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, IEPC-01-163, Pasadena, USA, 2001.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. И.П. Назаренко, Московский авиационный институт (Государственный технический университет) МАИ, Москва.

УДК 621.455.32

**В.Н. БАЛАШОВ, В.М. ДУРАЧЕНКО, М.И. КОШКИН***Государственное конструкторское бюро "Южное"*

## **ВЫБОР КОНСТРУКТИВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Рассмотрено влияние геометрии магнитной системы (МС) на распределение магнитного поля в камере ионизации и ускорения (КИУ) в стационарном плазменном двигателе (СПД). Проведены оценки влияния геометрии МС на распределение магнитной индукции в КИУ. Проведен оценочный расчет МС СПД. Получено распределение магнитной индукции в КИУ и за срезом КИУ.

**стационарный плазменный двигатель, магнитопровод, экран, распределение магнитной индукции**

### **Введение**

Разработка СПД всегда приводит к исследованию влияния распределения магнитной индукции в КИУ на характеристики СПД, в частности, влияние положения максимума магнитной индукции, влияние на расходимость исходящего из камерс ионизации и ускорения пучка плазмы, колебаний и т.д.

МС является одним из основных элементов в конструкции СПД. Конструкция магнитной системы определяет габариты и составляет основную часть массы СПД, а характеристики магнитного поля в значительной мере определяют рабочие параметры двигателя. Эффективность двигателя также зависит от конфигурации силовых линий магнитного поля, которое создает МС в КИУ. Поэтому неточности в проектировании конструкции МС на ранней стадии разработки СПД приводят к дорогостоящим экспериментальным доработкам двигателя. Особенно остро встает вопрос о проектировании магнитной системы в СПД малой мощности (малой геометрии), это связано с трудностями достижения распределения магнитной индукции в камере ионизации и ускорения с высоким градиентом.

Вопросу расчета магнитной системы в литературе уделялось недостаточное внимание, в основном экспериментально подбирались конфигурации силовых линий, распределение и максимальное значение магнитной индукции в КИУ.

### **1. Постановка задачи**

Описание конструкции и принципа работы СПД широко представлены в литературе (см., например, в [1]). В современных наиболее отработанных конструкциях СПД МС выполнена в виде центральной и нескольких наружных катушек, магнитопровода с магнитными экранами, внешнего и внутреннего магнитополусов. Характерное распределение магнитной индукции в КИУ для таких конструкций представлено на рис. 3.

В настоящей статье приводится аналитическая оценка варианта изменения конструкции МС с целью уменьшения потребляемой электрической мощности, габаритов, массы при сохранении представленного выше характерного распределения магнитной индукции. С этой целью в конструкции МС предлагается изменить положение магнитных экранов и поместить их внутрь КИУ. Кроме того, введение внутренних магнитных экранов позволит в широком диапазоне варьировать как ширину зоны ионизации и ускорения (ЗИУ), так и ее положение вплоть до вынесения ее за пределы КИУ и более оптимально сконфигурировать эквипотенциальные линии в КИУ для фокусировки плазменного потока.

Работоспособность конструкции с внутренними магнитными экранами косвенно подтверждается исследованиями, приведенными в работах [2] (введение металлических колец на внутренних стенках

КИУ в ЗИУ), [3] (использование металлической КИУ).

СПД с предлагаемой конструкцией МС является гибридной моделью СПД и ДАС (так как часть канала в КИУ металлическая) с оптимизированной конфигурацией распределения магнитного поля в КИУ.

## 2. Расчетная модель

Расчет распределения магнитной индукции в СПД велся по упрощенной модели, представленной на рис. 1, в расчетной системе ANSYS. Исходными данными для расчета являлись:

- диаметр КИУ – 70 мм;
- материал МС – сталь 10880;
- катушка имеет – 474 витка;
- напряжение на катушке – 2 В.

Решалась плоскостная, симметричная задача.

Для сравнения расчет велся для двух вариантов конструкций МС, "А" – с внешним магнитным экраном (рис. 1, а) и "Б" – с внутренним магнитным экраном (рис. 1, б). Значение магнитной индукции определялось в точках, расположенных на линиях Y1, Y2, Y3, X1, X2.

Распределение магнитной индукции рассчитывалось при изменении размеров A1, A2, B1, B2.

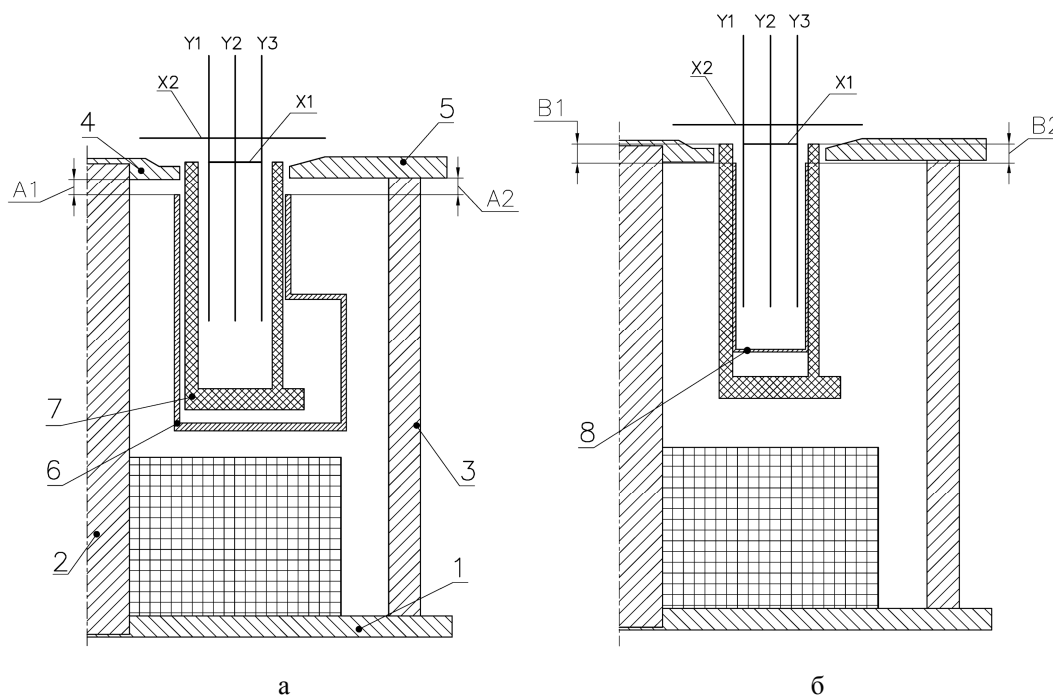


Рис. 1. Расчетная модель:

1 – основание МС; 2 – центральный магнитопровод; 3 – внешний магнитопровод; 4 – внутренний магнитополус; 5 – внешний магнитополус; 6 – внешний экран; 7 – КИУ; 8 – внутренний экран

## 3. Результаты расчета

Распределение эквипотенциальных линий магнитного поля по анодному блоку СПД для вариантов конструкций МС "А" и "Б" представлено на рис. 2.

Распределение магнитной индукции для двух вариантов МС по линии Y2 показано на рис.3, из которого видно, что кривые для варианта "А" лежат ниже по сравнению с вариантом "Б" и сдвину-

ты за срез КИУ. При этом максимальное значение магнитной индукции для варианта "Б" примерно на 50% больше, чем для варианта "А" и приблизительно на 20% больше в прианодной области, при одинаковой мощности, поданной на катушку. В случае равенства значений магнитной индукции для варианта "Б" потребляемая электрическая мощность уменьшится приблизительно на 30%.

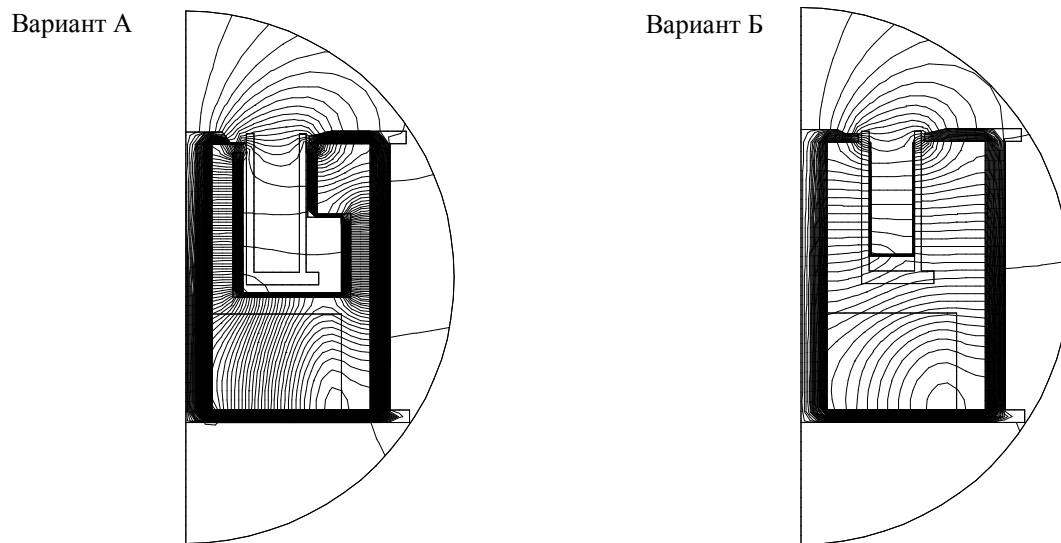


Рис. 2. Распределение эквипотенциальных линий магнитного поля по анодному блоку

Распределение магнитной индукции по линиям  $Y_1$  и  $Y_3$ , для двух вариантов, незначительно отличается от кривых "А" и "Б", представленных на рис. 3.

Само значение магнитной индукции уменьшается от внутренней стенки камеры ионизации и ускорения к наружной.

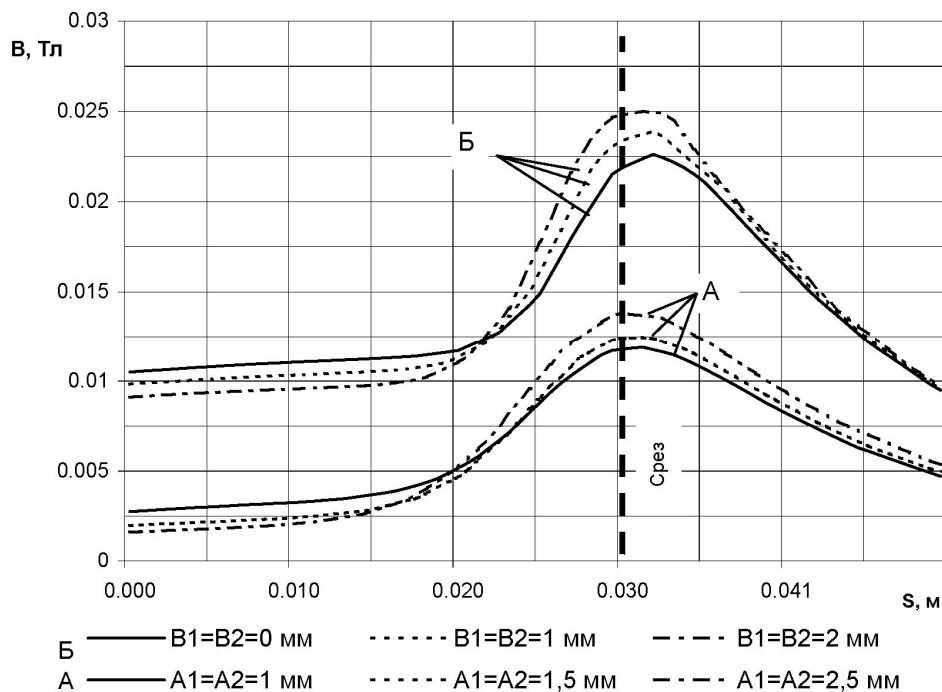


Рис. 3. Распределение магнитной индукции по линиям  $Y_1$  и  $Y_3$

Также было получено распределение магнитной индукции за срезом КИУ по линии  $X_2$ , для вариантов "А" и "Б" (рис. 4). Из рис. 4 видно, что распре-

деление магнитной индукции неравномерно, особенно за стенками КИУ. Эта неравномерность вызвана геометрией магнитных полюсов. Неравномерность и

увеличение магнитной индукции за срезом КИУ вызывает расфокусировку ионного пучка.

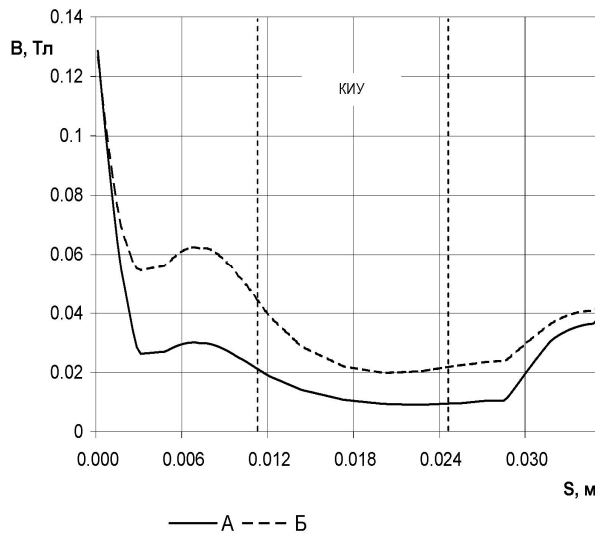


Рис. 4. Распределение магнитной индукции за срезом КИУ по линии X2

На рис. 5 представлено распределение магнитной индукции по линии X1.

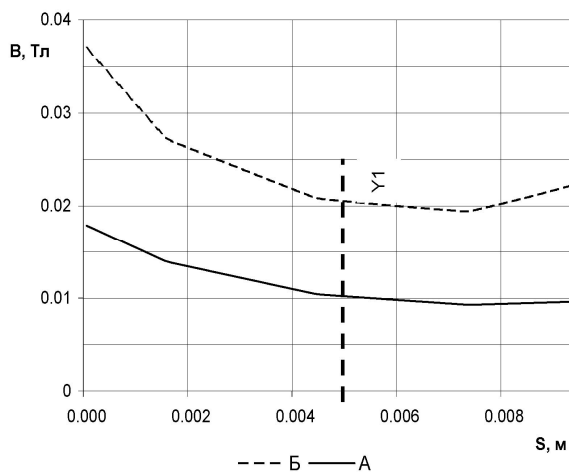


Рис. 5. Распределение магнитной индукции по линии X1

Как видно из рисунка, распределение магнитной индукции несимметрично относительно линии Y1 и значение магнитной индукции увеличивается вблизи внутренней стенки КИУ. Несимметричность магнитного поля приводит к увеличению концентрации

электронов вблизи внутренней стенки КИУ. Это, в свою очередь, вызывает расфокусировку ионного пучка и увеличение скорости износа стенок КИУ (особенно внутренней), что подтверждается результатами исследований [4].

## Заключение

Предложена новая конструкция МС СПД, в которой за счет введения магнитных экранов внутрь КИУ, возникает возможность снижения потребляемой мощности (примерно на 30% согласно проведенному расчету), уменьшения габаритов и массы двигателя. Кроме того, в новой конструкции МС появляется возможность использования вынесенного максимума магнитной индукции за срез КИУ.

## Литература

1. Белан Н.В., Ким В.П. и др. Стационарные плазменные двигатели. — Х.: Основа, 1989. — 224 с.
2. Хартов С.А. Влияние материала стенок разрядной камеры на интегральные характеристики УЗДП // Тез. докл. 6-й Всесоюзной конференции по плазменные ускорители и ионные инжекторам. — Днепропетровск, 16 – 19 сент. 1986 г. — С. 69.
3. Бишаев А.М., Гаврюшин В.М., Герасимов В.Ф., Ким В.П. и др. Исследование влияния колебаний в разрядной цепи и проводимости стенки канала на процессы в УЗДП // Тез. докл. 4-й Всесоюзной конференции по плазменные ускорители и ионные инжекторам. — М. — 1978. — С. 57 – 58.
4. Архипов Б.А., Десятников А.В., Красенков М.А. Угол разлета плазменной струи // Тез. докл. 6-й Всесоюзной конференции по плазменные ускорители и ионные инжекторам. — Днепропетровск, 16 – 19 сент. 1986 г. — С. 25 – 26.

Поступила в редакцию 12.04.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 533.9.07

А.В. ХИТЬКО

*Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина***РАБОТА МАЛОРАСХОДНОГО ПОЛОГО КАТОДА В СРЕДЕ ИНЕРТНОГО ГАЗА**

Рассмотрена проблема снижения расхода рабочего тела через полый катод электрического ракетного двигателя. Экспериментально подтверждена принципиальная возможность построения малорасходного полого катода на комбинированном рабочем теле при низких давлениях газа в разрядном объеме.

**полый катод, электрический ракетный двигатель, расход рабочего тела, активатор, плазменный мост, ток, напряжение, внутренний разряд**

**Введение**

В последние годы особый интерес проявляется к разработке малых космических летательных аппаратов (микроспутников, МС) и расширению диапазона их применений [1]. Уменьшение массы оборудования, связанное с миниатюризацией электронных приборов, стимулирует работы по созданию соответствующих двигательных систем, которые могут быть использованы для ориентации и коррекции орбит данного класса аппаратов. Одной из технологий, которые можно применять на борту МС, следует рассматривать электрические ракетные двигатели (ЭРД), в частности, холловские двигатели, как проверенные и хорошо зарекомендовавшие себя устройства. Такие несомненные преимущества как конструктивная простота, легкость управления, высокий уровень выходных характеристик позволят им занять свое место среди расположенного на борту оборудования.

Для ЭРД характерно использование, в качестве основного катода и катода-нейтрализатора, полого плазменного катода с протоком рабочего тела. Расход через катод обычно составляет до 10% от основного расхода через двигатель, что при прочих равных условиях приводит к снижению удельного импульса. Ввиду этого естественным является стремление разработчиков к снижению расхода через катод и повышению его газовой эффективности.

**1. Формулирование проблемы**

Непосредственное снижение расхода для дифрагмированного полого катода приводит к снижению разрядного тока, а при предельных граничных значениях расхода разряд гаснет, двигатель не работает [2]. Следовательно, проблема снижения расхода рабочего тела через катод, при малых уровнях токов (меньших 0,5 – 0,8 А), и повышения его газовой эффективности актуальна и требует оригинальных решений на основе новых подходов к организации плазменного катода.

**1.1. Общие закономерности**

Для обеспечения работоспособности плазменного источника электронов необходимо решить две основные задачи:

- ввод электронов с поверхности катода во внешний объем;
- транспортировку электронов из катодной области в анодную или в пучок источника плазмы.

Для эффективного ввода электронов с поверхности во внешний объем необходимо обеспечить требуемый уровень тока эмиссии, который определяется работой выхода поверхности и ее температурой. Также необходимо обеспечить компенсацию объемного пространственного заряда эммитированных электронов за счет потока ионов из разрядного объема. В противном случае у поверхности образуется

виртуальный катод и ее эмиссионная способность будет ограничена [3].

При решении второй задачи следует учитывать то, что для эффективной транспортировки электронов из прикатодной области к аноду или к ионному пучку двигателя необходимо организовать "плазменный мост", в котором плазма квазинейтральна и имеет достаточную концентрацию для прохождения тока требуемой плотности [4].

## 2. Решение проблемы

Расход через катод состоит из двух составляющих: расхода активирующего вещества и плазмообразующего газа. Для традиционных газовых катодов с активаторами на основе солей бария или гексаборида лантана характерным является ничтожно малая величина расхода активатора по сравнению с расходом плазмообразующего газа. Поэтому вопрос повышения газовой эффективности связывают только с снижением расхода плазмообразующего газа.

Особенностью катода работающего на цезии является то, что он выполняет роль активатора и плазмообразующего газа (пара). Поэтому снижение расхода паров цезия через катод будет влиять как на эмиссию электронов, так и на прохождение их к аноду.

Ранее было показано, что полый катод с внутренним разрядом [5] позволяет обеспечить устойчивую работу при низких давлениях в полости и как следствие при более малых расходах щелочного металла. При снижении его расхода снижается количество нейтральных атомов в разрядном промежутке, падает концентрация плазмы и величина тока, который может быть перенесен через разрядный промежуток. Таким образом возникает ситуация при которой расхода рабочего тела проходящего через катод недостаточно для организации «плазменного моста».

Недостаток нейтральных атомов может быть пополнен за счет дополнительного введения газа в

разрядный промежуток, минуя полость катода. При этом роль щелочного металла заключается в снижении работы выхода эмитирующей поверхности и ее температуры (задача 1), а роль дополнительного расхода инертного газа (химически пассивного) - к созданию в межэлектродном зазоре квазинейтральной плазмы обеспечивающей перенос электронов к пучку (задача 2).

### 2.1. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

Подобный подход к построению сильноточного дугового полого катода для термоэмиссионного преобразователя, без протока рабочего тела через его полость, приведен в работах Ф.Г. Бакшта, Г.А. Дюжева [6, 7]. Экспериментальные и теоретические исследования дугового режима разряда с полым катодом проведены для ксеноновой плазмы при средних ( $P = 200 - 700$  тор) и низких ( $P = 1 - 10$  тор) давлениях газа в разрядном объеме. Эмиссия электронов с поверхности катода обеспечивалась малой добавкой цезия ( $P_{Cs} = 0,1$  тор), которая подавалась в разрядный объем. Установлено, что влияние давления ксенона на вольтамперные характеристики (ВАХ) полого катода мало и рост его величины приводит к сдвигу ее в область более высоких напряжений. Рассмотренный катод можно считать газовым, т.к. давление активирующего вещества значительно меньше давления плазмообразующего газа.

### 2.2. Постановка задачи данного исследования

Исследуемый диапазон рабочих давлений значительно превышает рабочие давления в разрядных промежутках ЭРД малой мощности. В связи с этим возникла необходимость проведения экспериментальных исследований газового разряда с цезиевым полым катодом при минимально возможных давлениях газа и расходах цезия, обеспечивающих требуемый ток рассматриваемого класса ЭРД [8].

Целью исследований, приведенных в данной статье, являлось определение граничных значений напряжения и давления газа в объеме, при которых разряд на комбинированном рабочем теле существует устойчиво.

### 2.3. Основной материал

Исследования включали изучение особенностей вольтамперных характеристик разряда с цезиевым полым катодом в атмосфере инертного газа при различных величинах давления в объеме. Расход цезия через катод принимался минимально возможным. Для этого давление цезия в полости поддерживалось постоянным у порога зажигания внутреннего разряда ( $P_k - 10^{-2}$  Тор). Давление газа (ксенон) в разрядном объеме изменялось в диапазоне ( $5 \cdot 10^{-5} - 5 \cdot 10^{-2}$ ) Тор, характерном для ЭРД малой мощности.

Анализ вольтамперных характеристик, полученных экспериментальным путем, показал, что они имеют характерный ступенчатый вид (рис. 1).

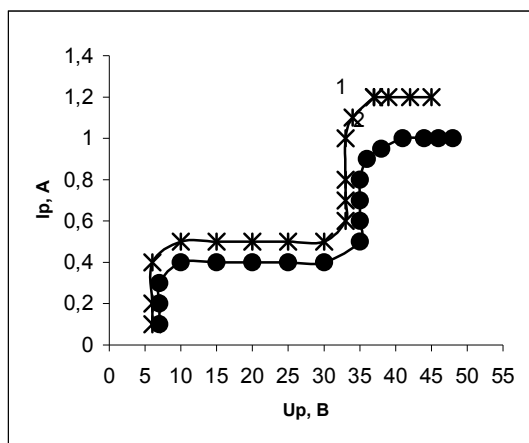


Рис. 1. Вольтамперная характеристика:  
1 –  $T_{6Cs} = 210^\circ\text{C}$ , 2 –  $T_{6Cs} = 240^\circ\text{C}$

При низких напряжениях (5 – 7)В горит цезиевый низковольтный разряд, с характерным участком насыщения разрядного тока. Повышение разрядного напряжения выше (33 – 35)В приводит к ионизации атомов ксенона и дальнейшему росту разрядного тока. Следовательно, существует пороговое значе-

ние разрядного напряжения, начиная с которого происходит ионизация газа во внешнем объеме. Для ксенона пороговое значение напряжения в исследуемом диапазоне давлений равно 33 – 35 В.

Целью дальнейших исследований являлось определение влияния давления ксенона в разрядном объеме на приращение тока, вызванное его ионизацией, при постоянном расходе цезия через катод. На рис. 2 представлена экспериментальная зависимость разрядного тока от давления ксенона при фиксированном расходе цезия. Разрядное напряжение фиксировалось, и его величина выбиралась больше порогового значения для исследуемого газа.

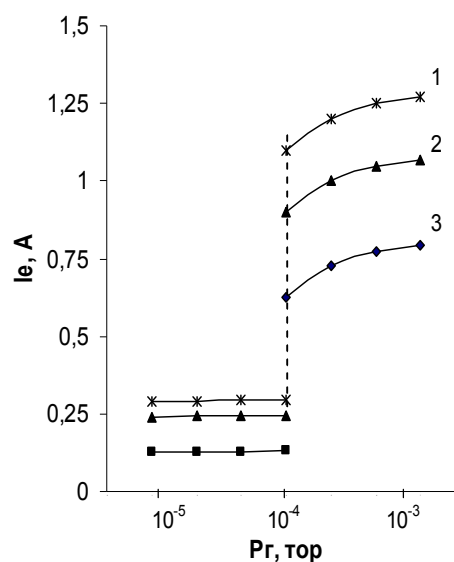


Рис. 2. Зависимость тока разряда от внешнего давления:

1 –  $T_{6Cs} = 210^\circ\text{C}$ ; 2 –  $T_{6Cs} = 240^\circ\text{C}$ ; 3 –  $250^\circ\text{C}$

Анализ экспериментальных кривых показал, что в диапазоне давлений ( $10^{-5} - 10^{-4}$  тор) прирост разрядного тока, связанный с ионизацией ксенона, не велик и составляет доли миллиампер. Увеличение давления ксенона в разрядном объеме выше  $1,5 \times 10^{-4}$  тор вызывает скачкообразный рост разрядного тока. Визуально наблюдается возникновение свечения заполняющего весь разрядный объем. Дальнейшее повышение давления  $10^{-4} - 10^{-3}$  тор не приводит к значительному увеличению разрядного тока.

Следовательно, существует пороговое значение давления газа в разрядном объеме, при котором загорается газовый разряд с цезиевым полым катодом, и прирост разрядного тока при этом существенен. Для ксенона величина порогового давления в разрядном объеме равна  $1,5 \times 10^{-4}$  тор.

### Выводы

Проведенные экспериментальные исследования разряда с цезиевым полым катодом и подачей плазмообразующего газа в разрядный промежуток позволяют сделать следующие выводы:

1. Экспериментально подтверждена принципиальная возможность построения малорасходного полого катода на базе ампульного полого катода на комбинированном (активатор + газ) рабочем теле при низких давлениях газа в разрядном объеме ( $P_r \leq 10^{-3}$  тор).

2. Определены пороговые значения разрядного напряжения (33В) и давления газа ( $1,5 \times 10^{-4}$  тор), начиная с которых возможен поджог дуги с малорасходным полым катодом на комбинированном рабочем теле и существенное приращение разрядного тока.

### Заключение

Представленный подход к проблеме создания малорасходного слаботоочного полого катода на токи меньше 0,5 – 0,8 А требует принятия дальнейших оригинальных решений и ставит ряд проблем. Среди них можно выделить проблему взаимовлияния плазмообразующего и активирующего рабочих веществ комбинированного полого катода, надежная защита химически активных компонент рабочего тела, при малых уровнях расхода и ряд других.

Перечисленные проблемы имеют ряд вариантов решений. При этом задачи согласования работы катода с внутренним разрядом с различными

типами ЭРД малой мощности является основной и требует проведения дальнейших специальных исследований с конкретной привязкой к определенному двигателю.

### Литература

1. Университетские проекты микроспутников: тенденции, технологии, реализация. Материалы международного семинара-практикума. – Днепропетровск, 2002. – 90 с.
2. Small SPT unit development and test / Arkhipov B. et al. // 3-rd International Conference Spacecraft Propulsion. Cannes, France 10–13 Oct. 2000.
3. Термозлектронные катоды. / Г.А. Кудинцева, А.И. Мельников, А.В. Морозов, Б.Н. Никонов. – М.: Энергия., 1966. – 386 с.
4. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. – М.: Атомиздат, 1978. – 328 с.
5. Хитько А.В. Двухступенчатый полый катод. Современные проблемы ДЛА: Тр. III-й Всесоюз. НТК. – М.: МАИ, 1986. – 620 с.
6. Термозмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / Под ред. Б.Я. Мойжеса, Г.Е. Пикуса. – М., 1973. – 480 с.
7. Дюжев Г.А., Бакшт Ф.Г., Юрьев В.Г. Теория сильноточного дугового полого катода // ЖТФ. – 1981. – Т. 51. – С. 1846 – 1857.
8. Разработка электродугового двигателя малой мощности для коррекции и ориентации спутника/ А.В. Лоян, А.А. Рыбаков // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 5. – С. 225 – 228.

*Поступила в редакцию 27.05.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7.064.018

**К.В. БЕЗРУЧКО<sup>1</sup>, И.Б. ТУРКИН<sup>1</sup>, А.В. ГОРОВОЙ<sup>1</sup>, А.О. ДАВИДОВ<sup>1</sup>,  
И.В. МОСИЕНКО<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

<sup>2</sup>*Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Украина*

## **МЕТОДИКА РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ХИМИЧЕСКОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Предложена методика ресурсных испытаний (РИ) химической батареи (БХ) космического аппарата (КА), испытательное оборудование, метод и схема измерения и управления. Приведены основные результаты РИ БХ 22НKG-4СК КА КС5МФ2 типа «Микроспутник».

**испытание, никель-кадмиевый аккумулятор, заряд, разряд, ток, напряжение, ресурс, цикл, циклограмма**

### **Введение**

К настоящему времени разработано большое количество систем электроснабжения (СЭС) фотоэлектрического типа, различающихся уровнем мощности, ресурсом работы, принципами построения и прочими характеристиками [1].

При исследовании работоспособности и определении технических характеристик СЭС появляется необходимость в сложных и длительных испытаниях отдельных «критических» элементов системы, определяющих надежность всей системы в целом. Одним из таких «критических» элементов для СЭС КА является буферный накопитель энергии – химическая батарея. Данные исследования позволят оценить работоспособность СЭС, включая проверку логики ее функционирования.

### **1. Постановка задачи**

Обзор литературных источников [1-5] показал, что в настоящее время существует проблема проведения длительных испытаний с имитацией всей логики работы систем электроснабжения в реальном масштабе времени.

Задачей данного исследования является:

- разработать методику ресурсных испытаний (РИ) БХ космического аппарата (КА);

- разработать стендовое оборудование;
- апробировать разработанную методику.

### **2. Программа и методика ресурсных испытаний**

Программа и методика РИ устанавливает основные требования к проверке ресурсных характеристик опытного образца БХ, в том числе требования к используемым техническим средствам, определяет методы и условия испытаний.

Целью испытаний является определение соответствия БХ требованиям технического задания на разработку БХ по ресурсу.

В ходе испытаний проводятся:

1. Непрерывное циклирование, в условиях имитации логики управления СЭС КА, в нормальных климатических условиях (НКУ).

Токи заряда соответствуют суммарному току фотоэлектрических батарей для трех вариантов углового положения нормали к плоскости орбиты относительно направления на Солнце: 0, 40 и 90°. При этом основной вариант – 40° используется при циклировании при НКУ, а варианты 0 и 90° используются при проведении циклов при температурах окружающей среды 0 ... 3 °C, 37 ... 40 °C.

2. Контрольные циклы проводятся ежеквартально, а также в начале и конце испытаний. Кон-

трольные циклы включают по два контрольных цикла на температурах окружающей среды  $0 \dots 3^\circ\text{C}$ ,  $25 \pm 5^\circ\text{C}$ ,  $37 \dots 40^\circ\text{C}$ .

## 2.1. Измеряемые, контролируемые (управляемые) и расчетные параметры

Программа испытаний устанавливает измеряемые и контролируемые (управляемые) параметры, приведенные в табл. 1 и 2.

Таблица 1

Измеряемые параметры

| № | Параметр                           | Обозначение      | Диапазон изменения величины | Ед. изм.         | Допустимая погрешность |
|---|------------------------------------|------------------|-----------------------------|------------------|------------------------|
| 1 | Ток заряда-разряда                 | TBX              | $0 \dots 5$                 | A                | $\pm 0,01$             |
| 2 | Знак тока заряда-разряда           | ZTX              | -1, 0, 1                    | –                | –                      |
| 3 | Напряжение БХ                      | UBX              | $25 \dots 35$               | B                | $\pm 0,1$              |
| 4 | Напряжение на каждом аккумуляторе  | $U_{1..22}$      | $0 \dots 2$                 | B                | $\pm 0,01$             |
| 5 | Величина тока                      | TNO              | $0 \dots 5$                 | A                | $\pm 0,01$             |
| 6 | Показания датчиков температуры     | $t_1, t_2$       | –                           | $^\circ\text{C}$ | $\pm 1$                |
| 7 | Температура окружающей среды       | t                | $0 \dots 40$                | $^\circ\text{C}$ | $\pm 1$                |
| 8 | Продолжительность заряда и разряда | $\tau_3, \tau_p$ | $0 \dots 16$                | ч                | 1                      |

В качестве расчетных на контрольных циклах установлены следующие величины:

– зарядная емкость

$$Q_{\text{зар}} = \int_0^{\tau_3} \text{TBX} \cdot d\tau; \quad (1)$$

– разрядная емкость

$$Q_{\text{раз}} = \int_0^{\tau_p} \text{TBX} \cdot d\tau; \quad (2)$$

– среднее зарядное напряжение БХ

$$U_{\text{ср зар}} = \int_0^{\tau_3} \text{UBX} \cdot d\tau / \tau_3; \quad (3)$$

Контролируемые (управляемые) параметры

| № | Параметр                                            | Обозначение     | Диапазон изменения величины      | Ед. изм.                                               | Допустимая погрешность |
|---|-----------------------------------------------------|-----------------|----------------------------------|--------------------------------------------------------|------------------------|
| 1 | Температура окружающей среды                        | t               | $25 \pm 5$<br>$0..3$<br>$37..40$ | $^\circ\text{C}$                                       | $\pm 1$                |
| 2 | Ток имитатора БФ                                    | $I_{\text{БФ}}$ | $0 \dots 5$                      | A                                                      | $\pm 0,01$             |
| 3 | Циклограмма энергопотребления                       | TNO( $\tau_b$ ) | $0 \dots 5$                      | A                                                      | $\pm 0,01$             |
| 4 | Сигнал срабатывания датчика среднего напряжения     | ДСН             | 1<br>0                           | UBX<29,5 В<br>UBX>29,5 В                               |                        |
| 5 | Сигнал срабатывания датчика предельного напряжения  | ДПН             | 1<br>0                           | UBX<33,8 В<br>UBX>33,8 В                               |                        |
| 6 | Сигнал срабатывания датчика минимального напряжения | ДМН             | 1<br>0                           | UBX<24,15 В<br>UBX>24,15 В                             |                        |
| 7 | Сигнал срабатывания блока поэлементного контроля    | БПК             | 0<br>1                           | $U_{1..22}>0,5 \text{ В}$<br>$U_{1..22}<0,5 \text{ В}$ |                        |
| 8 | Сигналы, формируемые счетчиком ампер-часов          | $C_0$<br>$C_1$  | 0; 1<br>0; 1                     | –                                                      | –                      |

– среднее разрядное напряжение БХ

$$U_{\text{ср разр}} = \int_0^{\tau_p} \text{UBX} \cdot d\tau / \tau_p; \quad (4)$$

– КПД по току

$$\eta_i = Q_{\text{разр}} / Q_{\text{зар}}; \quad (5)$$

– энергетический КПД

$$\eta = (Q_{\text{разр}} \cdot U_{\text{ср разр}}) / (Q_{\text{зар}} \cdot U_{\text{ср зар}}); \quad (6)$$

– средняя температура БХ на заряде

$$t_{\text{ср зар}} = \int_0^{\tau_3} (t_1 + t_2) \cdot d\tau / 2\tau_3; \quad (7)$$

– средняя температура БХ на разряде

$$t_{\text{ср раз}} = \int_0^{\tau_p} (t_1 + t_2) \cdot d\tau / 2\tau_p; \quad (8)$$

– наибольшее различие напряжений аккумуляторов БХ на заряде

$$\Delta U_{\text{зар max}} = \max_{\tau_{\text{зар}}} \left( \max_{i=1 \div 22} (U_i) - \min_{i=1 \div 22} (U_i) \right); \quad (9)$$

– наибольшее различие напряжений аккумуляторов БХ на разряде

$$\Delta U_{\text{разр max}} = \max_{\tau_{\text{разр}}} \left( \max_{i=1 \div 22} (U_i) - \min_{i=1 \div 22} (U_i) \right). \quad (10)$$

При циклировании нижеперечисленные расчетные параметры определяются за 1 виток ( $T_B$ ):

– среднее зарядное напряжение БХ

$$U_{\text{ср зар}} = \int_0^{T_B} UB_X \cdot (1 - ZTX) d\tau / 2T_B; \quad (11)$$

– среднее разрядное напряжение БХ

$$U_{\text{ср разр}} = \int_0^{T_B} UB_X \cdot (1 + ZTX) d\tau / 2T_B; \quad (12)$$

– средняя температура БХ

$$t_{\text{ср}} = \int_0^{T_B} (t_1 + t_2) \cdot d\tau / 2T_B; \quad (13)$$

– КПД по току

$$\eta_I = \int_0^{T_B} TB_X \cdot (1 + ZTX) d\tau / \int_0^{T_B} TB_X \cdot (1 - ZTX) d\tau; \quad (14)$$

– энергетический КПД

$$\eta = \eta_I \frac{U_{\text{ср разр}}}{U_{\text{ср зар}}}; \quad (15)$$

– суммарная энергоемкость отданная БХ при циклировании

$$Q_{\Sigma} = \int_0^{T_B} TB_X \cdot (1 + ZTX) d\tau / 2; \quad (16)$$

– среднесуточная мощность, потребленная нагрузкой

$$N_{\Sigma} = \int_0^{T_B} TNO \cdot UB_X d\tau / T_B. \quad (17)$$

## 2.2. Испытательные средства

Испытательные средства представлены специализированным оборудованием (Рис. 1), включающим:

- зарядное устройство;
- разрядное устройство;
- информационно управляющую систему.

Измерительные приборы, входящие в комплекс, метрологически аттестованы для проведения испытаний БХ.

## 2.3. Методы и схема измерений

Измерение требуемых параметров БХ осуществляется следующим образом:

- ток БХ, напряжение на БХ и аккумуляторах – цифровым вольтметром через аналоговый коммутатор;
- температура по датчикам ТМ 232 определяется с помощью метода стабильного тока, измеренного по четырехпроводной схеме цифровым вольтметром через аналоговый коммутатор;
- температура окружающей среды – термометром;
- влажность воздуха измеряется психрометром;
- давление воздуха измеряется anerоидным барометром;
- контроль времени осуществляется с помощью системного таймера в персональном компьютере и сверяется по электронным часам.

Схемы измерения параметров химической батареи представлена на рис. 2. Все средства измерений имеют стандартные аттестационные свидетельства.

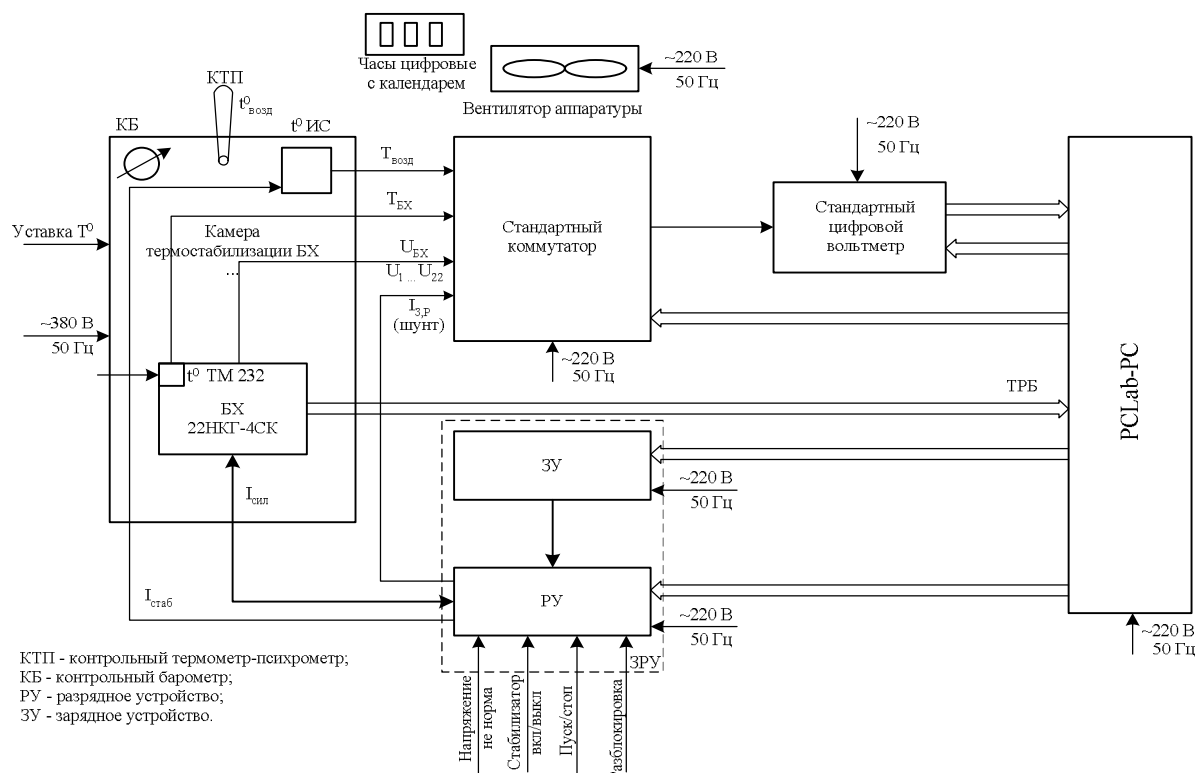


Рис. 1. Испытательные средства

### 2.3. Метод и схема управления

Управление испытанием осуществляется в автоматизированном режиме на основе применения следующих контуров управления:

- температурный режим работы БХ обеспечивается автономно с помощью автоматической системы термостабилизации;
- внутренний резервный защитный контур управления электрическими режимами работы БХ образует разрядно-имитирующее устройство, которое обеспечивает отключение БХ от силовой цепи при устойчивом (продолжительностью более 5 секунд) снижении напряжения БХ ниже 23.5 В, либо при его росте свыше 34.1 В;
- автоматический контур управления на основе ПЭВМ и специализированного программного обеспечения (СПО) обеспечивает непрерывное циклирование и проведение контрольных циклов. Ввод информации в ПЭВМ от внешнего аналого-цифрового преобразователя осуществляется через модуль цифрового ввода-вывода PCLab, установленный в ком-

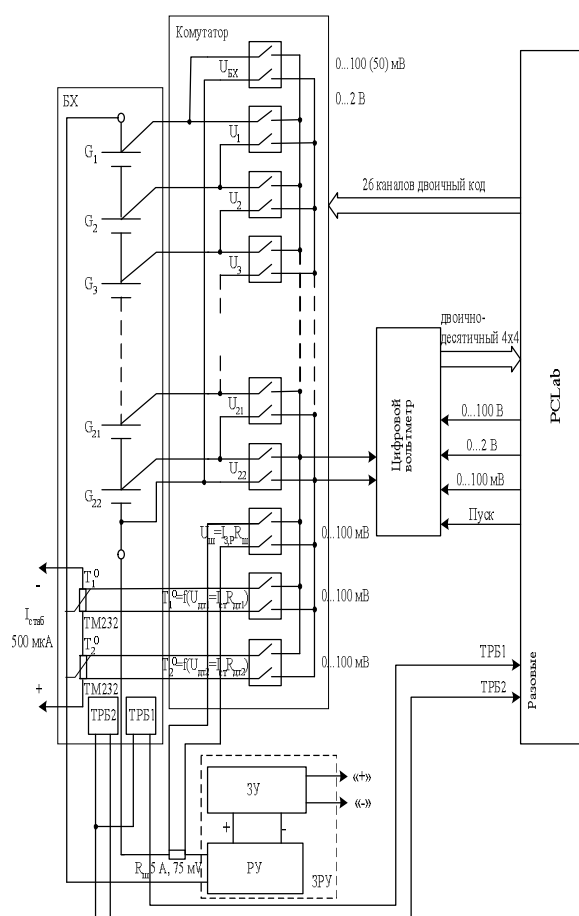


Рис. 2. Измерение параметров БХ

пьютере. Выбор канала производится с помощью внешнего коммутатора.

Для имитации выходного тока БФ используется блок питания типа Б5-48, который управляется выходным регистром с дискретностью установки выходного стабильного тока 0,1 А в диапазоне 0...4 А при ограничении выходного напряжения блока питания, равном 36 В. Имитация энергопотребления полезной нагрузки осуществляется с помощью электронной нагрузки, которая управляется дискретным включением разрядных токов 4,5 А; 1,5 А; 0,3 А.

#### 2.4. Специализированное программное обеспечение

Процесс испытаний автоматизирован и проводится с использованием специализированного программного обеспечения (СПО).

СПО осуществляет контроль за измерением:

- тока БХ;
- напряжения БХ;
- напряжения аккумуляторов;
- температуры по датчикам БХ.

По результатам измерений СПО производит расчет необходимых параметров, уставок и режимов в соответствии с заранее определенными алгоритмами, а также расчетных параметров перечисленных в подразделе 2.1.

В процессе работы СПО управляет коммутатором, цифровым вольтметром и ЗРУ.

### 3. Проведение ресурсных испытаний

Апробация методики РИ проводилась на батарее 22НКГ-4СК КА «Микрон».

Работы по РИ проведены в две стадии:

1. Разработано, подготовлено и налажено оборудование для проведения РИ; проведена метрологическая аттестация измерительных средств, входящих в состав стенда для проведения РИ; создано и отработано СПО для автоматизации РИ.

2. На втором этапе:

- определены начальные характеристики БХ с помощью входных контрольных циклов (КЦ);
- проведено циклирование БХ для различных имитируемых внешних условий;
- проведены заключительные КЦ;
- выполнен доразряд батареи на индивидуальные резисторы  $R = 0,5 \text{ Ом} \pm 20\%$  до напряжения  $U = 0,2 \text{ В}$  на каждом аккумуляторе для передачи батареи на хранение.

### 4. Результаты ресурсных испытаний

На протяжении 60 суток (879 циклов, см. рис. 3) испытаний характеристики БХ КА типа «Микроспутник» соответствовали своим паспортным значениям. Минимальное значение напряжения на БХ составляла 24,87 В, максимальное значение отданной емкости по САЧ составляла 1,58 А·ч, минимальное значение напряжения на аккумуляторах составляло 1,133 В.

На недельных циклах при пониженной и повышенной температуре испытываемая батарея также соответствовала требованиям, приведенным в Программе и методике ресурсных испытаний.

Общий срок испытаний составил 1772,17 часов.

### Заключение

Предложенная методика была апробирована на СЭС КА КС5МФ2 и батарее 22НКГ-4СК на территории ХАИ на специализированном стендовом оборудовании при участии представителей ГKB «Южное».

Методика РИ БХ позволяет оценить эффективность алгоритма функционирования прибора автоматики, регулирования и контроля (ПАРК), а также его возможность ПАРК реализовывать современные способы управления БФ, контроля состояния, профилактики и восстановления характеристик БХ.

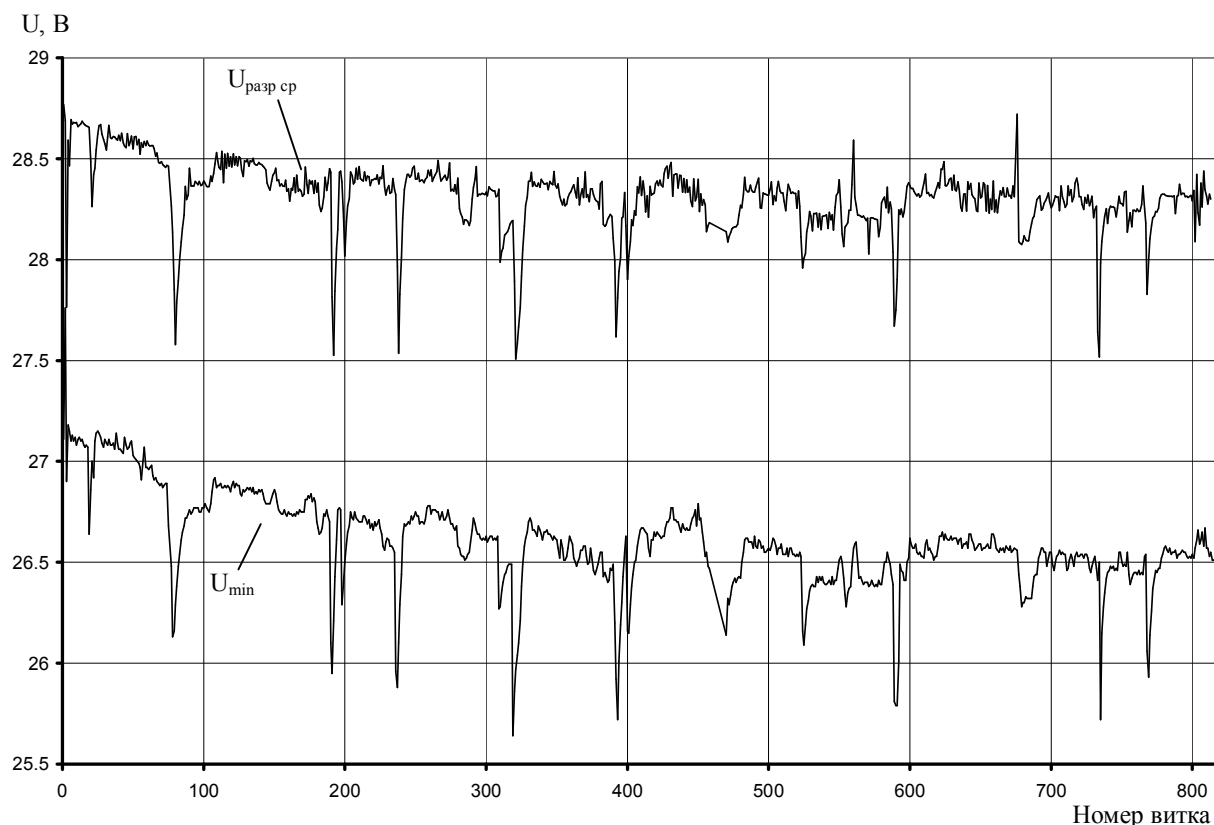


Рис. 3. Результаты РИ БХ: изменение основных энергетических характеристик (среднего и минимального разрядного напряжения) при циклировании в нормальных климатических условиях

Используя результаты РИ, проведенных по предложенной методике, возможно прогнозировать состояние БХ на всем периоде эксплуатации КА и дать рекомендации о приемлемости использования БХ данного типа на штатном КА.

### Литература

1. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов, С.В. Губин, В.И. Драновский, В.С. Кривцов, И.Т. Перекопский, И.Б. Туркин / Под ред. акад. НАН Украины С.Н. Конюхова. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2000. – 515 с.
2. Жирнова Н.Б., Леонова М.В. Анализ разбега емкостных характеристик последовательно соединенных в батарею аккумуляторов на автономных объектах // Электрооборудование автономных объектов. – М.: МЭИ. – 1987. – № 143. – С. 40 – 46.
3. Определение зависимости выходных характеристик аккумуляторов от режимов их эксплуатации и определение критериев их нормальной работоспособности при эксплуатации батареи / Научн. рук. М.В. Леонова // Исп. Ф.Ф. Карпова, Ф.Ф. Таганова, Ф.Ф. Хаскина и др. – Л.: ВНИАИ, 1984. – 55 с.
4. Токарев А.Б., Жиронов Н.Б., Белов Д.Г., Перекопский И.Т. Анализ методов и устройств восстановления характеристик аккумуляторных батарей при их эксплуатации в системах электропитания // Электротехника. – 1995. – № 5. – С. 33 – 37.
5. Калайда Т.Н. Испытание химических источников электрической энергии для авиации. – Л.: ЛКВВИА им. А.Ф.Можайского, 1959. – 124 с.

Поступила в редакцию 1.06.2004

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 621.652.001.24

В.И. МИСЮРА

Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина

## ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАСОСА ТРЕНИЯ Н.Е. ЖУКОВСКОГО

Выполнено аналитическое решение задачи для осевого течения жидкости в кольцевой щели. Проанализировано влияние всех параметров на характер распределения скорости. Получены соотношения для определения расхода через щель, создаваемого напора, мощности и КПД.

**ключевые слова:** канал шнурового насоса,

### Введение

Н.Е. Жуковским в 1901 году была предложена шнуровая гидромашина [1], которая работает по принципу использования сил трения. Несмотря на то, что такие гидромашины применяются в различных технологических процессах [2], до настоящего времени не было проведено теоретического анализа рабочих возможностей таких машин. На рис. 1 приведена принципиальная схема работы шнуровой гидромашины трения. Она представляет собой шнур 4, который движется в охватывающем канале 2 с малым зазором между его поверхностью и внутренней поверхностью канала.

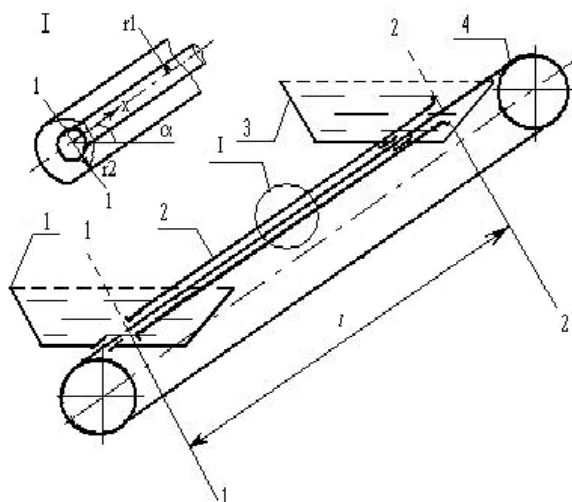


Рис. 1. Шнуровая гидромашина:  
1 – нижняя емкость; 2 – канал;  
3 – верхняя емкость; 4 – шнур.

Если с помощью внешней силы шнур перемещать, то вследствие сил сцепления между его поверхностью и жидкостью, последняя увлекается и переносится из нижней емкости 1 в верхнюю емкость 3, то есть система работает как нагнетатель. Эффективность передачи энергии тем выше, чем меньше относительная скорость между ведущей и ведомой поверхностью. Поэтому будет целесообразным в гидромашине трения реализовать ламинарное течение [3, 4].

### 1. Аналитическое решение задачи

Рассмотрим течение жидкости в канале шнурового насоса, в котором поперечное сечение шнура представляет круг. Выберем начало координат в сечении входа в кольцевой канал и, приняв течение осесимметричным, запишем в безразмерном виде уравнение Навье-Стокса в цилиндрических координатах:

$$\frac{\partial}{\partial R}(R \cdot Re \cdot \cos \alpha - P) = 0; \quad (1)$$

$$\frac{\partial U}{\partial X} = 0; \quad (2)$$

$$\sin \alpha + \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial P}{\partial X} + \frac{Fr}{Re} \left( \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial U}{\partial R} + \frac{\partial^2 U}{\partial R^2} \right) = 0. \quad (3)$$

Граничные условия:

$$X = 0; P = P_0; X = L; P = P_2; \quad (4)$$

$$R = R_1; U = 1; R = R_2; U = 0. \quad (5)$$

Кроме того, принимаем, что тангенциальная  $V$  и радиальная  $W$  составляющие скорости равны нулю. В уравнениях (1) – (5) принято:

$$R = \frac{r}{r_1}; L = \frac{l}{r_1}; X = \frac{x}{r_1}; P = \frac{\rho u_0}{\nu \rho}; U = \frac{u}{u_0};$$

$$Re = \frac{u_0 r_1}{\nu}; Fr = \frac{u_0}{r_1 g},$$

где  $u_0$  – осевая скорость шнура;  $x$  – осевая координата (вдоль шнура);  $r_1$  – радиус шнура;  $r_2$  – радиус охватывающего канала;  $l$  – длина канала;  $p_1$  и  $p_2$  – давление на входе и выходе канала;  $\rho$ ,  $\nu$  – плотность и вязкость в жидкости.

Обозначим  $F(x) = R \cdot Re \cos \alpha - P$  и, подставив его в (2), имеем  $\frac{\partial P}{\partial X} = \frac{\partial F(x)}{\partial X} = \text{const}$ , т.е.

$$P = c_1 X + c_2. \quad (6)$$

Следовательно, давление в канале изменяется линейно, а из (4) – (5):

$$c_1 = (P_2 - P_1)/L, \quad c_2 = P_1.$$

Тогда (6) примет вид

$$P = R \cdot Re \cdot \cos \alpha + X(P_2 - P_1)/L + P_1, \quad (7)$$

а уравнение (2) можно представить как

$$\frac{1}{R} \cdot \frac{\partial U}{\partial R} + \frac{\partial^2 U}{\partial R^2} = K = \text{const}, \quad (8)$$

где 
$$K = \frac{1}{Fr} \left( Re \cdot \sin \alpha + \frac{P_2 - P_1}{L} \right). \quad (9)$$

Понизив порядок в уравнении (8) и выполнив интегрирование, получим:

$$U = K \frac{R^2}{4} + C_3 \ln R + C_4. \quad (10)$$

Постоянные в последнем уравнении находим, используя граничные условия (5):

$$c_3 = \frac{4 + K(R_2^2 - 1)}{4 \ln(1/R_2)};$$

$$c_4 = - \left[ 0,25 + \frac{4 + K(R_2^2 - 1)}{4 \ln(1/R_2)} \right],$$

и подставляя их в решение (10), получаем окончательное выражение для распределения скорости

поперек рабочего зазора шнурового насоса:

$$U = \frac{1}{4} \left\{ \frac{1}{Fr} \left( Re \cdot \sin \alpha + \frac{P_2 - P_1}{L} \right) (R^2 - R_2^2) + \right.$$

$$\left. + \left[ 4 + \frac{1}{Fr} \left( Re \cdot \sin \alpha + \frac{P_2 - P_1}{L} \right) (R^2 - 1) \right] \times \right.$$

$$\left. \times \ln \frac{R}{R_2} \left( \ln \frac{1}{R_2} \right)^{-1} \right\}. \quad (11)$$

Зная закон распределения скорости в рабочем зазоре, можно найти расход жидкости и напор:

$$Q = -A\bar{H} + B. \quad (12)$$

$$A = (1 - R_2^2) \left[ (1 - R_2^2) + \right.$$

$$\left. + \frac{1}{\ln 1/R_2} (1 - R_2^2 - 2 \ln 1/R_2) \right];$$

$$B = 0,5 \left( \frac{1 - R_2^2}{\ln 1/R_2} - 1 \right);$$

$$\bar{H} = \frac{H}{\frac{u_0 \nu}{r_1}} = \left( 1 + \frac{P_2 - P_1}{Re} \cdot \frac{1}{L \sin \alpha} \right) \frac{Re L \sin \alpha}{Fr},$$

где  $\bar{H}$  – полный полезный напор насоса, который складывается из гравитационного напора столба жидкости  $L \sin \alpha$  и напора на преодоление разности давлений между выходом и входом насоса.

Зная  $\bar{Q}$  и  $\bar{H}$ , определяем полезную мощность насоса  $N_n$ :

$$\bar{N}_n = \bar{Q}\bar{H}, \quad \text{где } \bar{N}_n = \frac{N_n}{2\pi \cdot r_1 u_0^2 \nu \rho}$$

Полная мощность насоса определяется через величину касательного напряжения на поверхности шнура

$$\tau_w = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial r} \right)_{r=r_1} \quad \text{и в безразмерном виде равна}$$

$$\bar{N} = -L \left( \frac{\partial U}{\partial R} \right)_{R=1} = L \left[ \frac{K}{2} + \frac{4 + K(R_2^2 - 1)}{4 \ln 1/R_2} \right].$$

Тогда гидравлический КПД шнурового насоса определяется, как

$$\eta = \bar{N}_n / \bar{N}. \quad (13)$$

## 2. Результаты расчета

Выявлено, что при больших зазорах (рис. 2) и высоких числах  $Re$  в кольцевой щели возможно обратное течение (рис. 2, кривые 2, 3). Оно возможно также, когда гравитационные силы преобладают над инерционными (малые числа Фруда, рис. 3, кривые 1, 2), при высоком перепаде давления между приемной и заборной емкостями (рис. 4, кривая 3). Угол наклона  $\alpha$  и длина шнура  $L$  слабо влияют на характер эпюры скорости  $U$  в зазоре.

Из анализа формулы (12) видно, что при  $B = 0$  расход отрицателен и направлен по каналу из верхней емкости в нижнюю.

Лишь при значениях  $B = AH$  это течение прекращается, т.е. расход становится равным нулю, и вся энергия движущегося шнура идет на поддержание перепада давления на концах канала, а предельная длина канала, при которой нет обратного течения жидкости, равна:

$$L_{np} = \frac{Fr}{Re \cdot \sin \alpha} \left[ \frac{B}{A} - (P_2 - P_1) \right].$$

Расчеты показывают, что при фиксированном напоре зависимость расхода от ширины рабочего зазора имеет явный максимум (рис. 5). Причем, по мере снижения напора максимум расхода смещается в область больших зазоров.

Из формулы (12) следует, что напор от расхода в шнуровом насосе изменяется линейно (рис. 6).

Видно, чем выше значение относительного радиуса канала  $R_2$  (т.е. чем больший зазор между стенками канала и поверхностью шнура), тем более полого проходит зависимость  $\bar{H} = \bar{H}(Q)$ .

А из (13) следует, что чем меньше рабочий зазор, тем выше КПД и его максимум смещается в область меньших расходов (рис. 7), но при этом следует учитывать, что с уменьшением величины зазора напорная характеристика становится крутопадающей (рис. 6).

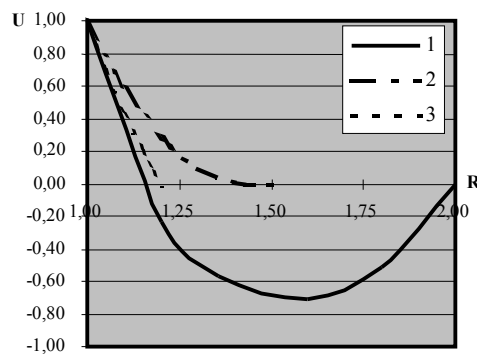


Рис. 2. Влияние величины рабочего зазора на скорость потока:  
( $Re = 1000$ ;  $Fr = 100$ ;  $\Delta p = 2500$ ;  
 $\alpha = 60^\circ$ ;  $L = 500$ ;  $1 - R_2 = 2$ ;  
 $2 - R_2 = 1,5$ ;  $3 - R_2 = 2$ )

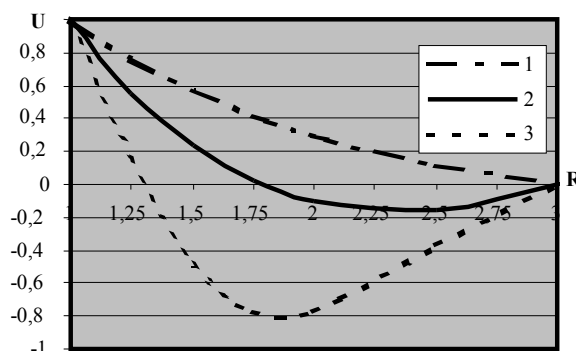


Рис. 3. Влияние числа  $Re$  на скорость потока  
( $1 - Re = 10$ ;  $2 - Re = 100$ ;  $3 - Re = 300$ ;  
 $Fr = 100$ ;  $\Delta p = 2500$ ;  $\alpha = 60^\circ$ ;  
 $L = 500$ ;  $R_2 = 3$ )

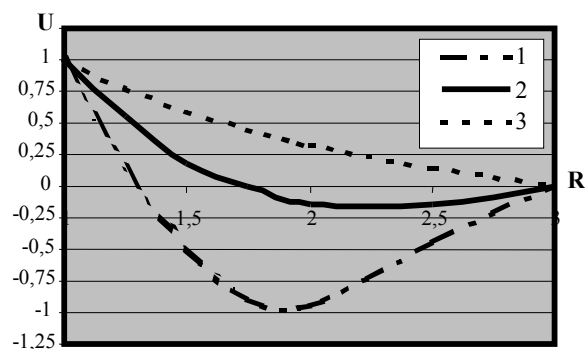


Рис. 4. Влияние числа  $Fr$  на скорость потока  
( $1 - Fr = 335$ ;  $2 - Fr = 1000$ ;  $3 - Fr = 10000$ ;  
 $Re = 1000$ ;  $\Delta p = 2500$ ;  
 $L = 500$ ;  $R_2 = 3$ )

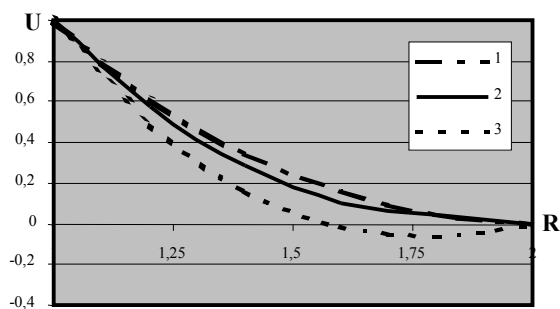


Рис. 5. Влияние перепада давления на скорость потока  
(1 –  $\Delta p = 2500$ ; 2 –  $\Delta p = 5000$ ; 3 –  $\Delta p = 10000$ ;  
 $Re = 10$ ;  $Fr = 10$ ;  $\alpha = 60^\circ$ ;  $L = 500$ )

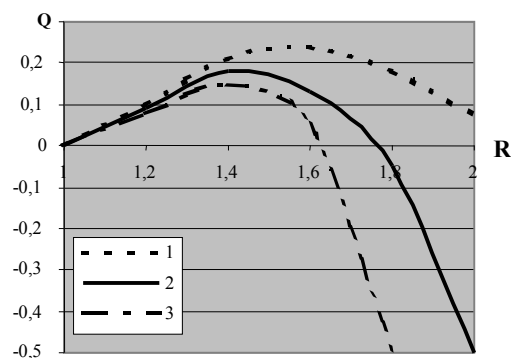


Рис. 6. Зависимость расхода от величины рабочего зазора  
(1 –  $H = 2000$ ; 2 –  $4000$ ; 3 –  $6000$ ;  $Re = 1000$ ;  
 $Fr = 100$ ;  $\Delta p = 2500$ ;  $L = 500$ ;  $\alpha = 60^\circ$ )

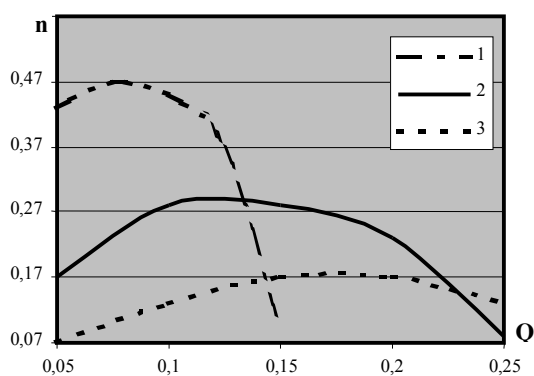


Рис. 8. Зависимость КПД шнурового насоса от расхода (1 –  $R_2 = 1,3$ ; 2 –  $1,5$ ; 3 –  $1,7$ )

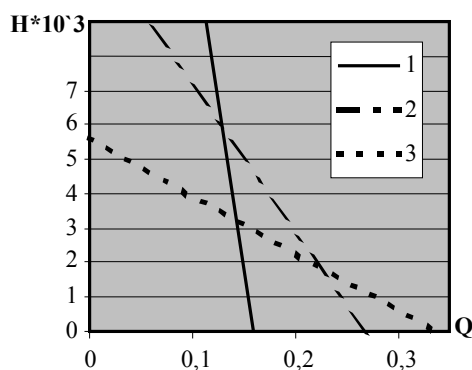


Рис. 7. Напорные характеристики шнурового насоса  
(1 –  $R_2 = 1,3$ ; 2 –  $0,15$ ; 3 –  $1,7$ )

## Выводы

1. При проектировании шнуровых насосов в целях получения высокого КПД величину рабочего зазора следует выбирать из условия, чтобы

$$R_2 = \frac{r_2}{r_1} = 1,2 \dots 1,5.$$

2. Чем больше число  $Re$  и перепад давлений  $\Delta P$ , и чем меньше число  $Fr$ , тем ниже эффективность работы шнурового насоса.

3. Для получения крутопадающей напорной характеристики необходимо брать

$$R_2 = 1,1 \dots 1,3.$$

## Литература

1. Жуковский Н.Е. О трении жидкости при большой разности скоростей ее струй // Собр. соч. – 1949. – Т. 3. – С. 110 – 113.
2. А.С. F04 19/14 СССР. Ленточный насос./ Н.К. Вазенмиллер // Бюл. изобр. – 1982. – № 31.
3. Мисюра В.И., Овсянников Б.В., Пресняков В.Ф. Дисковые насосы. – М.: Машиностроение, 1986. – 112 с.
4. Перельман Р.Г., Поликовский В.И. Основы теории насосов дискового типа // Изв. АН СССР. – Энергетика и транспорт. – 1963. – № 1 – С. 101 – 111.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.О. Габринец, Днепропетровский региональный институт государственного управления.

УДК 621.642.17

В.Л. ДЖЕППА, А.А. ДУБРОВИНСКИЙ, М.И. КОШКИН

Государственное конструкторское бюро "Южное", Украина

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОЙ ТЯГИ

Разработана математическая модель процесса наддува топливных баков жидкостной реактивной двигательной установки малой тяги. Реальные свойства рабочего тела учитывались коэффициентом сжимаемости. Параметры системы наддува двигательной установки в произвольный момент времени определяются численным решением системы дифференциальных уравнений.

**жидкостная реактивная установка, термодинамическое тело переменной массы, система наддува, коэффициент сжимаемости, теплообмен, топливные баки**

В жидкостных установках малой тяги обычно применяется вытеснительный способ подачи топлива, а поскольку процесс протекает в условиях невискозности, топливо в баках отделяется от газа наддува гибкой мембраной. Постоянство давления в надмембранной полости обеспечивается при помощи газового редуктора. С физической точки зрения процесс наддува заключается в перетекании газа из одной емкости в другую с совершением работы изменения объема и наличием теплообмена термодинамического тела со стенками емкостей.

Методики расчета подобных процессов довольно подробно изложены в ряде публикаций. Основопологающей является работа М.А. Мамонтова [1], в которой представлено аналитическое выражение первого закона термодинамики для тела переменной массы. В работах [2 – 4] предложены методики расчета отдельных составляющих процесса наддува топливных баков ракет, причем рабочее тело при этом рассматривается как идеальный газ. Наиболее полно вопросы проектирования систем наддува рассмотрены в [5]. В работе [6] параметры газа при опорожнении емкости определяются с учетом его сжимаемости.

В настоящей работе представлена математическая модель процесса наддува топливных баков, позволяющая определить параметры системы в про-

извольный момент времени при реализации заданной циклограммы работы установки. Расчетная схема системы подачи представлена на рис. 1.

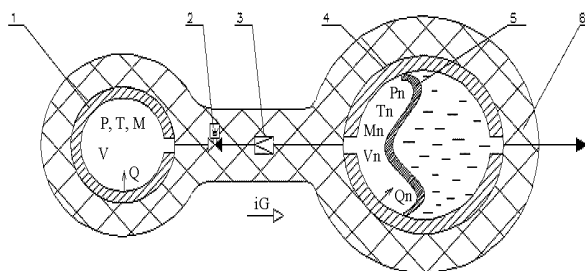


Рис. 1. Расчетная схема системы подачи топлива:

- |                 |                    |
|-----------------|--------------------|
| 1 – баллон;     | 4 – оболочка бака; |
| 2 – пироклапан; | 5 – мембрана;      |
| 3 – редуктор;   | 6 – теплоизоляция  |

Баки горючего и окислителя заменены емкостью, эквивалентной им по объему топлива, массе конструкции, поверхности теплообмена газа наддува с конструкцией баков и начальным объемом надмембранной полости. За исходное принимается изотермическое состояние системы, наступающее через некоторое время после открытия пироклапана.

Процесс наддува рассматривается при следующих допущениях:

- составляющие термодинамической системы (рабочее тело в баллоне, баллон, рабочее тело в баках, баки) однородны;
- система теплоизолирована от внешней среды;

– гидросопротивлением газовых магистралей пренебрегаем;

– газовая постоянная, удельная теплоемкость и показатель адиабаты рабочего тела – гелия – постоянны во всем рассматриваемом диапазоне температур и давлений;

– реальные свойства рабочего тела учитываются коэффициентом сжимаемости, зависящим от температуры и давления;

– динамическими процессами, происходящими в газовом редукторе, пренебрегаем;

– теплообмен между топливом и конструкцией баков отсутствует;

– срамливание газа через предохранительный клапан редуктора на температуру газа не влияет.

Теплофизические свойства гелия взяты из [7].

Для гелия в баллоне уравнение первого закона термодинамики имеет вид [1]:

$$Q = \frac{dU}{d\tau} + iG, \quad (1)$$

где  $Q$  – тепловой поток от конструкции баллона к газу;

$U$  – внутренняя энергия газа в баллоне;

$\tau$  – время;

$i$  – энтальпия газа в баллоне;

$G$  – массовый расход газа из баллона в надмембранные полости баков.

Подставляя в уравнение (1) выражение для внутренней энергии в виде [6]:

$$U = \frac{PV}{z(k-1)},$$

где  $P$  – давление газа в баллоне;

$V$  – объем баллона;

$z$  – коэффициент сжимаемости;

$k$  – показатель адиабаты;

с учетом зависимости

$$\frac{dz}{d\tau} = \frac{\partial z}{\partial P} \frac{dP}{d\tau} + \frac{\partial z}{\partial T} \frac{dT}{d\tau},$$

где  $T$  – температура газа в баллоне, получим выражение для производной от давления по времени

$$\frac{dP}{d\tau} = \left[ Q + \frac{PV}{z^2(k-1)} \frac{\partial z}{\partial T} \frac{dT}{d\tau} - iG \right] \frac{z(k-1)}{V \left( 1 - \frac{P}{z} \frac{\partial z}{\partial P} \right)}. \quad (2)$$

Продифференцировав выражение для внутренней энергии в виде

$$U = C_v TM,$$

и принимая во внимание  $dM/d\tau = -G$ ,  $I = C_p T$ , получим

$$\frac{dT}{d\tau} = \frac{1}{C_v M} \left[ Q - iG \frac{(k-1)}{k} \right], \quad (3)$$

где  $C_v$ ,  $C_p$  – удельная теплоемкость гелия при постоянном объеме и давлении соответственно;

$M$  – масса газа в баллоне.

Для вычисления частных производных  $\partial z/\partial P$  и  $\partial z/\partial T$  воспользуемся аналитическим выражением для  $z$  из [6]:

$$z = \left( \frac{0,1373 \cdot 10^{-5}}{T} + 4,9035 \cdot 10^{-10} \right) P + 0,97. \quad (4)$$

Продифференцировав выражение (4), получим:

$$\frac{\partial z}{\partial P} = \frac{0,1373 \cdot 10^{-5}}{T} + 4,9035 \cdot 10^{-10}; \quad (5)$$

$$\frac{\partial z}{\partial T} = - \frac{0,1373 \cdot 10^{-5} \cdot P}{T^2}. \quad (6)$$

Уравнения (3) – (6) после подстановки в (2) и при известном расходе энергии  $iG$  позволяют вычислить производную от давления гелия в баллоне по времени.

Для газа в надмембранной полости баков уравнение первого закона термодинамики выражается зависимостью [1]:

$$Q_n = \frac{dU_n}{d\tau} - iG + P_n \frac{dV_n}{d\tau}, \quad (7)$$

где  $Q_n$  – тепловой поток от конструкции бака к газу в надмембранной полости;

$U_n$  – внутренняя энергия газа в надмембранной полости;

$P_n$  – давление газа в надмембранной полости;

$V_n$  – объем надмембранной полости.

Подставив в (7) выражение для внутренней энергии сначала в виде

$$U_n = \frac{P_n V_n}{z_n (k-1)},$$

затем в виде

$$U_n = C_v T_n M_n,$$

после простых, но громоздких преобразований с учетом  $dM_n/d\tau = G$ , получим выражения для производных от давления и температуры по времени для газа в надмембранной полости:

$$\frac{dP_n}{d\tau} = \frac{Q_n - P_n \left[ \frac{z_n (k-1) + 1}{z_n (k-1)} \right] \frac{dV_n}{d\tau}}{\frac{V_n}{z_n (k-1)} \left[ 1 - \frac{P_n}{z_n} \frac{\partial z_n}{\partial P_n} \right]} + \frac{\frac{P_n V_n}{z_n^2 (k-1)} \frac{\partial z_n}{\partial T_n} \frac{dT_n}{d\tau} + iG}{\frac{V_n}{z_n (k-1)} \left[ 1 - \frac{P_n}{z_n} \frac{\partial z_n}{\partial P_n} \right]}; \quad (8)$$

$$\frac{dT_n}{d\tau} = \frac{1}{C_v M_n} \left( Q_n - P_n \frac{dV_n}{d\tau} \right) - iG \frac{(T_n - kT)}{kT C_v M_n}. \quad (9)$$

Уравнение (8) совместно с (9) и зависимостями, аналогичными (4 – 6), позволяют вычислить расход энергии  $iG$  для подстановки его в уравнение (2), если редуктор работает в заданном режиме, т.е. давление газа в надмембранной полости равно давлению настройки редуктора  $P_n = P_{n0}$ ,  $dP/d\tau = 0$  и  $0 < iG < (iG)_{\max}$ .

Возможно еще два режима работы редуктора:

– объемный расход топлива  $dV_n/d\tau$  мал и за счет теплопритока от стенок баков  $P_n$  возрастает, клапан редуктора закрывается и  $iG = 0$ ;

– объемный расход топлива настолько велик, что клапан редуктора полностью открывается, давление  $P_n$  понижается, а  $iG$  достигает максимального значения, которое определяется проходным сечением клапана и параметрами газа до и после редуктора.

В этих случаях уравнение (8) позволяет совместно с (9) вычислить  $dP_n/d\tau$ . Максимальный расход энергии определяется по формулам:

$$\text{если } \frac{P_n}{P} > \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{докритический режим})$$

$$(iG)_{\max} = C_p \mu f P \sqrt{\frac{2k}{R(k-1)} \frac{T}{z} \left[ \left( \frac{P_n}{P} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{P_n}{P} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}; \quad (10)$$

$$\text{если } \left( \frac{P_n}{P} \right) \leq \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{сверхкритический режим})$$

$$(iG)_{\max} = C_p \mu f P \sqrt{\frac{kT}{Rz} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad (11)$$

где  $\mu$  – коэффициент расхода;

$f$  – площадь проходного сечения клапана.

Для конструкции баллона и баков справедливы соотношения:

$$\begin{cases} \frac{dT_b}{d\tau} = -\frac{Q}{(MC)_b}; \\ \frac{dT_k}{d\tau} = -\frac{Q_n}{(MC)_k}; \\ Q = \alpha F (T_b - T); \\ Q = \alpha_n F_n (T_k - T), \end{cases} \quad (12)$$

где  $T_b$ ,  $T_k$  – температура конструкции баллона и бака соответственно;

$(MC)_b$ ,  $(MC)_k$  – теплоемкость конструкции баллона и бака соответственно.

Теплообмен между газом и стенками в баллоне и в баках определяется коэффициентом теплоотдачи, который в условиях невесомости с учетом критериальных зависимостей при стабилизированном температурном поле [8] можно записать соответственно:

$$\begin{cases} \alpha = \frac{23\lambda}{d_b}; \\ \alpha_n = \frac{14\lambda}{d_k}, \end{cases} \quad (13)$$

где  $d_b$ ,  $d_k$  – внутренний диаметр баллона и бака.

При наличии продольных перегрузок коэффициенты теплоотдачи определяются критериальным уравнением [6]:

$$Nu = 0,1 (Gr \cdot Pr)^{0,33}. \quad (14)$$

Уравнения (2), (3), (8), (9) совместно с зависимо-

стями (4 – 6), (10 – 14) и значением параметров в начальный момент времени представляют собой краевую задачу, численное решение которой определяет параметры системы наддува в произвольный момент времени. Расход топлива  $dV_n/dt$  определяется конкретной циклограммой работы двигательной установки и гидравлической характеристикой ее магистралей.

Температура гелия вычисляется при помощи уравнений (3) и (9), составленных на основании энергетического баланса. Однако эти температуры должны удовлетворять уравнению состояния для реального газа с учетом выражения для  $z$  (4). После преобразований получаем:

$$T = \frac{P(V - 2,852 \cdot 10^{-3} M)}{M(1,0186 \cdot 10^{-6} P + 2,01498 \cdot 10^3)}; \quad (15)$$

$$T_n = \frac{P(V_n - 2,852 \cdot 10^{-3} M_n)}{M_n(1,0186 \cdot 10^{-6} P_n + 2,01498 \cdot 10^3)}. \quad (16)$$

Формулы (15) и (16) можно использовать для контроля результатов расчета.

Существует еще один способ контроля достоверности математической модели. Уравнение первого закона термодинамики в конечных величинах [1], записанное для газа в баллоне и в баках в произвольный момент времени  $\tau$ , имеет вид соответственно:

$$\int_0^\tau Q d\tau = U_\tau - U_0 + \int_0^\tau (iG) d\tau; \quad (17)$$

$$\int_0^\tau Q_n d\tau = U_{n\tau} - U_{n0} + \int_0^\tau (iG) d\tau + \int_0^\tau \left( P_n \frac{dV_n}{d\tau} \right) d\tau. \quad (18)$$

Из уравнений (17) и (18) получается функция

$$\varphi = \frac{\int_0^\tau \left( P_n \frac{dV_n}{d\tau} \right) d\tau}{\int_0^\tau (Q + Q_n) d\tau - U_\tau + U_0 - U_{n\tau} + U_{n0}}, \quad (19)$$

которая в произвольный момент времени должна быть равна единице. Величина отклонения  $\varphi$  от единицы

характеризует точность расчета параметров процесса.

На основе предложенной математической модели составлена программа расчета процесса наддува топливных баков на ПЭВМ. На рис. 2 показаны результаты расчета параметров системы  $P_n$ ,  $T_n$  и  $iG$ . На участке (0...50) с были включены двигатели малой тяги, система работала в заданном режиме при  $P_n = 1,71675 \cdot 10^6$  Па. С 50 по 200 с в работе была пауза, клапан редуктора при этом закрылся ( $iG = 0$ ), а за счет теплопритока от стенок баков температура  $T_n$  и давление  $P_n$  стали возрастать, и на 159,91 с  $P_n$  достигло значения  $1,8 \cdot 10^6$  Па, на которое настроен предохранительный клапан редуктора. Последний открылся и до 200 с происходило стравливание газа из надмембранной полости баков. С 200 по 215,36 с в соответствии с заданной циклограммой произошел сброс остатков горючего, давление  $P_n$  и температура  $T_n$  вначале понизились, а потом за счет теплопритока стали повышаться. Пока  $P_n$  было меньше давления настройки редуктора  $1,71675 \cdot 10^6$  Па, расход энергии  $iG$  достигал максимального значения (клапан редуктора был полностью открыт до 274,97 с). На 350 с начался сброс остатков окислителя, характер изменения параметров был аналогичен их поведению при сбросе горючего. Числовые значения температур газа в баллоне и в баках, вычисленные по формулам (3), (9) и (5), (16) отличались не более чем на 0,33 К, а функция  $\varphi$  отличалась от единицы не более чем на 0,5%.

## Заключение

На основе дифференциальных уравнений первого закона термодинамики для тела переменной массы разработана математическая модель процесса наддува топливных баков жидкостной реактивной двигательной установки малой тяги, позволяющая определять параметры системы наддува двигательной установки в произвольный момент времени.

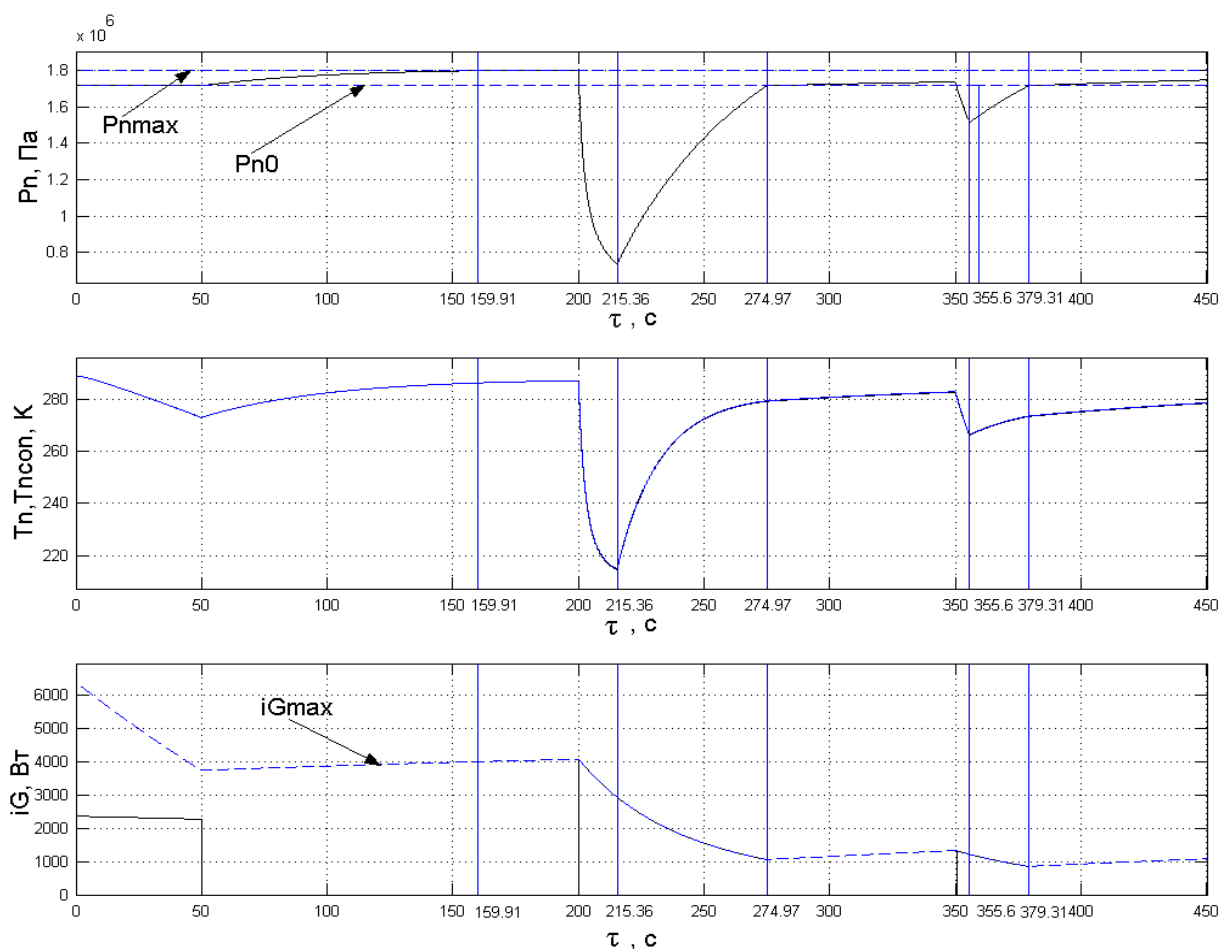


Рис. 2. Результаты расчета параметров системы

### Литература

1. Мамонтов М.А. Вопросы термодинамики тела переменной массы. – М.: Оборонгиз, 1961. – 344 с.
2. Морозов И.И. Приближенный расчет процесса опорожнения газовой емкости // ИФЖ – 1959. – № 12. – С. 103 – 106.
3. Белик Н.П., Беляев Н.М., Шандоров Г.С. Расчет процесса опорожнения газовой емкости // ИФЖ – 1964. – № 9. – С. 18 – 22.
4. Беляев Н.М. Расчет параметров газа в емкости при опорожнении ее через газовый редуктор // Вопросы прочности, надежности и разрушения механических систем: Сб. ст. – Дн-ск: ДГУ. – 1969. – С. 34 – 37.
5. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. – М.: Машиностроение, 1976. – 180 с.
6. Присяжков В.Ф., Галаев М.И., Логвинен-

ко А.И., Мосейко В.А. Определение параметров газа при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали // Проблемы высокотемпературной техники: Сб. научн. тр. – Дн-ск: ДГУ. – 1981. – С. 19 -25.

7. Цедерберг Н.В., Попова В.Н., Морозова Н.А. Термодинамические и теплофизические свойства гелия. – М.: Атомиздат, 1969. – 256 с.

8. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. – Н-ск: Наука, 1970. – 340с.

Поступила в редакцию 28.05.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 62-61, 621.43.013.42

С.С. КОВАЛЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина

## УПРАВЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЕМ ВЫТЕСНЕНИЯ АММИАКА В ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМАХ ЖРДМТ

Рассмотрена возможность регулирования давления насыщенных паров водоаммиачных растворов в вытеснительных системах подачи при использовании эффектов экзотермической реакции растворения воды в аммиаке. Проведен анализ термодинамических процессов в растворах при подпитке одним из компонентов в энергоизолированных системах.

**вытеснительная система, раствор, концентрация, давление насыщенных паров**

### Введение

Вытеснительные системы подачи имеют ряд преимуществ, таких, например, как простота и надежность конструкции, которые определяют их эффективное применение в энергетических устройствах различного назначения. Наиболее рационально использовать вытеснительные и сомовытеснительные системы в автономных устройствах, а именно в ЖРДМТ и ГРДУ космических летательных аппаратов. Аммиак и компоненты на основе аммиака, обладающие повышенным давлением насыщенных паров при нормальных условиях, могут использоваться в качестве горючего в ЖРДМТ или рабочего тела в ГРДУ [1].

### 1. Формулирование проблемы

В процессе опорожнения бака с аммиаком, как показали экспериментальные исследования, происходит монотонное падение давления вытеснения (рис. 1, кривая б).

Увеличение объема газовой подушки сопровождается интенсивным испарением аммиака и, как следствие, понижением температуры его насыщенных паров. Но при эксплуатации в реальных условиях, как правило, требуется либо поддержание постоянного давления подачи в топливной системе, либо его изменение в заданном диапазоне. Давление насыщенных паров аммиака существенно зависит от его температуры. Однако в автономных устрой-

ствах, где применение дополнительных систем подогрева не оправдано, повысить температуру рабочего тела в баке, а, значит, и давление вытеснения, возможно при использовании в аммиачных системах дополнительных жидкостей, растворяющихся в аммиаке с выделением тепла (вода, гидразин и др.).

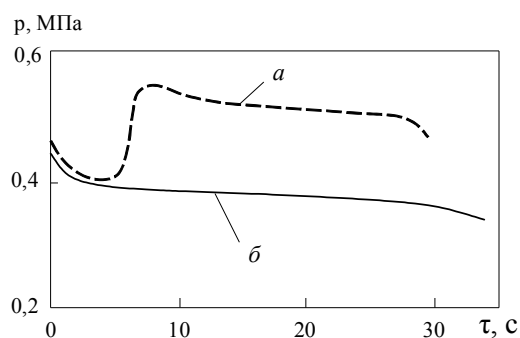


Рис. 1. Изменение давления насыщенных паров аммиака и водоаммиачного раствора в процессе самовытеснения

### 2. Решение проблемы

Значительное количество тепла выделяется в результате экзотермической реакции при смешении (растворении) аммиака с водой [2] или другими компонентами, при этом температура образующегося раствора и давление его насыщенных паров значительно повышаются (рис. 1, кривая а). Использование этих эффектов в энергоизолированных топливных системах позволяет регулировать давление в газовой подушке по заданному алгоритму и, что не менее важно, автоматизировать процесс поддержания давления вытеснения.

Чтобы оценить эффективность самовытеснительных систем питания на основе аммиачных растворов, определить диапазон регулирования давления вытеснения, необходимо произвести теоретический анализ термодинамических процессов в них.

### 2.1. Термодинамические параметры системы вода – аммиак

Тепловой эффект или теплота  $q$  растворения аммиака в воде определяется в зависимости от состояния компонентов до смешения. Если принять, что давление и температура компонентов до растворения соответственно равны давлению и температуре раствора после их смешения, то теплота растворения определится как разность энтальпий  $i$  раствора и компонентов  $i_1$  и  $i_2$  перед смешением [2]:

$$q = i - (C i_1 + (1 - C) i_2), \quad (1)$$

где  $q$  – интегральная теплота растворения;

$i_1$ ,  $i_2$ ,  $i$  – энтальпии первого, второго компонента и образовавшегося раствора соответственно;

$C$  – концентрация раствора;

$$C = \frac{M_{\text{NH}_3}}{M_{\text{NH}_3} + M_{\text{H}_2\text{O}}};$$

где  $M_{\text{NH}_3}$ ,  $M_{\text{H}_2\text{O}}$  – масса аммиака и воды.

Теплота растворения является функцией температуры и концентрации (рис. 2) [2].

Видно, что при добавлении воды в аммиак, т.е. уменьшении его концентрации от 1 до  $\approx 0,8$ , энтальпия раствора снижается, при этом выделяется значительное количество тепла и повышается давление насыщенных паров раствора. При уменьшении концентрации аммиака с 0,8 до  $\approx 0,55$  происходит уменьшение темпа тепловыделения, которое может иметь практическое применение в вытеснительных системах подачи. При концентрации от 0,55 до 0,4 наблюдается незначительное изменение энтальпии при этом возможно снижение давления в рабочем растворе при повышении его температуры. Следует отметить также несимметричность диаграммы, что

определяет принципиальную разницу при расчете систем вытеснения с добавлением аммиака или воды.

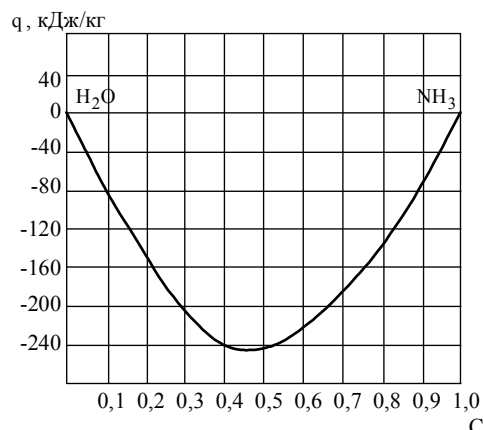


Рис. 2. Теплота растворения аммиака в воде при температуре  $T = 323 \text{ K}$

### 2.2. Определение термодинамических параметров при смешении двух растворов

Учитывая, что в результате смешения аммиака и воды выделяется теплота, то из уравнения (1) можно получить энтальпию водоаммиачных растворов:

$$i = C i_1 + (1 - C) i_2 - q. \quad (2)$$

Выражение (2) позволяет построить семейство изотерм и изобар, характеризующих изменение всех термодинамических параметров водоаммиачных растворов в зависимости от концентрации  $C$ . Такие данные общеизвестны [4] и представлены на рис. 3.

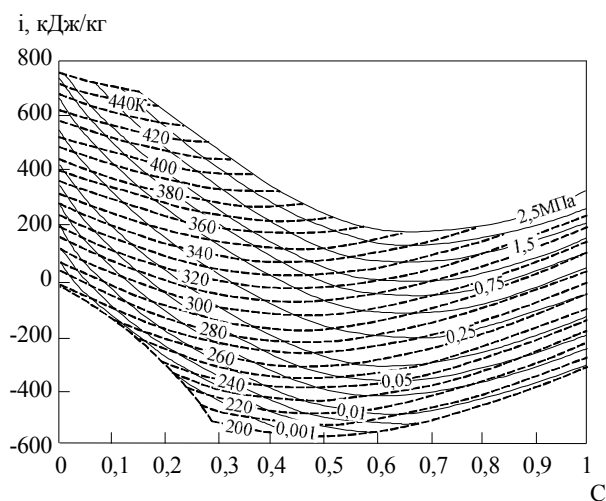


Рис. 3. Зависимость энтальпии водоаммиачного раствора от концентрации ( $p$ ,  $T$  – var)

При определении термодинамических параметров системы при смешении двух водоаммиачных растворов предполагаем, что система энергоизолирована, следовательно, теплообмен между компонентами и баком, баком и окружающей средой отсутствует. Энергетический баланс смешения водоаммиачных растворов при условии, что система находится в адиабатических условиях и не совершает внешней работы, можно выразить равенством [3]:

$$i = i_1 + \frac{C - C_1}{C_2 - C_1}(i_2 - i_1), \quad (3)$$

где  $i_1$ ,  $i_2$ ,  $i$  – энтальпии первого, второго и образовавшегося растворов;

$C_1$ ,  $C_2$ ,  $C$  – концентрации аммиака в первом, втором и образовавшемся растворах соответственно.

В случае подпитки водоаммиачного раствора с концентрацией  $C_2$  чистой водой уравнение (3) принимает вид:

$$i = i_{H_2O} + \frac{C}{C_2}(i_2 - i_{H_2O}), \quad (4)$$

так как  $C_1 \equiv 0$ , а  $i_1 \equiv i_{H_2O}$ ,

где  $i_{H_2O}$  – энтальпия воды.

В случае подпитки раствора с концентрацией  $C_2$  чистым аммиаком уравнение (3) трансформируется следующим образом:

$$i = i_{NH_3} + \frac{C-1}{C_2-1}(i_2 - i_{NH_3}), \quad (5)$$

так как  $C_1 \equiv 1$ , а  $i_1 \equiv i_{NH_3}$ ,

где  $i_{NH_3}$  – энтальпия аммиака.

Энтальпия образующегося при смешении раствора может быть найдена по линейным зависимостям в координатах  $i - C$ .

Рассмотрим влияние подмешивания чистого аммиака в растворы с различной концентрацией при условии равенства температур компонентов до смешения. При этом используем диаграммы, представленные на рис. 3. На результирующее давление

насыщенных паров существенно влияет концентрация  $C_2$  исходного раствора, если  $0 < C_2 < 0,5$ .

При концентрации исходного раствора  $C_2 > 0,5$  дальнейшее добавление аммиака не оказывает значительного влияния, т.к. уменьшается масса воды, не реализуется возможность экзотермической реакции с раствором. Влияние конечной концентрации  $C$  рабочего раствора на давление насыщенных паров при подпитке аммиаком растворов различной концентрации существенно и определяется количеством выделенного в результате тепла. Значение максимально достижимого давления  $p_{max}$  при подпитке аммиаком исходного раствора с концентрацией  $C_2$  приведено на рис. 4.

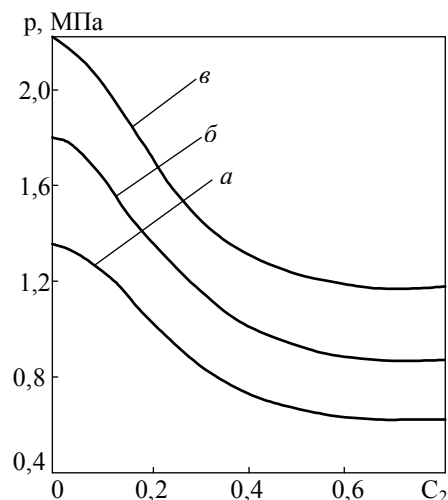


Рис. 4. Изменение максимально достижимого давления при подпитке аммиаком исходного водоаммиачного раствора

С ростом исходной температуры компонентов до смешения до  $T_{исх} = 303$  К значения  $p_{max}$  растут (рис. 5, кривые б и в). Можно сделать вывод о примерно эквидистантной локализации кривых а, б и в построенных для температур  $T_1 = 283$  К,  $T_2 = 293$  К и  $T_3 = 303$  К соответственно.

В случае подпитки рабочего раствора водой значительное повышение давления возможно лишь при подпитке растворов с высокой концентрацией. С уменьшением концентрации раствора значение мак-

симального давления падает более значительно, чем в случае подпитки аммиаком, вследствие уменьшения концентрации раствора после смешения и уменьшения количества выделяющегося в процессе растворения тепла. При добавлении воды в растворы с малой концентрацией возможно понижение давления насыщенных паров раствора при некотором росте температуры за счет значительного снижения концентрации рабочего раствора.

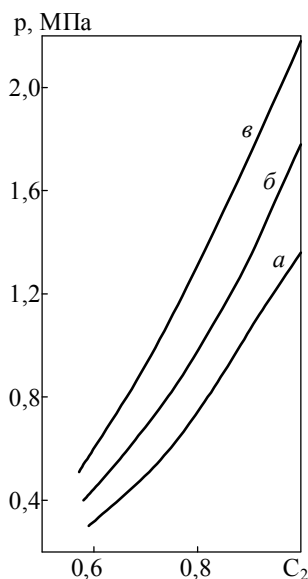


Рис. 5. Изменение максимально достижимого давления при подпитке водой исходного водоаммиачного раствора

Кривые *а*, *б* и *в* на рис. 5 определяют значение и изменение максимально достижимого давления  $p_{\max}$  в полученном растворе после смешения при подпитке водой. Значение  $p_{\max}$  увеличивается с ростом температуры компонентов до смешения. Кривые *а*, *б*, *в* являются верхней границей области максимально достижимых давлений при температурах компонентов до смешения  $T_1 = 283$  К,  $T_2 = 293$  К и  $T_3 = 303$  К соответственно.

### Заключение

1. Показана возможность получения приемлемых для практического использования в ЖРДМТ и ГРДУ давлений подачи рабочих компонентов при

использовании водоаммиачных и других растворов на основе аммиака.

2. Использование экзотермических реакций протекающих в водоаммиачных растворах при их подпитке одним из компонентов является эффективным способом повышения давления насыщенных паров. При этом повышение давления возможно двумя способами, выбор которых определяется концентрацией раствора и массой компонента подпитки. При концентрации исходного раствора приблизительно от 0,5 до 0,75 добавление аммиака или воды не позволяет увеличить давление в рабочем растворе выше давления насыщенных паров аммиака при температуре компонентов до смешения. В реальных условиях после достижения своего максимального значения давление в растворе после смешения несколько падает. Его падение определяется в основном теплообменом между баком и раствором.

3. Предложенный способ регулирования давления насыщенных паров позволяет создать вытеснительную систему со ступенчатым смешением двухкомпонентного горючего, обеспечивающую заданный закон давления подачи топлива в ЖРДМТ.

### Литература

1. Ключкова Л.Л. Рабочие тела энергосиловых установок летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1984. — 152 с.
2. Холодильная техника. Энциклопедический справочник. Т. 1. — Л.: Госторгиздат, 1960. — 544 с.
3. Кирилин В.А., Шейндлин А.Е., Шпильрайн Э.Э. Термодинамика растворов. — М.: Энергия, 1979. — 288 с.
4. Растворение жидкого аммиака в воде / Ю.А. Иванов, И.И. Стрижевский, Е.Б. Мошкович, М.И. Ручкина // Химическая промышленность. — 1991 — № 1. — С. 37 — 38.

Поступила в редакцию 28.05.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

УДК 533.6.011

В.А. МАКСИМЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

# ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ В ВАКУУМ МЕТОДОМ ПЕРЕМЕЩАЮЩЕГОСЯ ИСТОЧНИКА

Описан приближенный метод истечения сверхзвуковой струи в вакуум из конического сопла. Получена хорошая сходимость результатов расчета с экспериментальными данными и данными, полученными методом характеристик.

**метод, сверхзвуковая струя, коническое сопло, структура истечения, линии тока, число Маха**

Интерес к изучению структуры свободной сверхзвуковой струи объясняется тем, что она часто служит фоном для более сложных процессов в ряде прикладных задач.

Истечение сверхзвуковой струи в вакуум является предельным случаем истечения свободной сверхзвуковой струи в затопленное пространство. Анализ расчетов, проведенных методом характеристик [1, 2], и – результаты экспериментов [3, 5], свидетельствуют о том, что в сверхзвуковой струе, истекающей; затопленное пространство имеются зоны, в которых давление падает ниже давления окружающей среды. Это, так называемые, области расширения, т.е. области, расположенные от начала "бочки" до пересечения с осью висячего скачка. При этом истечение в них можно рассматривать аналогично истечению в вакуум из сопла с параметрами на срезе, равными параметрам входе в "бочку" [1]. Так как в реальной струе, истекавшей в затопленное пространство, величина этих зон невелика, представляет интерес создание простого метода расчета истечения сверхзвуковой струи в вакуум вблизи среза сопла.

В работах [1, 4] предложены приближенные методы расчета истечения сверхзвуковой струи в вакуум при достаточно большом удалении от среза сопла в области, так называемого, сверхзвукового источника. Эта область характеризуется тем свойством, что при интегрировании уравнения потенциала в предположении изэнтропичности течения и пря-

молинейности линий тока, ортогональные поверхности являются сферическими и эквипотенциальными в области сильного падения давления (области разрежений).

В указанных работах рассмотрен идеальный случай истечения с равномерным параллельным спектром скоростей на срезе сопла.

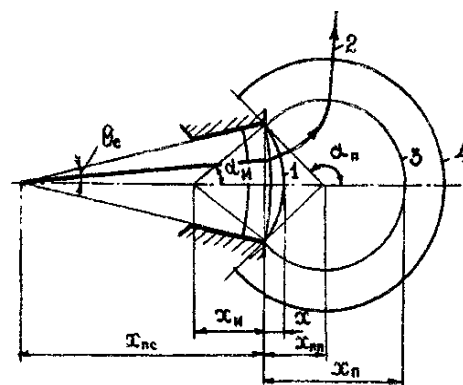


Рис. 1. Схема истечения сверхзвуковой струи

В практике наиболее часты случаи неравномерного поля скоростей на срезе сопла, вызванные как формой самого сопла, так и влиянием пристеночного слоя. Одним из возможных вариантов такого истечения является истечение из конического сопла.

Представим течение внутри конического сопла как истечение из некоторого фиктивного источника, полюс которого расположен от среза сопла на расстоянии  $\bar{x}_{nc}$  (рис. 1):

$$\bar{x}_{nc} = \text{ctg} \theta_c, \quad (1)$$

где  $\bar{x}_{\text{пс}} = \frac{x_{\text{пс}}}{R_c}$  – относительное расстояние до

полюса источника;

$\theta_c$  – угол полуоткрытия сопла.

При таком рассмотрении линии тока в сопле будут прямолинейными, а эквипотенциальные поверхности до среза сопла сферическими с центром в полюсе источника.

Смещением полюса источника вдоль оси в сторону среза сопла можно получить ряд сферических сегментов 1, касающихся среза сопла, которые будут ортогональны линиям тока от перемещающегося источника.

Согласно такой схеме течения линия тока опишет траекторию 2.

Сравнение данной структуры истечения сверхзвуковой струи со структурой, полученной на основе метода характеристик [1, 4] для расчета истечения из идеального сопла, с равномерно распределенной скоростью на выходе свидетельствует о том, что даже в случае отсутствия ядра струи с постоянной скоростью, условие ортогональности линий тока сферическим сегментам выполняется только на срезе, оси сопла, а также в области, значительно удаленной от среза сопла. Полученные поверхности не являются эквипотенциальными в сравнении со структурой течения, определенной по методу характеристик.

Тем не менее, предлагаемая схема истечения качественно отражает картину истечения сверхзвуковой струи, является некоторой осредненной схемой реального течения. Чем больше неравномерность скорости при истечении из сопла и, чем меньше скорость на срезе сопла ( $M_c \rightarrow 1$ ), тем ближе предложенная схема к структуре, получаемой по методу характеристик.

Воспользуемся уравнением неразрывности относительно полученных поверхностей [6]

$$q(M, \alpha) = \frac{1}{f} q(M_c, \theta_c). \quad (2)$$

Здесь применены обозначения:

$$q(M, \alpha) = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \frac{M}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \cos \alpha -$$

безразмерная функция расхода;

$M$  – среднее значение числа Маха на ортогональной поверхности;

$\alpha$  – угол неравномерности распределения скоростей вдоль ортогональной поверхности;

$M_c$  и  $\theta_c$  – число Маха на срезе сопла и угол раскрытия сопла;

$f = \frac{F}{F_c}$  – относительная площадь поверхности;

$F$  и  $F_c$  – площадь сферического сегмента и площадь сечения сопла радиусом  $R_c$ .

Исходя из описанной схемы течения, путем несложных преобразований, относительную площадь выразим простым соотношением:

$$f = (1 + \bar{x}^2), \quad (3)$$

где  $\bar{x} = \frac{x}{R_c}$  – относительное расстояние от точки пересечения сегмента с осью до среза сопла.

Конусность сопла может быть учтена по формуле [1]:

$$q(M_c, \theta_c) = \frac{q(M_c)}{\cos^2 \frac{\theta_c}{2}}. \quad (4)$$

Для определения среднего значения числа Маха, на ортогональной поверхности используем одномерную теорию истечения [6]. Для участка, близко к оси сопла, запишем

$$\alpha = \frac{\alpha_M}{2}, \quad (5)$$

где  $\alpha_M$  – угол, образуемый радиусом, соединяющим полюс с кромкой сопла, и осью течения.

Угол  $\alpha_M$  выразим через безразмерную координату  $\bar{x}$ :

$$\cos \alpha_M = \frac{1 - \bar{x}^2}{1 + \bar{x}^2}. \quad (6)$$

После несложных преобразований определим зависимость  $\alpha$  от текущей безразмерной координаты  $\bar{x}$ :

$$\cos \alpha = \left( \sqrt{1 + \bar{x}^2} \right)^{-1}. \quad (7)$$

Подставив полученные выражения (2) – (4), (7) в уравнение неразрывности (1) получим соотношение, позволяющее найти усредненное значение числа Маха на участках, близких к оси струи:

$$q(M) = \frac{1}{\sqrt{(1 + \bar{x}^2) \cos^2 \frac{\theta_c}{2}}} q(M_c). \quad (8)$$

Очевидно, что это уравнение применимо до случая, когда радиус, соединяющий полюс сферы с кромкой сопла, отклонится на максимальный угол  $\alpha_{\Pi}$ , равный максимальному углу отклонения потока при расширении в вакуум и определяемый по теории Прандтля–Майера [6].

Максимальное значение  $\bar{x}_{\Pi}$ , при котором справедлив расчет по уравнению (8), будет равно:

$$\bar{x}_{\Pi} = \operatorname{ctg} \left( \frac{\pi - \alpha_{\Pi}}{2} \right). \quad (9)$$

Например, в случае  $k = 1,4$  предельное значение  $\bar{x}_{\Pi} = 2,1667$ .

Дальнейшее течение происходит при фиксированной позиции полюса источника, которое определяется максимальным углом отклонения потока  $\alpha_{\Pi}$ , что соответствует работе [4]:

$$\bar{x}_{\Pi\Pi} = \operatorname{ctg}(\pi - \alpha_{\Pi}). \quad (10)$$

Ортогональные сферические поверхности будут иметь форму 4 (рис.1). Относительная площадь этих поверхностей выразится зависимостью:

$$f = 2(\bar{x} \cdot \operatorname{tg} \beta_{\Pi} - 1)^2 (1 + \cos \beta_{\Pi}) \operatorname{ctg}^2 \beta_{\Pi}, \quad (11)$$

где  $\beta_{\Pi} = \pi - \alpha_{\Pi}$ .

Подставив выражение (11) в (2), получим уравнение, позволяющее определить усредненное значение числа Маха на участках, близких к оси струи, при расстояниях от среза сопла больших  $\bar{x}_{\Pi}$  (12):

$$q(M) = \frac{q(M_c) \operatorname{tg}^2 \beta_{\Pi}}{2(1 + \cos \beta_{\Pi})(\bar{x} \cdot \operatorname{tg} \beta_{\Pi} - 1)^2 \cos \frac{\alpha_{\Pi}}{2} \cos^2 \frac{\theta_c}{2}}.$$

Сравнение результатов расчетов по формулам (8) и (12) с экспериментальными [3] и расчетными данными, полученными методом характеристик [1] на оси сопла, свидетельствуют об их достаточно хорошей сходимости (рис. 2).

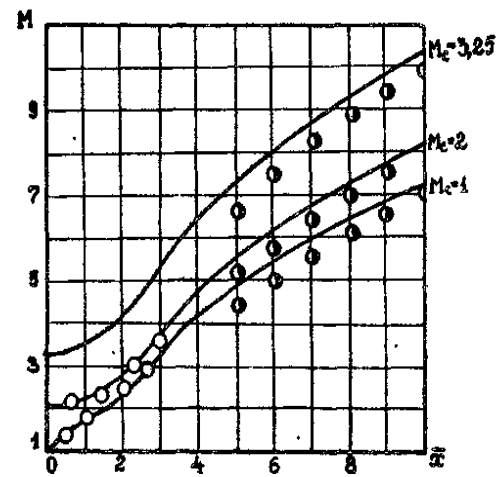


Рис. 2. Распределение чисел Маха по оси сверхзвуковой струи, истекающей в вакуум,  $k = 1,4$ :

- – расчет методом характеристик [1],
- – экспериментальные значения [3]

К сожалению, автор не располагал экспериментальными данными для более высоких чисел Маха, равно как и рассчитанными по методу характеристик данными для малых чисел Маха. Это и обусловило возможности проверки предлагаемого метода приближенного расчета сверхзвуковой струи.

Как и следует из вышеизложенных положений, наиболее точное совпадение с экспериментальными данными [3] происходит при относительно небольших числах Маха.

При больших числах Маха на значительном удалении от среза сопла, при сравнении с результатами

[1], полученными методом характеристик, предлагаемый приближенный метод расчета даёт несколько завышенные значения (на 5 – 10%). Возможно это объясняется различием граничных условий в постановке расчетных задач данного метода и метода характеристик [1] и изначальной приближенностью предлагаемого метода.

На основании вышеизложенного сравнения предлагаемого расчета с результатами, полученными другими авторами, предложенный относительно простой метод достаточно верно отражает усредненную физическую картину истечения и позволяет получить удовлетворительные результаты, не прибегая к громоздким методам численных расчетов.

### Заключение

Метод приближенного расчета истечения сверхзвуковой струи в вакуум может быть применен как простой и достаточно эффективный способ определения газодинамических параметров сверхзвуковой струи плазменных и ракетных двигателей при решении ряда прикладных задач теплового, газодинамического и прочих типов воздействия и влияния струй высоких энергий на окружающее пространство.

Истечение в затопленное пространство слабонедорасширенных сверхзвуковых струй происходит с образованием волновой структуры, состоящей из областей расширения и сжатия («газодинамический участок»), в которых за счет потерь на скачках уплотнения происходит постепенный переход от сверхзвукового к дозвуковому течению.

Волновая структура «газодинамического» участка истечения слабонедорасширенных сверхзвуковых струй в затопленное пространство в зонах расширения, близких к оси струи, имеет аналогичные исте-

чению в вакуум области расширения, ограниченные «висячими» скачками уплотнения. Эти зоны чередуются с областями сжатия. Поэтому данный метод приближенного расчета истечения сверхзвуковой струи может быть применен и для расчета газодинамических параметров зон расширения таких струй, близких к оси струи, с учетом потерь давления на скачках уплотнения, перед этими зонами, в зонах сжатия.

### Литература

1. Аверенкова Г.Т., Ашратов Э.А. Истечение сверхзвуковой струи в вакуум / В кн.: Вычислительные методы и программирование. Вып. 7. – М.: Наука, 1967. – С. 225 – 241.
2. Сверхзвуковые струи идеального газа / Г.Т. Аверенкова, Т.Г. Волконская, Ю.И. Дьяконов и др. – М.: МГУ, 1979. – 279 с.
3. Глазнев В.Н., Сулейманов Ш. Газодинамические параметры слабонедорасширенных свободных струй. – Сиб. отд. АН СССР, Наука, 1960. – 120 с.
4. Юшенкова Н.И. Исследование структуры осесимметричной сверхзвуковой струи в вакууме / В кн.: Проблемы энергетики. – М., 1969. – С. 343 – 354.
5. Анцупов А.В., Благосклонов В.И. О структуре сверхзвуковой струи, истекающей в затопленное пространство // Тр. ЦАГИ. – 1976. – Вып. 1781. – 24 с.
6. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.

*Поступила в редакцию 25.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, Харьков.

УДК 629.7.03:536.24

**Н.Н. ФЕДАРЕНКО, В.И. КОТЕНКО, Т.И. ПРИБОРА, В.И. ПИСЬМЕННЫЙ**

*Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина*

## **ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ НА ИЗМЕНЕНИЕ КОНСТРУКЦИИ ЗАДНЕГО ЛАБИРИНТА КОМПРЕССОРА ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117 ВМА СБМ1**

Рассмотрена история изменения конструкции заднего лабиринтного уплотнения компрессора турбовинтового двигателя ТВЗ-117 ВМА СБМ1, возникшие проблемы и способы их решения.

**тепловое состояние, лабиринтное уплотнение, ресурс, осевые силы, расход воздуха, турбовинтовой двигатель, мощность двигателя, рабочее колесо**

### **Введение**

Турбовинтовой двигатель ТВЗ-117 ВМА СБМ1 был сконструирован на базе турбовального двигателя ТВЗ-117 ВМА, устанавливаемого на боевых вертолетах. Переход с одного типа летательного аппарата на другой происходил не только путем переделки редукторной части. Была увеличена и мощность двигателя. А, следовательно, увеличились и нагрузки на детали турбокомпрессора. Кроме всего этого, ресурс гражданского двигателя должен быть значительно больше военного, иначе он не оправдает себя экономически. После проведения прочност-

ных расчетов были выявлены детали, попадающие под определение «не ресурсные».

### **1. Первый этап**

Одной из таких деталей являлся диск заднего лабиринта компрессора. Материал, из которого был изготовлен диск, не выдерживал увеличившихся термических и механических нагрузок. Кроме того, как видно из рис. 1, диск лабиринта присоединялся к диску рабочего колеса, увеличивая этим нагрузку на последний, а являясь более горячим (подогрев лабиринтного уплотнения за счет трения воздуха), еще и передавал часть своего тепла.

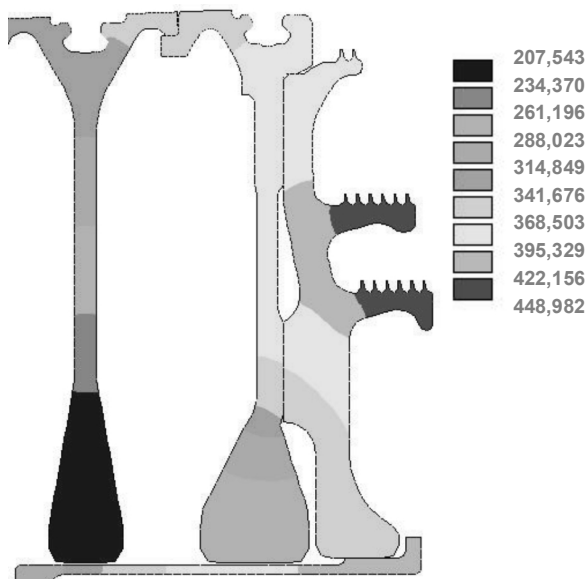


Рис. 1. Температурное поле лабиринтного диска двигателя ТВЗ-117 ВМА

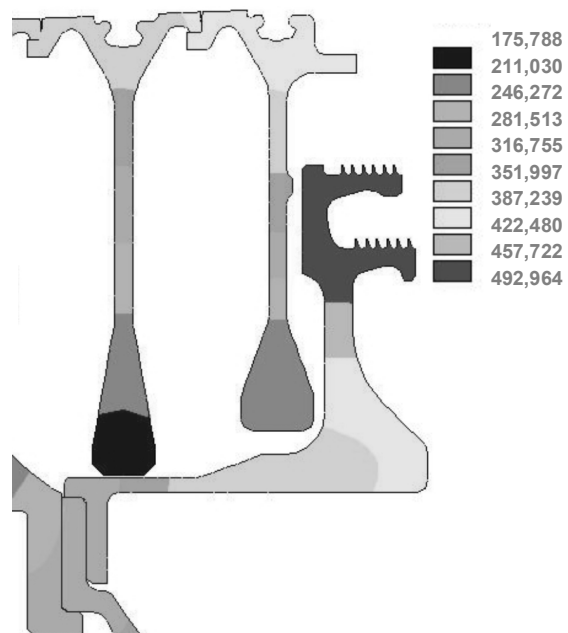


Рис. 2. Температурное поле лабиринтного диска двигателя ТВЗ-117 ВМА СБМ1

Расчеты методом конечных элементов позволили определить наиболее оптимальный вариант конструкции лабиринта. В результате крепление диска «переместилось» с рабочего колеса на вал. Расчет осевых сил на подшипник ротора показал, что два наружных гребешка не оказывают большого влияния ни на расход воздуха через лабиринт, ни на, соответственно, осевые силы. Удаление этих гребешков повлекло за собой уменьшение диаметра диска и, естественно, уменьшение его массы (рис. 2) экспериментальные исследования полностью подтвердили правильность проведенных изменений.

## 2. Второй этап

При рассмотрении возможности, связанной с дальнейшим увеличением мощности двигателя, снова столкнулись с проблемой теплового состояния лабиринта: необходимость увеличения зазора между роторной и статорной частями (в связи с увеличением радиальных вытяжек диска при увеличившихся

температурах и оборотах) могла повлечь за собой увеличение потерь воздуха в проточной части на более низких режимах. Это грозило уменьшением КПД компрессора и неконтролируемым изменением осевых сил на подшипник. Было принято решение существенно видоизменить лабиринтное уплотнение: сделать его ступенчатым, увеличить высоту гребешков и расстояние между ними. Сразу надо оговориться, что в металле этой конструкции еще не существует, но гидравлическое сопротивление такого лабиринта должно стать значительно выше. Это позволит сократить количество гребешков (что, в свою очередь, сделает диск более технологичным и простым в изготовлении). Уменьшив расход воздуха через уплотнение, уменьшая зазоры между статорной и роторной частями (такой лабиринт станет менее чувствительным к изменению зазоров), добьемся уменьшения температуры подогрева деталей (рис. 3).

## Заключение

Хоть в тексте данного сообщения и редко упоминается метод конечных элементов, большая часть расчетов пришлась именно на него. Были проработаны десятки вариантов конструкции только лабиринтного уплотнения (о других деталях в рамках данной статьи речь не идет). Подход к конструированию через расчеты современными численными методами позволяет сэкономить громадное количество материалов, времени и средств на доводку двигателя и на стадии проектирования выявить возможные дефекты и избежать их возникновения.

*Поступила в редакцию 12.04.2004*

**Рецензент:** д-р техн. наук проф. В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, Харьков.

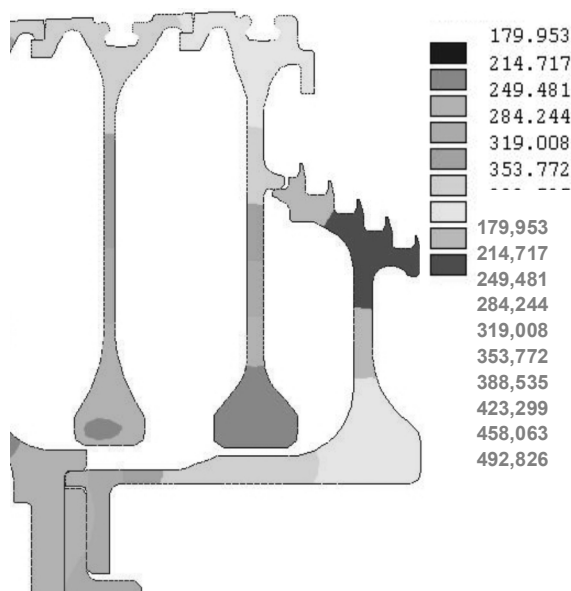


Рис. 3. Температурное поле перспективного лабиринтного диска двигателя ТВ3-117 ВМА СБМ1

УДК 621.455.03

А.В. ЛОЯН, Н.Н. КОШЕЛЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

# РАБОТА БЕЗНАКАЛЬНОГО ПОЛОГО КАТОДА В УСЛОВИЯХ 200 ММ ПЛАЗМЕННОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С РАДИАЛЬНЫМ МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

Приведены результаты испытаний плазменного ионного двигателя на ксеноне. Отмечены особенности работы катодов в газоразрядной камере с радиальным магнитным полем.

**безнакальный полый катод, газоразрядная камера, плазменный ионный двигатель, электрореактивный двигатель**

## Введение

Одним из наиболее отработанных, опробованных в условиях космоса, надежных и обладающих большим ресурсом работы из электрореактивных двигателей (ЭРД) является плазменный ионный двигатель (ПИД). Наверно поэтому, на сегодняшний день он является востребованным для решения широкого круга задач передвижения космических объектов [1–3].

## 1. Формулирование проблемы

Последние два года в лаборатории ЭРД Национального аэрокосмического университета проводились разработка и испытания ПИД-200 с радиальным магнитным полем по заказу КНР. Требования к параметрам двигателя приведены в табл. 1.

Как видно, величины тяги и удельного импульса не свойственны модели двигателя диаметром 200 мм, поэтому параметры эффективности устройства с трудом достижимы.

Схема двигателя с системами питания и измерения представлены на рис. 1. Как видно ПИД имеет плоскую газоразрядную камеру (ГРК) с радиальным газовым анодом и катодным блоком (КБ) с тепловым экраном, образующим доразгонную щель электронов. В КБ установлен безнакальный полый катод (БНК), оптимизация которого была одним из факторов достижения эффективности работы ПИДа.

Таблица 1

Требования к параметрам двигателя

| Параметр                             | Един. изм. | Значение      |
|--------------------------------------|------------|---------------|
| Рабочее вещество                     |            | Xe            |
| Уровень тяги ПИД-200                 | мН         | 40**±4        |
| Удельный импульс                     | с          | 3000 – 3500** |
| Поперечный диаметр ионного пучка ИОС | мм         | 200 ±2        |
| Максимальная потребляемая мощность   | Вт         | 1100          |
| Время запуска установки              | мин        | ≤ 15          |
| Стоимость разряда (цена иона)        | еВ/ион     | ≤ 240         |
| Ресурс (суммарное время наработки)   | час        | ≥ 8000*       |
| Число включений ПИД-200              |            | ≥ 5000*       |
| Максимальный потенциал пучка         | В          | 15            |
| Стабильность ионного пучка           | %          | ≤ 3           |
| Коэффициент использования массы      | %          | ≥ 80          |

\* требования учтены при разработке и не подтверждаются экспериментально

\*\* параметр подтверждается при ПСИ ПИД-200

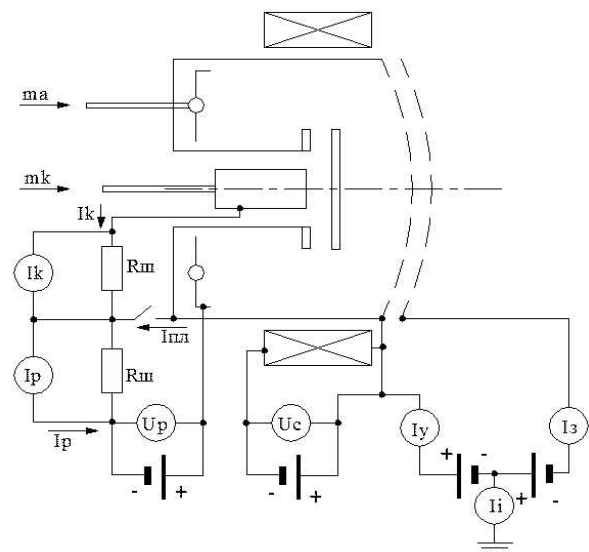


Рис. 1. Электрическая схема ПИД

## 2. Решение проблемы

Оптимизация – это собственно выбор катода на номинальный ток работы, который значительно отличается от тока разряда. Это можно подтвердить, если привести типичные параметры работы ПИД-200 (табл. 2).

Таблица 2  
Типичные параметры работы ПИД-200

| $U_p$ , В | $I_p$ , А | $I_{\text{сол}}$ , А | $I_{\text{ек}}$ , А | $U_{\text{к-д}}$ , В | $U_y$ , В |
|-----------|-----------|----------------------|---------------------|----------------------|-----------|
| 53        | 3,4       | 1,4                  | 1,9                 | 11,5                 | 1100      |
| 50        | 4         | 2,4                  | 2,4                 | 7,8                  | 1100      |

| $U_z$ , В | $m_k$ , мг/сек | $m_{\text{аб}}$ , мг/сек | $n$ | $C_i$ | $I_i$ |
|-----------|----------------|--------------------------|-----|-------|-------|
| 580       | 0,2            | 1,1                      | 0,8 | 237   | 0,78  |
| 600       | 0,22           | 1,1                      | 0,8 | 230   | 0,78  |

Различие токов объясняется интенсивной генерацией электронов в ГРК, условно разделенной на зоны: прикатодной плазмы, зоны ускорения электронов и зоны ионизации основного рабочего тела.

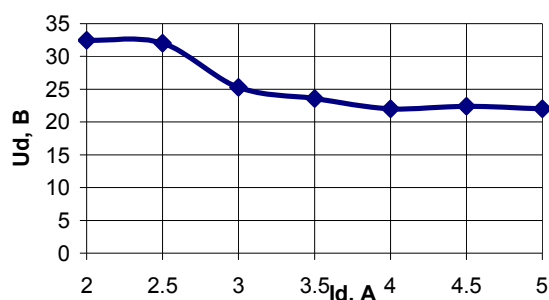


Рис. 2. ВАР катода М5

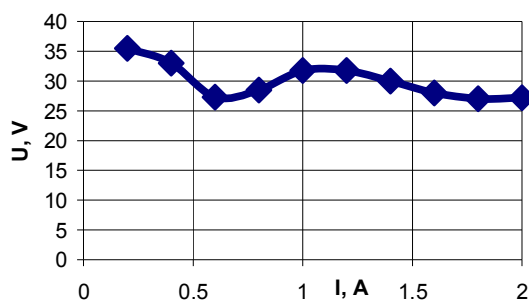


Рис. 3. ВАР катода М2

Таким образом, катод с номинальным током на 2 А оказался более эффективен, чем катод на 5 А, что подтверждают их вольтамперные характеристики при испытаниях в диодном режиме (рис. 2, 3).

## Заключение

Проведенные испытания ПИД-200 с безнакальным полым катодом в качестве источника электронов основного разряда показали, что одним из факторов улучшения эффективности двигателя является выбор катода на номинальный рабочий ток.

Измеренный электронный ток эмиссии катода в данной модели двигателя составил примерно половину разрядного тока, что позволило использовать более слаботочный катод и тем самым снизить энергетические и газовые параметры газоразрядной камеры ПИД-200.

## Литература

1. Muriel Noca Next Generation Ion Engines: Mission Performances // IEPC-2003 28<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference. – Toulouse, France. – 2003, 17 – 21 March. – P. 149.
2. Development and Performance of the Advanced Radio Frequency Ion Thruster RIT-XT / Hans. J. Later, Rainer Killinger, Helmut Bassner, Johan Muller, Ralf Kukies // IEPC-2003 28<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference. – Toulouse, France. – 2003, 17 – 21 March. – 2003. – P. 115.
3. End-of-Mission Characterization of the Ion Thruster on DS1 / John Brophy, Dave Brinza, James Polk, Mike Henry // IEPC-2003 28<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference. – Toulouse, France. – 2003, 17 – 21 March. – 2003. – P. 244.

Поступила в редакцию 29.04.2004

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.452.2.043+621.822

**В.Н. ШНЯКИН, В.Г. КУРЕЙЧИК, В.И. КОНОХ, Г.Г. ХОХЛОВ, И.Ю. КУКСА**

*Государственное конструкторское бюро "Южное", Украина*

## **ПНЕВМОНАСОСНЫЙ АГРЕГАТ ДЛЯ СИСТЕМ ПОДАЧИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Рассмотрен один из способов подачи компонентов топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя, который обладает всеми преимуществами вытеснительной системы подачи, но вместе с тем позволяет не снижая давление в камере сгорания существенно снизить массу топливных баков ракеты.

**двигательная установка, многократный запуск, вытеснительная система подачи, пневмонасосная система подачи, объемный насос.**

### **Введение**

При решении различных космических задач первостепенное значение имеют массово-энергетические характеристики двигательной установки (ДУ) и всего аппарата в целом. Кроме того, специфика работы двигателей ракет верхних ступеней подразумевает многократное включение, чем обуславливаются высокие требования к надежности и ресурсу ДУ.

### **1. Формулирование проблемы**

Как правило, для двигателей верхних ступеней в связи с необходимостью обеспечения многократного запуска и высокой надежности используется вытеснительная система подачи компонентов топлива. Однако такая система подачи не позволяет реализовывать высокие давления в камере сгорания (КС) двигателя в связи с неоправданным ростом массы топливных баков и баков системы надува.

Использование турбонасосной системы подачи (ТСП) связано с трудностями организации многократных включений двигателя.

### **2. Решение проблемы**

В настоящее время в ГКБ "Южное" разрабатывается альтернативная система подачи компонентов топлива (по сравнению с вытеснительной системой подачи), позволяющая снизить давление надува топливных баков и, вместе с тем, сохранить высокие

давления в КС. Данная система работает на "холодном" газе, благодаря чему имеется возможность применения герметичных объемных насосов с эффективными уплотнениями. Кроме того, данная система выполняет также функцию поддержания соотношения компонентов топлива (погрешность менее 0,5%), имеет высокую эксплуатационную надежность, возможность организации большого числа включений и изменения расходов компонентов в диапазоне от 0 до максимального значения.

В основе данной системы лежит пневмонасосный агрегат (ПНА). Конструктивно он включает в себя топливные насосы окислителя и горючего объемного действия и объемные пневмоприводы, работающие на редуцированном гелии высокого давления от пневмоблока изделия, а также пневмосистему, обеспечивающую работу насоса в автоматическом режиме. ПНА обладает сравнительно небольшим весом и позволяет при низких давлениях в топливных баках получать давления в КС, соизмеримые с ТСП. ПНА обладает хорошими пусковыми характеристиками и простотой управления (запускается при подаче газа в пневмопривод). Для получения более высоких энергетических характеристик ДУ гелий для пневмопривода подогревается в теплообменнике, установленном на КС. Пневмогидравлическая схема ПНА приведена на рис. 1.

Принцип работы ПНА следующий: при подаче давления гелия в газовый тракт насоса начинают

двигаться поршни насосов. Каждый из поршней, доходя до упора, подает управляющую команду на реверс соседнего насоса, образуя таким образом замкнутый цикл работы. Для обеспечения однонаправленного движения компонентов топлива по тракту насоса установлены входные и выходные блоки обратных клапанов. Применение схемы со сдвоенными насосами позволяет минимизировать провалы давления на выходе из насоса в момент реверсирования поршней.

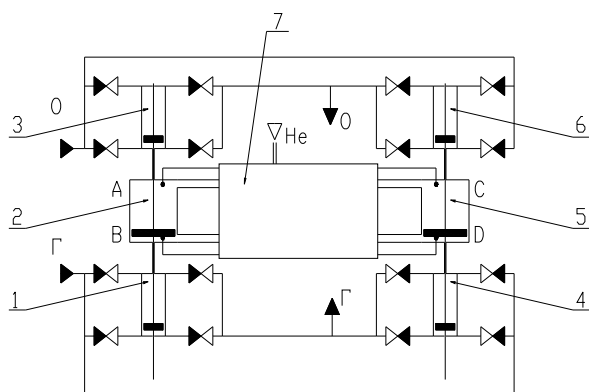


Рис. 1. ПНА, схема пневмогидравлическая:

- 1, 4 – насосы горючего;  
2, 5 – пневмопривод насосов;  
3, 6 – насосы окислителя;  
7 – газораспределительная система насоса

## 2. Состояние и дальнейшие перспективы разработки

Характеристики разрабатываемого ПНА приведены в табл. 1. Данный ПНА позволяет применить топливные баки на  $15 \text{ кгс/см}^2$  и камеру сгорания на  $36,5 \text{ кгс/см}^2$ . Высокие давления на входе в пневмонасосный агрегат обусловлены необходимостью питания микродвигателей (диапазон рабочих давлений ПНА  $\geq 3 \div 5 \text{ кгс/см}^2$ ). Кроме того, если рассматривать заправку компонентов топлива  $500 \text{ кг}$  и сравнить пневмонасосную и вытеснительную системы подачи на эти же параметры в КС, то система подачи с ПНА будет легче и разница составит около  $40 \text{ кг}$ .

В дальнейшем предполагается поднять температуру гелия на входе в ПНА до  $180^\circ\text{C}$ , что позволит

дополнительно получить выигрыш в полезной нагрузке.

Таблица 1

Характеристики разрабатываемого ПНА

|                                                                     |                                  |
|---------------------------------------------------------------------|----------------------------------|
| Рабочая среда тракта "О"                                            | Амил                             |
| Рабочая среда тракта "Г"                                            | Гептил                           |
| Рабочая среда тракта "газа"                                         | Гелий,<br>$T = 88^\circ\text{C}$ |
| Абсолютное давление на входе в тракт "О", $\text{кгс/см}^2$         | 13                               |
| Абсолютное давление на входе в тракт "Г", $\text{кгс/см}^2$         | 13                               |
| Абсолютное давление на входе в тракт "газа", $\text{кгс/см}^2$      | 22,3                             |
| Среднеинтегральный расход горючего, $\text{кг/с}$                   | 0,422                            |
| Среднеинтегральный расход окислителя, $\text{кг/с}$                 | 0,971                            |
| Среднеинтегральное давление окислителя на выходе, $\text{кгс/см}^2$ | 56,5                             |
| Среднеинтегральное давление горючего на выходе, $\text{кгс/см}^2$   | 56,9                             |
| Расход гелия, $\text{г/с}$                                          | 8,65                             |
| Давление в КС, $\text{кгс/см}^2$                                    | 36,5                             |

Если рассмотреть третью ступень ракеты Ариан, у которой масса заправки порядка  $9,4 \text{ тонн}$ , давление в КС  $10 \text{ кгс/см}^2$ , давление надува топливных баков  $20 \text{ кгс/см}^2$  и заменить вытеснительную систему подачи на пневмонасосную, снизив давление в баке "О" до  $5 \text{ кгс/см}^2$ , а давление в баке "Г" до  $3 \text{ кгс/см}^2$ , то выигрыш в весе полезной нагрузки при подогреве гелия на входе в ПНА до  $180^\circ\text{C}$  составит порядка  $400 \text{ кг}$ .

Имеются проработки ПНА, работающего на криогенных компонентах топлива, а также ПНА для питания систем микродвигателей.

## Литература

1. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. – М.: Рестарт+. – 2001. – 216 с.
2. Логов И.Л. Пневматические насосы. – М.: Техника, 1962. – 246 с.

Поступила в редакцию 30.04.2004

**Рецензент:** канд. техн. наук, доцент Г.А. Горбенко, ФТИ ДНУ, Днепропетровск.

УДК 621.438

*Матвієнко В.Т., Літошенко В.М. Теплотехнічні характеристики газотурбінних двигунів із проміжним підігрівом газу перед силовою турбіною перерасширення // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 9 – 12.*

Подано результати дослідження теплотехнічних характеристик ГТД із проміжним підігрівом газу перед силовою турбіною перерасширення (СТП). Показано, що підігрів газу перед СТП підвищує ефективний ККД двигуна, збільшує питому потужність ГТД більш ніж у 1,5 разу, при цьому ступінь використання теплоти палива, досягає 80 ... 90%.

Іл. 5. Бібліогр.: 2 назви.

UDC 621.438

*Matveenko V., Litoshenko V. Thermal characteristics of the gas-turbine of engines with intermediate by additional heating of gas in front of the power turbine superextension // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 9 – 12.*

The results of research thermal of the characteristics GTE with intermediate by additional heating of gas in front of the power turbine superextension (PTS) are submitted. Is shown, that the heating of gas before PTS raises effective EFFICIENCY of the engine, increases specific capacity GTE more than in 1,5 times, thus the degree of use of available heat of fuel reaches 80 ... 90%.

Fig. 5. Ref.: 2 items.

УДК 621.51.001.4

*Петухов І.І., Мінячихін А.В., Зеленський Р.Л., Жеманюк П.Д., Сорогін Ф.Г., Таран О.І. Ефективність газотурбінного привода з охолодженням циклового повітря // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 13 – 15.*

Наведено розрахункові данні про вплив попереднього та проміжного випарного охолодження на кліматичну характеристику газотурбінного привоу.

Табл. 1 Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

UDC 621.51.001.4

*Petukhov I., Minyachikhin A., Zelensky R., Zhemanjuk P., Sorogin F., Taran A. Efficiency gas turbine drive with cooling cyclic air // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 13 – 15.*

Cited the settlement data on influence preliminary and intermediate evaporative coolings on the climatic characteristic of gas turbine drive.

Tabl. 1 Fig. 2. Ref.: 4 items.

УДК 629.5:621.4

*Ткач М.Р. Визначення раціональних діапазонів використання газотурбінних енергетичних установок з утилізацією тепла для спеціалізованих суден // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 16 – 20.*

Показано, що в газотурбінній СЕУ спеціалізованого судна застосування утилізації тепла забезпечує підвищення ККД і електричної потужності в 1,15 ... 1,3 рази. Діапазон температур зовнішнього повітря, що забезпечує максимум ККД, складає (265 ... 320) К. Максимальне значення електричної потужності досягається в діапазоні температур (265 ... 295) К. Підвищення потужності ГТД приводить до зниження значення оптимальної температури зовнішнього повітря.

Табл. 1. Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

UDC 629.5:621.4

*Tkach M. Definition of rational ranges of application of GT power plant for the specialized ships with exhaust gas heat recovery // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 16 – 20.*

On the basis of mathematical modelling is shown, that in GT power plant of the specialized ships, application of exhaust gas heat recovery increase of efficiency and electric capacity in 1,15 ... 1,3 times. The range of ambient air temperatures providing a maximum of efficiency, makes (265 ... 320) K. Value of electric capacity is maximum in of ambient air temperatures (265 ... 295) K. The increase in GT power results in reduction of value of optimum temperature of ambient air.

Tabl. 1. Fig. 2. Ref.: 5 items.

УДК 621.317

*Распопов Е.В., Погорелов Г.И., Минаев И.И., Конев К.А., Куликов Г.Г. Методика совмещения целей комплексной автоматизации и менеджмента качества на предприятии авиационного двигателестроения // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 21 – 25.*

Предложена и рассмотрена методика совмещения целей комплексной автоматизации и менеджмента качества. Приведены первые результаты практического использования данной методики на предприятии, разрабатывающем системы управления для авиационных двигателей.

Табл. 2. Ил. 4. Библиогр.: 9 назв.

UDC 621.317

*Raspopov E., Pogorelov G., Minaev I., Konev K., Kulikov G. The purposes adjustment technique of complex automation and quality management on an aero-engines building enterprise // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 21 – 25.*

The purposes adjustment technique of complex automation and quality management is offered and considered. The first practical usage results of the technique on enterprise developing control systems for aero-engines are adduced.

Tabl. 2. Fig. 4. Ref.: 9 items.

УДК 621.57

*Радченко А.М., Сирота О.А., Радченко М.І. Ефективні випарниково-компресорні контури судно-*

UDC 621.57

*Radchenko A., Sirota A., Radchenko N. The efficient evaporator-compressor contours of ship condi-*

**вих кондиціонерів** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 26 – 31.

Проаналізована ефективність роботи випарниково-компресорних контурів суднових кондиціонерів. Виявлено резерви її підвищення та запропоновано схемні рішення, які їх реалізують. Показано, що включення до складу випарниково-компресорних контурів відокремлювача рідини, регенеративного теплообмінника або інжектора забезпечує експлуатацію випарника-повітроохолоджувача зі змоченими рідким холодоагентом стінками і інтенсивну теплопередачу на всій його поверхні, підвищення густини теплового потоку та холодильного коефіцієнта порівняно з традиційною його роботою з перегрівом пари і терморегулюючим вентилем.

Л. 4. Бібліогр.: 5 назв.

УДК. 629.113.06

*Подзноєв Г.П., Абдулгасіс У.А.* **Металогідрідні системи енергозабезпечення транспорту** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 32 – 36.

Розглянуто порівняльні можливості використання ряду гідрідів металів як акумуляторів водню для використання в якості екологічно чистого пального в автомобілях. Показано переваги гідрідів на основі алюмінію як потенційних енергоносіїв і можливості їхнього промислового виробництва із широко розповсюдженої природної сировини й оборотних продуктів їхнього гідролізу.

Табл. 2. Бібліогр: 11 назв.

УДК 535.39:535.5

*Шмаров В.Н.* **Оцінка матричних параметрів дзеркального відбиття поляризованого світла від шорохуватої поверхні і її характеристик відбиття при захисному покритті** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 37 – 41.

Виконано експериментальні дослідження з деполаризації лазерного випромінювання, що падає на шорохувату поверхню з великомасштабними неоднорідностями. Зроблена на основі виконаних досліджень оцінка матричних параметрів дзеркального відбиття світлового потоку. Визначено залежності коефіцієнта відбиття дзеркальної складової відбитого світлового потоку від кута падіння зондувального випромінювання і досліджені відбиваючі здібності шорохуватої поверхні у залежності від типу захисного покриття таких поверхонь.

Табл. 3. Бібліогр: 13 назв.

УДК 623.46.001:533.6.011

*Кулалаєв В.В.* **Визначення часу процесу зриву супроводу цілі оптичною системою самонаведення при впливі організованих перешкоджуючих оптичних сигналів пристрою протидії** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 42 – 45.

Представлено метод розрахунку часу процесу зриву супроводу цілі оптичною системою самонаведення при опроміненні її перешкоджуючими, спеціально організованими, оптичними сигналами пристрою

**tion-ners** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 26 – 31.

The efficiency of ship conditioners evaporator-compressor contours operation is analyzed. The reserves to increase it are revealed and scheme decisions providing their realization are proposed. It is shown that including liquid separator, regenerative heat exchanger or injector into evaporator-compressor contours provide the operation of evaporator-air cooler with walls wetted by liquid refrigerant and as consequence intensive heat transfer on the whole its surface, increase in heat flux and refrigeration coefficient compared with conventional its operation with vapor superheating and thermoexpansion valve.

Fig. 4. Ref.: 5 items.

UDC. 629.113.06

*Podznoev G., Abdulgazis U.* **Metallogydrydnye systems of energoobespechenyya of the transport** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 32 – 36.

Comparative possibilities of the use of row of hydrides of metals as accumulators of hydrogen for the use as an environmentally cleaning fuel in cars are considered. Advantages of hydrides on the basis of aluminium as potential power mediums and possibility of their industrial production from the wide-spread natural raw material and circulating products of their hydrolysis are shown.

Tabl. 2. Ref.: 11 items.

UDC 535.39:535.5

*Shmarov V.* **Estimation of matrix parameters of polarized light mirroring from a rough surface and its reflecting capacity at protective coating** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 37 – 41.

Experimental researches on depolarization the laser radiation falling on a rough surface with large-scale discontinuities are executed. It is made on the basis of the executed researches an estimation of matrix parameters of mirror reflection of a light stream. Dependences of factor of reflection mirror making the reflected light stream from a corner of fall of probing radiation are determined and reflecting abilities of a rough surface are investigated on type of a sheeting of such surfaces.

Tabl. 3. Ref.: 13 items.

UDC 623.46.001:533.6.011

*Kulalaye V.* **Determination of time of process of derangement of accompaniment of purpose by optical system of selfguidenceself at influence of the organized hindrance visual signals of device of counteraction** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 42 – 45.

The method of calculation of process of derangement of accompaniment of purpose is represented by the optical system of selfguidance at the irradiation of her hindrance, by the visual signals of device of counterac-

протидії. Отримано аналітичні залежності для розрахунку параметрів взаємодії перешкоджуючого випромінювання з оптико-електронним трактом управління системи самонаведення.

Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.165:51.380

*Русанов А.В., Єршов С.В., Ісаков Б.В., Спіцин В.С., Усатенко А.А.* **Аеродинамічне удосконалення проточної частини турбіни ГТД на основі розрахунків тривимірної в'язкої течії. Частина 2. Перехідний дифузор і ступінь силової турбіни** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 46 – 50.

Розглянуто вплив зміни конструкції турбіни низького тиску на її роботу разом з перехідним дифузором і першою ступінню силової турбіни. Виконано модифікацію конструкції дифузора і силової турбіни під нові умови роботи. Дослідження проведено за допомогою програмного комплексу FlowER-U®. Табл. 2. Іл. 6. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 621.3.002

*Мингазов Б.Г., Хаблус Ахмед* **Моделирование процесса сгорания топлива в камерах сгорания ГТД** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 8(16). – С. 51 – 53.

Рассмотрены вопросы, связанные с моделирования процесса сгорания топливо-воздушной смеси в камерах сгорания ГТД. Предложен метод определения средних значений температуры продуктов сгорания, состава смеси и скорости газового потока по длине жаровой трубы, а также полноты сгорания топливо-воздушной смеси на основе теории турбулентного горения. Получены расчетные зависимости изменения полноты сгорания, температуры газа в камерах сгорания в различных режимах ее работы, проведено сопоставление с экспериментальными данными.

Ил. 4. Библиогр.: 2 назв.

УДК 621.515:438

*Герасименко В.П., Осипов Е.В., Шелковський М.Ю.* **Эффекты радиального зазора в осевых турбомашинах** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 8(16). – С. 54 – 58.

Дається аналіз вихорної структури течії в області радіального зазору робочого колеса турбомашини. Запропоновані залежності інтенсивності вихора перетікання від величини зазору. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 621.436.013.1 : 621.436-224.7

*Альохин С.О., Опалев В.О., Перерва П.Я.* **Дослідження на статичній моделі руху заряду в циліндрах двотактних дизелів з протилежно рухомими поршнями типу 6ТД** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 8(16). – С. 59 – 62.

Методом холодного продування на статичній моделі досліджено рух повітряного заряду в циліндрах двотактних дизелів з протилежно рухомими поршнями типу 6ТД, які мають різну конструкцію впускних

tion specially organized. Analytical dependences for the calculation of parameters of co-operation of hindrance radiation with the оптико-електронний highway of management of the system of selfguidance are got.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 621.165:51.380

*Rusanov A., Yershov S., Isakov B., Spitsyn V., Usatenko A.* **Aerodynamic improvement of turbojet engine turbine flowpath based on 3D viscous flow computation. Part 2. Intermediate diffuser and power-turbine stage** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 46 – 50.

The effect of low-pressure turbine stage modification on its operation jointly with intermediate diffuser and first stage of power turbine is considered. The modernization of the diffuser and power turbine is performed for new operation condition. The investigation has been carried out with application package FlowER-U®.

Tabl. 2. Fig. 6. Ref.: 10 items.

UDC 621.3.002

*Mingazov B., Hablus Ahmed* **Modeling of process of fuel combustion in the combustion chambers of the gas turbine engines** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 51 – 53.

The questions connected from modeling of combustion process of fuel and air mixture in the combustion chambers of GTE are considered. The method of definition of temperature average value of combustion products, structure of a mix and speed of a gas stream on length C.C., and also completeness (efficiency) of combustion fuel and air mix is offered on the basis of the theory of turbulent burning. It is received settlement dependences on change of completeness (efficiency) of combustion, gas temperatures in the combustion chambers on various modes of its work, also it is carried out comparison to experimental data.

Fig. 4. Ref.: 2 items

UDC 621.515:438

*Gerasimenko V., Osipov E., Shelkovsky M.* **Effects Of Tip Clearance In Axial –Flow Turbomachines** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 54 – 58.

It is given the analysis of vortex structure flow near tip clearance of turbomachine's rotor. Dependences tip vor-tex intensity have offered from value clearance.

Ref.: 10 items.

UDC 621.436.013.1 : 621.436-224.7

*Alyohin S., Opalev V., Pererva P.* **Static model study of charge streaming in cylinders of two-stroke diesel engine with oppositely moving pistons of 6TD type** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 59 – 62.

Using technique of cold blowing on static model there has been researched air charge streaming in cylinders of two-stroke diesel engine with oppositely moving pistons of 6TD type, which have different structure of inlet

вікон. Обґрунтовано використання циліндру, в якому впускні вікна виготовлені шляхом обкатки різального інструмента навколо водоперепускних отворів з тангенціальним кутом нахилу бічних стінок вікон  $0...42^{\circ}$ .  
Іл. 4. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.43.038

*Керимов З.Х.* **Математическое моделирование гидродинамических процессов с учетом двухфазной среды в граничных полостях дизельной системы впрыска топлива** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 63 – 69.

Приводится система уравнений, описывающая гидродинамические процессы в двухфазной газожидкостной среде в граничных полостях системы впрыска топлива дизельного двигателя. Учитывается кинетика процессов тепло-массообмена между фазами в газожидкостной среде с пузырьковой структурой. Сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными доказывает высокую адекватность модели. Представлены результаты численных исследований гидродинамических процессов в граничных полостях.  
Іл. 5. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.454

*Амброжевич М.В., Ларьков С.Н.* **Результаты моделирования мотокompрессорного ВРД малой тяги с компрессором объемного типа** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 70 – 73.

Рассмотрены квазистационарная и комплексная модели рабочего процесса МкВРД малой тяги. Приведены результаты численного моделирования высотно-скоростных характеристик, получены данные об устойчивости рабочего процесса МкВРД с регулируемым соплом в диапазоне скоростей 0-150 м/с и высот 0-2000 м. Сделан вывод о сопоставимости МкВРД и ТРДД большой степени двухконтурности по характеристикам удельного расхода топлива.

Табл. 1. Іл. 5. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 539.3:621

*Воробйов Ю. С., Дьяконенко К. Ю.* **Коливания багатодисковых элементов ротору ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 74 – 76.

Розглянуті власні коливання складного дисково-барабанного фрагменту ротору ГТД. Проведено аналіз впливу тонкостінних оболонкових елементів на сумісні коливання системи. Наведено частоти та найбільш характерні форми коливань, на яких показано взаємозв'язок між коливаннями елементів системи.  
Табл. 1. Іл. 8. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.45.037

*Гончар Н.В., Павленко Д.В.* **Оцінювання напружено-деформованого стану міжпазових виступів диску компресора з пазами "ластівкин хвіст"** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 77 – 79.

Досліджено вплив конструктивних особливостей

openings. There has been grounded the use of cylinder, in which the inlet openings are manufactured by machining tool spinning around water openings, with the sidewalls tangential angle of inclination  $0...42^{\circ}$ .

Fig. 4. Ref.: 2 items.

UDC 621.43.038

*Kerimov Z.* **Mathematical design of hydrodynamic processes taking into account a diphasic environment in the scope cavities of the diesel system of injection of fuel** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 63 – 69.

It is brought the system over of equalizations, describing hydrodynamic processes in a diphasic gazozhydkostnoy environment in the scope cavities of the system of injection of fuel of diesel engine. Kinetics of processes of heat and mass exchange between phases in a gazozhydkostnoy environment with a bubble structure is taken into account. Comparison of results of calculations with experimental information proves high adequacy of model. Some results of numeral researches of hydrodynamic processes in scope cavities are represented.

Fig. 5. Ref.: 5 items.

UDC 621.454

*Ambrogeevich M., Larjkov S.* **Results of design of motocompressor VRD small traction with the compressor of by volume type** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 70 – 73.

The quasistationar and complex models of working process of MkVRD small traction are considered. The results of numeral design of height-speed descriptions are resulted, information about ustoychy-vosty is got the working process MkVRD with a neregulyruemym nozzle in the range of speeds of 0-150 m/s and heights 0-2000 m. A conclusion about comparable of the MkVRD and TRDD large degree of dvukhkонтурности on kharaktery-stykam is done specific expense of fuel.

Tabl. 1. Fig. 5. Ref.: 5 items.

UDC 539.3:621

*Vorobyov Yu., Dyakonenko K.* **Vibrations of multi-disk elements of rotor of gas-turbine engine** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 74 – 76.

The research of natural vibrations of complex disk-drum fragment of gas-turbine engine rotor was carried out. The analysis of influence of thin-walled construction elements on coupled vibrations of system was investigated. Correlation between vibrations of system elements is shown.

Tabl. 1. Fig. 8. Ref.: 4 items.

UDC 621.45.037

*Gonchar N., Pavlenko D.* **Estimation tensely-deformed conditions intergroov bulges of the compressor disk with grooves "swallow's tail"** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 77 – 79.

Influence of design features of intergroov bulges of

міжпазових виступів диску компресора з пазами "ластівкин хвіст" на теоретичний коефіцієнт концентрації напружень. Виконано розрахунок значень змінних та постійних складових циклу навантаження міжпазового виступу диску в місці найбільш ймовірного руйнування від багатоциклової втоми. Табл. 1. Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 539.3:621

*Воробйов Ю.С., Тишковець Е.В., Стороженко М.А., Романенко В.М. Локалізація вібраційних напружень в лопатках ГТД з пошкодженнями // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 80 – 82.*

Розглядається локалізація вібраційних напружень з пошкодженнями типу тріщин. Чисельний аналіз базується на тривимірних скінченноелементних моделях лопатки. Досліджується вплив розмірів та розташування тріщин на поля вібраційних напружень.

Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.822.5

*Доценко В.М., Усик В.В., Стрибуль О.С., Єфіменко А.В., Коломоєць О.Є. Результати попередніх стендових випробувань опор ковзання дотискового газового компресора // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 83 – 87.*

Наведено результати експериментальних досліджень радіальних і осьових опор ковзання гідродинамічного типу з проміжною рухомою втулкою і рухомих кільцем, які використовуються в дотисковому газовому компресорі. Проведено випробування в діапазоні частот обертання від 0 до 40000 об/хв і при навантаженні силами: радіальною – до 900 Н, осьовою – до 660 Н. Розглянуті підшипники забезпечили нормальну роботу випробуваного вузла при прийнятих температурах і амплітудах коливань ротора.

Іл. 6. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 62-752.2.001.2

*Шатохин В.Ф., Циммерман С.Д. Перемещения и ускорения, испытываемые амортизированным оборудованием, в случае нестационарного кинематического воздействия при изменении параметров удерживающих связей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 88 – 94.*

Приводятся результаты исследований обобщенной динамической модели амортизированного оборудования при нестационарном кинематическом воздействии. Показано влияние изменения основных параметров наиболее распространенных типов связей (амортизатор, демпфер, ограничитель перемещений) в амортизирующем креплении на динамические характеристики амортизированного оборудования.

Іл. 5. Библиогр.: 4 назви.

УДК 621.452.001.57:681.54

*Олійник А.В., Шимановська Н.А. Математична модель температурних напруг на сталих режимах газотурбінного двигуна для системи обліку вироблення ресурсу // Авіаційно-космічна техніка*

compressor disk with grooves "swallow's tail" on theoretical factor of pressure concentration is investigated. Calculation of variables and constant components of cycle loading of disk's intergroov bulge in a place of the most probable destruction for multicyclic fatigue is executed.

Tabl. 1. Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 539.3:621

*Vorobyov Yu., Tyshkovets Ye., Storozhenko M., Romanenko V. Vibration stresses localization in gas-turbine engine blades with damage // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 80 – 82.*

Vibration stress localization in gas-turbine engine blades with damage or crack type is considered. The numerical analysis based on 3D finite element models of blade. The influence of the crack size and dislocations on vibration stresses fields is investigated.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 621.822.5

*Dotsenko V., Usik V., Stribul A., Efimenko A., Kolo-moets A. The results of preliminar test of self-acting fluid film bearing for gas booster // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 83 – 87.*

The results of experimental investigation of radial and axial self-acting fluid film bearing with intermediate rotating bushing and rotating thrust race for gas booster are presented. The tests of indicated bearings in the range of rotating speed from 0 to 40000 rpm and loading: radial – up to 900 N, axial – up to 660 N are carried out. In the mentioned range of rotating speed and loading chosen bearings are ensured normal operation of tested unit with acceptable temperature and amplitude of rotor oscillation level.

Fig. 6. Ref.: 2 items.

UDC 62-752.2.001.2

*Shatokhin V., Tsimmerman S. Movements and accelerations of shock-absorbing devices caused by non-stationary kinematic effects when changing the bilateral constraints parameters // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 88 – 94.*

Investigations results of the generalized dynamic model of shock-absorbing devices at non-stationary kinematic effects are given. Influence of change of main parameters of the most types of connections (shock-absorber, damper, movement limiter) used in the shock-absorbing fastening with respect to dynamic characteristics (movements and accelerations) of shock-absorbing devices is shown in the study.

Fig. 5. Ref.: 4 items.

UDC 621.452.001.57:681.54

*Olejnik A., Shimanovskaya N. Mathematical model of temperature stress on the gas turbine engine steady state for life time account depletion system // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). –*

і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 95 – 99.

За результатами кінцево-елементних розрахунків температурних напруг і деформацій показано існування подоби деформованого стану в критичних точках ротора турбіни високого тиску при різних поєднаннях температурних і конвекційних граничних умов. Порівняльні розрахунки показали, що погіршність математичної моделі, що враховує подобу, стосовно кінцево-елементної моделі високого рівня – менш 1 МПа на основних стаціонарних режимах двигуна.

Іл. 4. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 621.793.6:669.245

*Кузнецов В.П., Лесников В.П., Коряковцев А.С., Худорожков С.В.* Структурная стабильность и прочностные свойства сплава ЖС36ВИ для литья монокристалльных лопаток турбин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 100 – 103.

Сплав ЖС36ВИ предназначен для отливки охлаждаемых лопаток турбины методом монокристалльного литья с кристаллографической ориентацией для современного двигателя ПС-90А2 с температурой газа на вход в турбину 1850 К.

Табл. 1. Ил. 4. Библиогр.: 1 назв.

УДК 629.7.03:681.518.7

*Єніфанов С.В., Яцько Л.Л.* Аналіз структури системи автоматичного керування допоміжної силової установки літака // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 104 – 109.

Розглянуто проблему керування параметрами повітря й електричною потужністю авіаційної допоміжної силової установки. Виявлено особливості однієї і двувальних установок. Запропоновано методику настроювання контурів керування регульованими елементами компресора, даний порівняльний аналіз якості керування при різній структурі САУ.

Іл. 9. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.452.3

*Павлюк Е.В., Єніфанов С.В., Суховій С.И.* Синтез контуру керування частотою обертання вільної турбіни допоміжної силової установки // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 110 – 113.

Розглянуто підходи до структури контуру керування частотою обертання вільної турбіни ВСУ. Проведено порівняння досяжних динамічних характеристик контуру при його незалежній роботі і послідовно з контуром регулювання частоти обертання турбокомпресора. Приведено алгоритм аналізу в частотній області.

Іл. 3. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.7.035.6

*Куликов Г.Г., Арьков В.Ю., Лянцев О.Д., Фатиков В.С., Хилько В.И., Ицук В.П.* Управление соосным винтовентилятором на режимах реверса без измерения положения лопастей // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 114 – 116.

Р. 95 – 99.

By results of finite-element calculations of temperature stress temperature deformation existence of similarity of the deformed condition in critical points of a high pressure turbine rotor is shown at various combinations temperature and convectional boundary conditions. Comparative calculations have shown, that a mistake of the mathematical model which are taking into account similarity, concerning high level finite-element model of a - less than 1 MPa on the basic engine steady-state conditions.

Fig. 4. Ref.: 6 items

UDC 621.793.6:669.245

*Kuznetsov V., Lesnikov V., Korjakovtsev A., Hudorozhkov S.* Structural stability and strength properties of alloy «ЖС36ВИ» for the casting of monocrystal blades of the turbine // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 100 – 103. Alloy «ЖС36ВИ» is intended for casting cooled blade of turbines by a method of a monocrystal casting with a crystallographic orientation for modern drive PS-90A2 with temperature of gas on an entrance in the turbine 1850 K.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 1 items.

UDC 629.7.03:681.518.7

*Yepiphanov S., Jatsko L.* Analysis of structure of automatic control system of auxiliary power-plant of airplane // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 104 – 109.

The problem of management by the parameters of air and electric power of aviation auxiliary power-plant is considered. The features of one- and twocylinder options are exposed. The method of tuning of contours of management by the managed elements of compressor is offered, the comparative analysis of quality of management at a different structure SAU is given.

Fig. 9. Ref.: 2 items.

UDC 621.452.3

*Pavluk E., Yepiphanov S., Sukhovej S.* Synthesis of contour of management by frequency of rotation of free turbine of ancillary power-plant // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 110 – 113.

Approaches to the structure of contour of management by frequency of rotation of the free turbine VSU are considered. Comparison of attainable dynamic descriptions of contour is conducted during his independent work and successive with the contour of adjusting of frequency of rotation of turbocompressor. The algorithm of analysis in a frequency region is resulted.

Fig. 3. Ref.: 3 items.

UDC 629.7.035.6

*Kulikov G., Arkov V., Lyantsev O., Fatikov V., Khilko V., Ishchuk V.* Control of coaxial turbo propfan at reversed thrust operation without measurement of propeller position // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 114 – 116.

Рассмотрены задачи управления соосным винтовентилятором ТВВД на режимах реверса при отсутствии в системе датчика текущего углового положения лопастей. Предложены варианты решений, приведены результаты экспериментального подтверждения их эффективности на полунатурном стенде.

Ил. 3. Библиогр. 3 назви.

УДК 681.518; 681.3.06

*Миргород В.Ф., Ранченко Г.С., Бевзюк А.О. Моделирование динамики системы управления ГТД AI-450 по каналу зміни витрати палива // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 117 – 121.*

Для дослідження динаміки силової установки та вибору оптимальних алгоритмів регулювання витрати палива пропонується комп'ютерна математична модель елементів системи, яку реалізовано у середовищі MATLAB.

Ил.5. Бібл.3 назви.

УДК 629.7.03.

*Кулік А.С., Сімонов В.Ф., Комков А.В., Остроумов Б.В., Кітайчук І.С. Машинне моделювання системи автоматичного керування газотурбінним двигуном // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 122 – 126.*

Представлено рішення актуальної задачі розробки цифрової САК ГТД. Розроблено машинні моделі всіх елементів цифровий САК: розгінного пристрою, пристрою, що задає контрольні сигнали, електронного регулятора, дозатора витрати палива, ГТД, датчиків температури, тиску, кутового положення голки дозатора, частоти обертання вала двигуна й атмосферних параметрів. Испити розробленої САК, що були проведені в режимах початкової установки, контролю перед польотом, запуску, розгону, преемістості і регулювання частоти, протипомпажного захисту, скидання частоти й останова двигуна підтвердили високу ефективність системи.

Ил. 10. Бібліогр.:4 назви.

УДК 621.436

*Долганов К.С., Постол Ю.О. Система автоматичного регулювання мінідвигуна Стірлінга // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 127 – 130.*

Описана експериментальна система автоматичного регулювання мінідвигуна Стірлінга моделі УДС-1. Надані результати досліджень цієї системи.

Ил.5. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 681.518

*Волков Д.І. Оптимальний спостерігач крутячого моменту вертолітного ТВВД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 8(16). – С. 131 – 135.*

Проведено теоретичні дослідження, розроблено та випробувано оптимальний спостерігач крутячого моменту вертолітного турбовального газотурбінного двигуна. Розроблено та випробувано методику збору апіорної статистичної інформації.

Ил. 10. Библиогр.:5 назв.

Control problems are considered for coaxial turbo propfan at reversed thrust without sensors of current angular positions of blades. Various solutions and choice criteria are proposed; experimental results are given, proving their effectiveness at system test facility.

Fig. 3. Ref.: 3 items.

UDC 681.518; 681.3.06

*Mirgorod V., Ranchenko G., Bevzuk A. Modelling of control system dynamic for GTE AI-450 by channel of fuel rate change // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 117 – 121.*

For research of a power plant and selection of optimum algorithms of regulation a computer mathematical model of components realized in environment MATLAB is offered.

Fig.5. Ref. 3 items.

UDC 629.7.03.

*Kulik A., Symonov V., Komkov A., Ostroumov B., Kitaychuk I. Computing modeling of the automatic control system for the gas-turbine engine // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 122 – 126.*

In the given article the solution of an actual problem of the digital system of automatic control (ACS) design for the gas-turbine engine is shown. The computer models of all parts of a digital ACS (the accelerating device, driver unit, electronic regulator, dispenser of propellant consumption, turbine engine, sensors of temperature, pressure, angular rule of a needle, shaft speed of the engine and atmospheric parameters) are designed. Computer, seminatural and natural tests of a designed ACS in modes of a pre-set, preflight control, start, boost, regulation and the frequency controls, anti-surge protection, drop of frequency and break of the engine have confirmed high performance of a system.

Fig. 10. Ref.:4 items.

UDC 621/436

*Dolganov K., Postol Yu. The automatic system of ragulation of the mini Stirling engine // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 127 – 130.*

Experimental system of automatic control of the mini Stirling engine mod. UDS-1 is described. The results of investigation are given.

Fig.5. Ref.: 3 items.

UDC 681.518

*Volkov D. The torque optimal observer of the helicopter turboshaft engine // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 131 – 135.*

The theoretical researches are carried, is developed and optimal observer of the torque of the helicopter turboshaft engine is tested. Is developed and the technique of the prior statistical information gathering is tested.

Fig. 10. Ref.:5 items.

УДК 681.512.6

*Гольцов А. С. Синтез нелинейных алгоритмов адаптивного управления газотурбинными двигателями // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 136 – 140.*

Розглянута задача синтезу адаптивної системи керування ГТД в умовах, коли його параметри змінюються неконтрольованим образом, а математичний опис вхідних сигналів задано нерівностями. Виконана регуляризація задачі та отримані алгоритми формування оцінок змінних стану та керуючих сигналів. Іл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.313.017

*Калінін Б.П., Матусевич В.А. Тепловий розрахунок вентильних електродвигунів, працюючих в умовах нестационарного навантаження // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 141 – 144.*

Запропоновано еквівалентну теплову схему вентильних електродвигунів, що працюють при короткочасних і повторно-короткочасних режимах навантаження. Схема дозволяє розрахувати зміни температур частин електродвигуна при різних режимах. Іл. 5. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 537.523.5: 536.244

*Аринкин С.М., Горбачев Н.М. Самоустанавливающиеся стенды для испытаний изделий и систем авиационной и ракетно-космической техники // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 145 – 150.*

Приведено описання п'яти типів самоустанавливающихся стендов, позволяющих проводить испытания, исследования изделий и агрегатов авиационной и РКТ на прочность и функциональную устойчивость под действием центробежных и вибрационных нагрузок как раздельно, так и при совместном их действии. Опытные образцы стендов прошли испытания на экспериментально-исследовательской базе Института тепло- и массообмена НАН Беларуси и подтвердили методы их расчета. Ил. 5. Библиогр.: 7 назв.

УДК 621.452.001.57

*Хусточка О.М. Ідентифікація математичної моделі двигуна AI-25TL при його модернізації // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 151 – 154.*

Наведено результати ідентифікації поелементної математичної моделі ТРДД AI-25TL та її використання в процесі модернізації двигуна. Ідентифікація матмоделі виконувалась за результатами випробувань двигуна з використанням чисельних методів пошуку оптимальних рішень. Іл. 2. Бібліогр.: 7 назв.

УДК. 621.438-762

*Зелений Ю.О., Фокін Ю.О., Петрова О.О. Експериментальна оцінка ефективності статорних ущільнень // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 155 – 157.*

UDC 681.512.6

*Goltsov A. The Synthesis of Nonlinear Algorithms of Adaptive Control of Gas-Turbine Engines // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 136 – 140.*

It is considered the problem of adaptive system of control by gas-turbine engines with parameters changing in uncontrollable way and with mathematical description of disturbances given by inequalities. The regularization of task is performed and it is obtained the algorithms of forming the state variables estimations and the control actions. Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDK 621.313.017

*Kalinin B., Matusevich V. Thermal design of brushless DC electric motors working in conditions of transient loading // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 141 – 144.*

Thermal circuit of brushless DC electric motors with shorttime and intermittent duties is proposed. The circuit allows to calculate variations of temperatures of parts of the electric motor at different dynamic behaviours. The results of calculations in comparison with experimental data are given. Fig. 5. Ref.: 4 items.

UDC 537.523.5: 536.244

*Arinkin S., Gorbachov N. Self-adjusting test bed for products and systems of aviation and rocket-space equipment // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 145 – 150.*

The description of five different self-adjusting (self-balanced) test beds is presented. Ones allow carrying out strength tests and functional stability investigations of products and units of aviation and rocket-space equipment under centrifugal and vibration loads. Loads are taken into account both together and separately. Stand prototypes were tested on research base of Heat and Mass Transfer Institute of NAS of Belarus. The methods of test beds calculations were confirmed. Fig. 5. Ref.: 7 items.

UDC 621.452.001.57

*Khustochka O. Identification of the Mathematical Model of AI-25TL Engine in the Process of it Modernization // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 151 – 154.*

The results of unit-by-unit mathematical models identification of AI-25TL bypass engine and its usage in the process of the engine modernization are considered here. The mathematical model identification was carried out by engine testing with the help of numeral methods of optimal decisions search. Fig. 2. Ref.: 7 items.

UDC 621.438-762

*Zelyony Yu., Fokin Yu., Petrova O. Experimental Estimation of Stator Seals Effectiveness // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 155 – 157.*  
The experimental results obtained at the estimation of

Розглянуті результати експериментів по оцінці витратних характеристик і ефективності статорних ущільнень. Отримані кількісна оцінка витоку через ущільнення і рекомендації по їх застосуванню при конструюванні вузлів ГТД.

Іл. 6.

УДК 539.4

*Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г., Першин А.В., Рекин А.Д., Лукаш В.П., Мубояджян С.А., Головкин Ю.И. Методика испытаний и оценка термодолговечности моделей жаровых труб камер сгорания ГТД с теплозащитными покрытиями с использованием высокочастотного индукционного нагрева* // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 158 – 162.

Разработана методика термодолговечности испытаний моделей жаровых труб камер сгорания ГТД с теплозащитными покрытиями с использованием высокочастотного индукционного нагрева. Приведены результаты исследований нестационарного теплового состояния с применением тепловизора и термодолговечности моделей жаровых труб с теплозащитными покрытиями.

Іл. 2. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 620.178:539.431:620.1.08(045)

*Ігнатів С.Р., Закієв І.М., Борисов Д.І., Закієв В.І. Методика дослідження фізико-механічних властивостей поверхневих шарів матеріалів при втомі з використанням багатофункціонального приладу “Мікрон Гамма”* // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 163 – 166.

Розглянутий експериментальний метод визначення фізико-механічних характеристик поверхневого шару сталі 0,8 кп при циклічному навантаженні за допомогою приладу “Мікрон Гамма” методом безперервного вдавлювання індентора.

Іл. 5. Табл. 1. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 620:519.2

*Башта О.В. Методика випробування і результати досліджень багатоосередкової пошкодженої при втомі* // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 167 – 169.

Розглянуто розроблену і апробовану методику проведення лабораторних досліджень по вивченню та обчисленню кількісних характеристик багатоосередкової пошкодженої. Побудовано графіки залежностей щільності тріщин від кількості циклів навантаження. Визначено, що для алюмінієвого сплаву Д-16Т при малоцикловій втомі швидкість розповсюдження мікротріщин не залежить від їх довжини.

Іл. 4. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 531. 781. 2

*Гусев Ю.О., Шереметьев А.В., Залунин М.М. Пленочный высокотемпературный тензорезистор для исследования вибронпруженного stanu лопаток газовых турбин под час експлуатації* // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 170 – 172.

flow characteristics and stator seals effectiveness are considered. A quantitative estimation of leakage through the seals, and the recommendations on their application at designing of gas-turbine engines components are obtained.

Fig. 6.

UDC 539.4

*Lepeshkin A., Bychcov N., Pershin A., Rekin A., Lukash V., Muboyadgyan C., Golovkin Y. The method of tests and evaluation thermocyclic durability of models of high temperature pipes of combustion chambers of GTE with use of high-frequency induction heating* // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 158 – 162.

The method of thermocyclic tests of models of high temperature pipes of combustion chambers of GTE with heat-shielding coverings with use of high-frequency induction heating is developed. The results of investigations of a non-stationary thermal state with application of heatvision and thermocyclic durability of models of high temperature pipes with heat-shielding coverings are given.

Fig. 2. Ref.: 7 items.

UDC 620.178:539.431:620.1.08(045)

*Ignatovich S., Zakiev I., Borysov D., Zakiev V. Method of the physical-mechanical characteristics research on a surface layer of materials at a fatigue with usage of the multifunction device “Micron Gamma”* // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 163 – 166.

It is considered experimental method of the physical-mechanical characteristics definition of surface layer of steel 0,8к п at cyclical loading with the help of the device “Micron a Gamma” by a method of continuous indenting of an indenter.

Fig. 5. Tabl. 1. Ref.: 6 items.

UDC 620:519.2

*Bashta A. The fatigue multiple damage test methods and the results of tests* // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 167 – 169.

Designed and approved methods of undertaking the laboratory tests at studying and calculation of the multiple damage quantitative features is considered. The graphs of the microcracks density and their mean length from amount of loading cycles dependencies were built. It is determined that for aluminum alloy D-16T at low cycle fatigue the microcracks spreading velocity doesn't depend on their length.

Fig. 4. Ref.: 7 items.

UDC 531. 781. 2

*Gusev Yu., Shtremetiev A., Zalunin M. High – temperature film tenzo – resistors for investigation jf vibrostress state jof the gas – turbine blades in exploitation conditions* // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 170 – 172.

The questions of manufacturing technology, research

Розглянуті питання технології виробництва, дослідження характеристик високотемпературних тензорезисторів для вивчення вібронапруженого стану лопаток газових турбін.

Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.78.05; 629.78.085

*Попов Г.А., Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Орлов М.М., Трубников П.М., Тютин В.К., Яковлев В.Н.* **Корректирующая двигательная установка для низкоорбитальных микроспутников нового поколения** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 173 – 177. Показано, что в связи с разработкой низкоорбитальных микроспутников (МС) нового поколения выдвигаются жесткие требования к системам поддержания их орбитального положения по точности и продолжительности САС. Указанные требования в полном объеме могут быть удовлетворены только ЭРД малой мощности. Наилучшим двигателем для МС по многим параметрам является разработанный в НИИПМЭ МАИ высокоэффективный АИПД. Приведены основные характеристики АИПД-50, а также предварительные конструктивные проработки КДУ на базе АИПД-50 и варианта размещения КДУ на микроспутнике. Ил. 4. Библиогр.: 3 назв.

УДК 621.387.424

*Корякин О.І., Мурашко В.М., Нестеренко О.Н., Олотин С.В., Алиева М.Т., Белан М.В., Білоконь В.І., Кошелев М.М., Лоян А.В., Нестеренко С.Ю., Оранський А.І.* **Експериментальні дослідження характеристик швидкого безнакального запуску стаціонарних плазмових двигунів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8(16). – С. 178 – 185.

Представлено результати експериментальних досліджень характеристик запуску відомих серійних російських холівських двигунів СПД-70 і СПД-100 виробництва ДКБ „Факел”, у яких штатні системи накального запуску замінено на інженерні моделі систем безнакального запуску на основі безнакальних катодів-компенсаторів БНК М1.05 і БНК М5.04 та блоків запалювання, розроблених та виготовлених в Міжгалузовому НТЦ космічної енергетики і двигунів ХАІ. Показано, що пускові характеристики стаціонарних плазмових двигунів з безнакальними катодами задовольняють вимоги, що висуваються до двигунів систем керування орієнтацією і стабілізацією космічних апаратів.

Табл. 2. Іл. 9. Бібліогр.: 11 назв.

УДК 621.455.03

*Albarède L., Lasgorceix P., Mazouffre S., Dudeck M.* **Краткий обзор деятельности по исследованию Холловских Двигателей, проводимому в лаборатории d'Aérothermique** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 186 – 191. Многочисленные геостационарные телекоммуникационные спутники в настоящее время оборудованы электрическими двигателями управления из-за их экономичности по массе. Кроме того, в межпланет-

technique of the high-temperature tensoresistors characteristics for gas turbine blades vibrations investigation are considered.

Fig. 2. Ref.: 5 items.

UDC 629.78.05; 629.78.085

*Popov G., Antropov N., Diakonov G., Lyubinskaya N., Orlov M., Trubnikov P., Tyutin V., Yakovlev V.* **Vernier propulsion system for low-orbit microsatellites of next generation** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 173 – 177.

It is shown that in view of the development of low-orbit microsatellites of next generation, rigid requirements are imposed to the systems of orbital attitude control in accuracy and active lifetime. These requirements may be met in corpore by low-power electric propulsions only. Highly efficient APPT, developed by RIAME MAI, is the best for microsatellites in many parameters. Basic characteristics of APPT-50 are presented, as well as preliminary constructive development of APPT-50 – based propulsion system and option for propulsion system arrangement on board microsatellite.

Fig. 4. Ref.: 3 items.

UDC 621.387.424

*Koryakin A., Murashko V., Nesterenko A., Olotin S., Aliyeva M., Belan N., Belokon V., Koshelev N., Loryan A., Nesterenko S., Oranskiy A.* **Experimental research of stationary plasma thrusters fast non-incandescent start characteristics** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 178 – 185.

The results of experimental researches of start characteristics are shown for known Russian Hall thrusters SPT-70 and SPT-100 produced by Test Design Office “Fakel”, where nominal incandescent start systems are exchanged with engineering models of non-incandescent start systems based on the non-incandescent compensator-cathodes BNK M1.05 and BNK M5.04 and ignition units, designed and manufactured in Science and Technology Center of Space Power and Engines KhAI. Comparative parameters of these two modifications of thrusters are given. It is shown, that start characteristics of stationary plasma thrusters with non-incandescent cathodes meet the requirements to thrusters of space vehicles orientation and stabilization control systems.

Tabl. 2. Fig. 9. Ref.: 11 items.

UDC 621.455.03

*Albarède L., Lasgorceix P., Mazouffre S., Dudeck M.* **Overview of recent research activities on Hall Effect Thrusters performed at the Laboratoire d'Aérothermique** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 186 – 191.

Numerous geostationary satellites for telecommunication are now equipped with electric thrusters by reason of their advantages in terms of gain in platform mass. Furthermore, it appears that interplanetary missions

ных полетах можно использовать электрический двигатель. Среди электрических двигателей Холловские двигатели (HET), также называемые Стационарными Плазменными Двигателями, в настоящее время рассматриваются как самые перспективные для стационарных спутников, изменения орбиты и траекторного управлению космическим зондом. Дан краткий обзор французских исследований в области Холловских двигателей вместе с примерами свежих экспериментальных результатов, полученных по французской программе исследования. Ил. 10. Библиогр.: 4 назви.

УДК 621.45

*Lazurenko A., Vial V., Bouchoule A., Lasgorceix P., Legentil C., Albarude L., Dudeck M., Jolivet L., Prioul M.* **Нестационарный режим PPS-1350 в расширенном диапазоне операций** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 8(16). – С. 192 – 196.

Разработка модели PPS-1350 Холловского двигателя была проверена в расширенном диапазоне операций: удельный массовый расход 2-7.5 mg/s, разрядное напряжение 250-1000V. Нестационарный режим Холловского двигателя был изучен в каждой точке действия. Колебания тока разряда, анодного потенциала и потенциала катода были проанализированы, особенности представлены.

Ил. 6. Библиогр.: 8 назв.

УДК 629.78

*Дронь М. М., Хорольський П. Г.* **Аналітична оцінка балістичних можливостей КА та орбітальних буксирів з електрореактивними рушійними установками** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 197 – 201.

Знайдені аналітичні оцінки можливостей КА та орбітальних буксирів з електрореактивними рушійними установками по досягненню максимального радіусу колової орбіти при перельоті з такої ж орбіти меншого радіусу. Враховано атмосферне гальмування і вплив тіні Землі.

Табл. 1. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.3.032.21

*Таран А.О., Островський Є.К., Белан М.В., Оранський А.І.* **Високоэффективный горячепрессованный эмитер на основе гафната бария з вольфрамом та перспективи його використання в порожнистому катоді** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 202 – 206.

Наведено результати експериментальних досліджень термоемісійних властивостей катодів в системі гафнат барію – вольфрам з різним процентним вмістом компонентів. Показано, що катод 63 мас. % BaHfO<sub>3</sub> – 37 мас. % W є найбільш ефективним катодом, що надає можливість одержувати густину термоемісійного струму 230 А/см<sup>2</sup> при 2000 К і зі строком служби, як мінімум, 100 год при тій же температурі. Розглянуті емітери можуть представляти інтерес для їх використання в порожнистих катодах.

Ил. 2. Библиогр.: 8 назв.

could use electric propulsion to ensure reasonable journey duration. In the field of electric propulsion, Hall Effect Thrusters (HET), also called Stationary Plasma Thrusters, are nowadays considered as the most promising device for missions like satellite stationkeeping, orbit transfer and space probe trajectory control in view of their high level of performances. An overview of the French research activities in the field of Hall propulsion will be given together with some examples of recent experimental outcomes obtained in the French research program.

Fig. 10. Ref.: 4 items.

UDC 621.45

*Lazurenko A., Vial V., Bouchoule A., Lasgorceix P., Legentil C., Albarède L., Dudeck M., Jolivet L., Prioul M.* **Transient behavior of the PPS-1350 in an extended range of operation modes** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 192 – 196.

Engineering model of the PPS-1350 Hall-effect thruster was tested in the extended operation domain: mass-flow rate 2-7.5 mg/s, discharge voltage 250-1000V. Transient behavior of the thruster was studied at each operation point. Oscillations of the discharge current, anode potential and cathode potential were analyzed, particularities are presented.

Fig. 6. Ref.: 8 items.

UDC 629.78

*Dron' N., Khorolsky P.* **Analytical estimation of ballistic opportunities SC and orbital tows with electrojet impellent installations** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 197 – 201.

Analytical estimations of opportunities SC and orbital tows with electrojet impellent installations on achievement of the maximal radius of a circular orbit are received at flight from the same orbit of smaller radius. Atmospheric braking and influence of a shadow of the Earth is taken into account.

Tabl. 1. Ref.: 8 items.

UDC 621.3.032.21

*Taran A., Ostrovsky E., Belan N., Oransky A.* **High-effective hotpressed emitter on the base of hafnate barium – tungsten and perspectives of using in the hole cathode** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 202 – 206.

The experimental results of investigation of thermoemissive properties of cathodes in a hafnate barium – tungsten compound with different concentration of components are represented. It is shown that cathodes of 63 mas % BaHfO<sub>3</sub>+37 mas % W is most effective one. It allows to obtain the thermoemissive current of density 230 A/cm<sup>2</sup> at 2000 K. The cathode can be used through at least 100 h at such temperatures. The emitter of such compound can gain its initial properties completely when it is poisoned. The emitters represented can be of great interest for being used in the hole cathodes.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

УДК 629.78.05; 629.78.085

*Трубников П.М., Дьяконов Г.А., Яковлев В.Н. Экспериментальная обработка импульсных плазменных ускорителей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 207 – 211.*

Описується підхід до дослідження робочих процесів імпульсних плазменних ускорителів. Розглянута методика вимірювання основних характеристик досліджуваних ускорителів, виникаючі питання і їх рішення. Приводиться приклад системи автоматизованого збору і обробки експериментальних даних.

Ил. 8. Библиогр.: 5 назв.

УДК 621.455.32

*Балашов В.Н., Дураченко В.М. Вибір конструктивних характеристик магнітної системи стаціонарного плазмового двигуна // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 212 – 215.*

Розглянуто вплив геометрії магнітної системи (МС) на розподіл магнітного поля в камері іонізації і прискорення у стаціонарному плазмовому двигуні (СПД). Проведено оцінки впливу геометрії МС на розподіл магнітної індукції в камері іонізації і прискорення. Проведено оцінний розрахунок МС СПД. Отримано розподіл магнітної індукції в камері іонізації і прискорення і за зрізом КІУ.

Ил. 5. Библиогр.: 4 назв.

УДК 533.9.07

*Хітько А.В. Робота низьковитратного порожнього катоду в середовищі інертного газу // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 216 – 219.*

Розглянута проблема зменшення витрат робочої речовини порожнього катоду електричного ракетного двигуна. Експериментально підтверджена принципова можливість побудови низьковитратного порожнього катоду на комбінованій робочій речовині при низьких тисках газу у розрядному просторі.

Ил. 2. Библиогр.: 8 назв.

УДК 629.7.064.018

*Безручко К.В., Туркін І.Б., Горовой А.В., Давидов А.О., Мосієнко І.В. Методика ресурсних випробувань хімічної батареї космічного апарата // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 220 – 225.*

Запропонована методика ресурсних випробувань (РВ) хімічної батареї (БХ) космічного апарата, випробувальне обладнання, метод і схема вимірювання та керування. Приведені основні результати РВ БХ 22НКГ-4СК КА КС5МФ2 типу «Мікросупутник».

Табл. 2. Ил. 3. Библиогр.: 5 назв.

УДК 621.652.001.24

*Мисюра В.И. Теоретичний аналіз гідравлічних характеристик насоса тертя Н.Е. Жуковського // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8(16). – С. 226 – 229.*

Виконано аналітичне рішення задачі для осевого потоку рідини в кільцевій щілині. Проаналізовано

UDC 629.78.05; 629.78.085

*Trubnikov P., Diakonov G., Yakovlev V. Experimental labour-rent of pulsed plasma thrusters // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 207 – 211.*

It is described approach to research of operation process of pulsed plasma thrusters. It is considered methods of measurement the cardinal characteristics of investigated thrust, emergent questions and solution of them. The example of system of automatized data taking and processing is given.

Fig. 8. Ref.: 5 items.

UDC 621.455.32

*Balashov V., Durachenko V. Selection of design parameters of magnetic system of stationary plasma thruster // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 212 – 215.*

Considered is the effect of magnetic system (MS) on distribution of magnetic field in on ionization & speedup chamber of stationary plasma thruster. The effect of MS geometry on distribution of magnetic induction in the ionization & speedup chamber is evaluated. Calculated are the parameters of distribution of magnetic induction in the ionization & speedup chamber and beyond exit section.

Fig. 5. Ref.: 4 items.

UDC 533.9.07

*Khitko A. Activity low mass flow rate hollow cathode in medium of inert gas // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 216 – 219.*

The problem of lowering of mass flow rate through the cathode of electric propulsion is reviewed. A principled capability of construction the hollow cathode on a combined propulsive mass is affirmed at low pressures of gas in a digit volume experimentally.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 629.7.064.018

*Bezruchko K., Turkin I., Gorovoi A., Davidov A., Mosienko I. Technique of resource tests of the chemical battery of a space vehicle // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 220 – 225.*

The technique of resource tests of the chemical battery of a space vehicle, test equipment, method both circuit of measurement and management is offered. The basic results of resource tests of the chemical battery 22NCG-4KA of a space vehicle MS5MF2 are given.

Tabl. 2. Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDC 621.652.001.24

*Misura V. The theoretical analysis of hydraulic pump characteristics of friction N.E. Joukovsky // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 8(16). – P. 226 – 229.*

The analytical solution of a problem is executed for axial current a liquid in the annular slot. Effect of all

вплив усіх параметрів на характер розподілу швидкості. Отримано співвідношення для визначення витрати через щілину, створюваного напору, потужності і ККД.

Іл. 8. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.642.17

*Джеппа В.Л., Дубровинський А.А., Кошкін М.И.* **Математична модель процесу наддування паливних баків рідинної реактивної установки малої тяги** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 230 – 234.

Розроблено математичну модель процесу наддування паливних баків рідинної реактивної установки малої тяги. Реальні властивості робочого тіла враховані коефіцієнтом стисливості. Параметри системи наддування двигунової установки у будь-яку мить визначаються числовим розв'язанням системи диференціальних рівнянь.

Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 62-61, 621.43.013.42

*Коваленко С.С.* **Керування тиском витиснення аміаку в паливних системах РРДМТ** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 235 – 238.

Розглянуто можливість регулювання тиску насичених пар водоаміачних розчинів у системах подачі з витисненням при використанні ефектів екзотермічної реакції розчинення води в аміаку. Проведено аналіз термодинамічних процесів у розчинах при підживленні одним з компонентів у енергоізольованих системах.

Іл. 5. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 533.6.011

*Максименко В.О.* **Приблизна розрахунок витоку надзвукового струменя у вакуум методом джерела, що переміщається** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 239 – 242.

Розглянуто приблизна метод розрахунку витоку надзвукового струменя у вакуум з кінцевого сопла. Здобуто співпадання результатів розрахунку з експериментами та розрахунками методом характеристик.

Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 629.7.03:536.24

*Федаренко Н.Н., Котенко В.І., Прибора Т.І., Письменный В.І.* **Вплив теплового стану на зміну конструкції лабіринту заднього лабіринту компресора двигуна ТВ3-117 ВМА СБМ1** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 8(16). – С. 243 – 244.

Розглянуто історію зміни конструкції заднього лабіринтового ущільнення компресора турбогвинтового двигуна ТВ3-117 ВМА СБМ1, які виникли проблеми і способи їхнього рішення.

Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви.

parameters on character of distribution speed is analyzed. Relationships for definition of the charge through the slot, a created pressure, power and efficiency are received.

Fig. 8. Ref.: 4 items.

UDC 621.642.17

*Dgeppa V., Dubrovinsky A., Koshkin M.* **A mathematical model of pressurizing propellant tanks of a low-thrust liquid propulsion system** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 230 – 234.

A mathematical model of pressurizing propellant tanks of a low-thrust liquid propulsion system was developed. Actual working-fluid properties were taken into account by using a compressibility factor. Pressurization system parameters at the given time are defined by numerical solving a differential equation system.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 62-61, 621.43.013.42

*Kovalenko S.* **Displacement pressure of ammonia control in fuel systems of small thrust liquid rocket engines** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 235 – 238.

The possibility of saturation vapour pressure control of water-ammonia solutions in displacement fuel systems with exothermic reaction of water in ammonia dissolution effects employment is considered. The analysis of thermodynamic processes in solutions with the one of components' make-up in energy separated systems is executed.

Fig. 5. Ref.: 4 items.

UDC 533.6.011

*Maksimenko V.* **Approximate calculation of supersonic blowdown stream into the vacuum with use method of the transient point source** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 239 – 242.

Approximate calculation of supersonic blowdown stream into the vacuum with use method of the transient point source was described. Good convergence for the estimate result was received. It was compare with experimental data and calculations by means of characteristic's method.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 629.7.03:536.24

*Fedarenko N., Kotenko V., Pribora T., Pismennij V.* **Influence of the thermal condition on design changing of the compressor's labyrinth of the TV3-117 VMA SBM1 engine** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 8(16). – P. 243 – 244.

The history of change of a design compressor's labyrinth packing of the TV3-117 VMA SBM1 turboprop engine, the arisen problems and ways of their decision is considered.

Fig. 3. Ref.: 4 items.

УДК 621.51.226.2.53

Хори́ков А.А., Шато́хин А.Г., Головченко И.Ю. **Использование современных методов и средств автоматизированной обработки и анализа аэроупругих процессов в турбомашинах** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 245 – 246.

Проведен анализ функциональных возможностей современных методов и средств регистрации и автоматизированной обработки динамических процессов для исследования аэроупругих явлений в турбомашинах. Приведены примеры эффективного использования указанных методов и средств при анализе сложных аэроупругих явлений в компрессорах и турбинах. Табл. 1. Библиогр.: 1 назв.

УДК 621.455.03

Лоян А.В., Кошелев Н.Н. **Работа безнакального порожнего катода в условиях 200 мм плазменного ионного двигателя с радиальным магнитным полем** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 247 – 248.

Приведено результати іспитів плазменого іонного двигуна на ксеноні. Відзначено особливості роботи катодів у газорозрядній камері з радіальним магнітним полем.

Табл. 2. Іл. 2.

УДК 621.452.2.043+621.822

Шня́кин В.М., Коно́х В.І., Курейчик В.Г., Хохлов Г.Г., Ку́кса І.Ю. **Пневмонасосный агрегат для систем подачи рідинного ракетного двигуна** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 249 – 250.

Розглянуто один із способів подачі компонентів палива в камеру згоряння рідинного ракетного двигуна, який має усі переваги витисної системи подачі, але разом з тим, дозволяє не знижуючи тиску в камері згоряння суттєво зменшити вагу паливних баків ракети.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 2 назви.

UDC 621.51.226.2.53

Khorikov A., Shotokhin A., Golovchenko I. **Using of the modern methods and means for aeroelastic processes in turbomachines automatised processing and analysis** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 245 – 246.

The functional possibilities of registration and automatised treatment modern methods and means of dynamic processes for aeroelastic phenomena in turbomashines investigation are conducted. The examples of pointed methods and means efficient uses during analysis of hard aeroelastic phenomena in compressors and turbines are presented.

Tabl. 1. Ref.: 1 item.

UDC 621.455.03

Loyan A., Koshelev N. **Functioning of the heaterless hollow cathode in conditions of the 200 mm plasma ionic engine with a radial magnetic field** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 247 – 248.

Outcomes of a plasma ionic drive trials on a xenon are adduced. Singularities of cathodes activity in the gas-discharge chamber with a radial magnetic field are marked.

Tabl. 2. Fig. 2.

UDC 621.452.2.043+621.822

Shnyakin V., Kureichik V., Konokh V., Khokhlov G., Kuksa I. **Pneumopump aggregate for systems supplying propellant into the liquid rocket engine** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 8(16). – P. 249 – 250.

One of the propellants supply systems for the liquid rocket engines chamber is considered, which has all the advantages of pressurization propellant supply system, but at the same time permits not to decrease the chamber pressure, and consequently to reduce significantly mass of the rocket propellant tanks.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 2 items.

---

|                                        |                                                                                                                                                       |
|----------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ALBAREDE</b><br>Luc                 | Aerothermique Laboratory, CNRS,<br>France, PhD student                                                                                                |
| <b>BOUCHOULE</b><br>Andre              | GREMI Laboratory, Orleans University,<br>France, professor                                                                                            |
| <b>DUDECK</b><br>Michel                | Aerothermique Laboratory, CNRS,<br>France, professor                                                                                                  |
| <b>JOLIVET</b><br>Laurent              | CNES,<br>France, dr.                                                                                                                                  |
| <b>LASGORCEIX</b><br>Pascal            | Aerothermique Laboratory, CNRS,<br>France, dr., engineer                                                                                              |
| <b>LAZURENKO</b><br>Alexey             | GREMI Laboratory, Orleans University,<br>France, dr., post-doc                                                                                        |
| <b>LEGENTIL</b><br>Claude              | Aerothermique Laboratory, CNRS,<br>France, engineer                                                                                                   |
| <b>MAZOUFFRE</b><br>Steau              | CNES,<br>France, dr.                                                                                                                                  |
| <b>PRIOUL</b><br>Mathieu               | SNECMA,<br>France, dr.                                                                                                                                |
| <b>VIAL</b><br>Vanessa                 | GREMI Laboratory, Orleans University,<br>France, PhD student                                                                                          |
| <b>АБДУЛГАЗИС</b><br>Умер Абдуллаевич  | Крымский государственный инженерно-педагогический университет, доктор технических наук, профессор, первый проректор, заведующий кафедрой              |
| <b>АЛЕХИН</b><br>Сергей Алексеевич     | Казенное предприятие “Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению”, кандидат технических наук, генеральный конструктор                      |
| <b>АЛИЕВА</b><br>Мадина Тимуровна      | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, аспирант                                                                          |
| <b>АМБРОЖЕВИЧ</b><br>Майя Владимировна | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»                                                                                    |
| <b>АРИНКИН</b><br>Сергей Михайлович    | Государственное научное учреждение «Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова» НАН Беларуси, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник |
| <b>АРЬКОВ</b><br>Валентин Юльевич      | Уфимский государственный авиационный технический университет, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры                                      |

---

---

|                                          |                                                                                                                                                             |
|------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>БАЛАШОВ</b><br>Виталий Николаевич     | ГКБ “Южное”, Днепропетровск,<br>инженер-конструктор                                                                                                         |
| <b>БАШТА</b><br>Александр Васильевич     | Национальный Авиационный Университет, Киев,<br>аспирант                                                                                                     |
| <b>БЕВЗЮК</b><br>Андрей Александрович    | ОАО «Элемент», Одесса,<br>аспирант, инженер-программист                                                                                                     |
| <b>БЕЗРУЧКО</b><br>Константин Васильевич | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук,<br>профессор, проректор                                     |
| <b>БЕЛАН</b><br>Николай Васильевич       | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук,<br>профессор, заведующий кафедрой                           |
| <b>БЕЛОКОНЬ</b><br>Владимир Иванович     | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”,<br>старший научный сотрудник                                                         |
| <b>БОРИСОВ</b><br>Денис Иванович         | Национальный авиационный университет, Киев,<br>аспирант                                                                                                     |
| <b>БЫЧКОВ</b><br>Николай Григорьевич     | Центральный институт авиационного моторостроения<br>им. П.И. Баранова, Россия, кандидат технических наук,<br>начальник сектора                              |
| <b>ВОЛКОВ</b><br>Дмитрий Иванович        | ДП КБ „Элемент”, Одесса,<br>младший научный сотрудник                                                                                                       |
| <b>ВОРОБЬЕВ</b><br>Юрий Сергеевич        | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков,<br>доктор технических наук,<br>профессор, заведующий отделом                                                |
| <b>ГЕРАСИМЕНКО</b><br>Владимир Петрович  | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный<br>институт”, доктор технических наук, профессор,<br>преподаватель |
| <b>ГОЛОВКИН</b><br>Юрий Иванович         | Всероссийский институт авиационных материалов,<br>ведущий инженер                                                                                           |
| <b>ГОЛОВЧЕНКО</b><br>Иван Юрьевич        | НИЦ Центрального института авиационного<br>моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, инженер                                                                |
| <b>ГОЛЬЦОВ</b><br>Анатолий Сергеевич     | Академия спецсвязи России, кандидат технических наук,<br>доцент, профессор кафедры                                                                          |
| <b>ГОНЧАР</b><br>Наталья Викторовна      | Запорожский национальный технический университет,<br>старший преподаватель кафедры                                                                          |

---

---

|                                              |                                                                                                                                                                       |
|----------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ГОРБАЧЕВ</b><br>Николай Михайлович        | Государственное научное учреждение «Институт тепло- и массообмена им. А.В.Лыкова» НАН Беларуси, заведующий сектором                                                   |
| <b>ГОРОВОЙ</b><br>Алексей Валерьевич         | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, научный сотрудник                                                                                 |
| <b>ГУСЕВ</b><br>Юрий Алексеевич              | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент                                                                 |
| <b>ДАВИДОВ</b><br>Альберт Оганезович         | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, аспирант                                                                                          |
| <b>ДЖЕППА</b><br>Валентин Лукич              | ГКБ "Южное", Днепропетровск, начальник группы                                                                                                                         |
| <b>ДОЛГАНОВ</b><br>Кинт Евгеньевич           | Национальный транспортный университет, Киев, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры                                                                    |
| <b>ДОЦЕНКО</b><br>Владимир Николаевич        | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук, профессор                                                                |
| <b>ДРОНЬ</b><br>Николай Михайлович           | Днепропетровский национальный университет, доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе                                                            |
| <b>ДУБРОВИНСКИЙ</b><br>Алексей Александрович | ГКБ "Южное", Днепропетровск, инженер-конструктор                                                                                                                      |
| <b>ДУРАЧЕНКО</b><br>Владимир Михайлович      | ГКБ “Южное”, Днепропетровск, начальник сектора                                                                                                                        |
| <b>ДЬЯКОНЕНКО</b><br>Константин Юрьевич      | Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, студент                                                                                                          |
| <b>ЕПИФАНОВ</b><br>Сергей Валерьевич         | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой                                           |
| <b>ЕРШОВ</b><br>Сергей Владимирович          | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, ООО “FlowER”, Харьков, доктор технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник                           |
| <b>ЕФИМЕНКО</b><br>Александр Васильевич      | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, кандидат технических наук, ведущий конструктор |
| <b>ЖЕМАНЮК</b><br>Павел Дмитриевич           | ОАО «Мотор Сич», Запорожье, кандидат технических наук, главный инженер                                                                                                |

---

---

|                                         |                                                                                                                                                          |
|-----------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ЗАКИЕВ</b><br>Ислам Мусаевич         | Национальный авиационный университет, Киев,<br>старший преподаватель                                                                                     |
| <b>ЗАКИЕВ</b><br>Вадим Исламович        | Национальный авиационный университет, Киев,<br>студент                                                                                                   |
| <b>ЗАЛУНИН</b><br>Никита Михайлович     | Государственное предприятие Запорожское<br>машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»<br>им. академика А.Г. Ивченко, ведущий инженер             |
| <b>ЗЕЛЕНСКИЙ</b><br>Роман Леонидович    | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», аспирант                                                                          |
| <b>ЗЕЛЕНЬИЙ</b><br>Юрий Алексеевич      | Государственное предприятие Запорожское<br>машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»<br>им. академика А.Г. Ивченко, ведущий инженер-конструктор |
| <b>ИГНАТОВИЧ</b><br>Сергей Ромуальдович | Национальный авиационный университет, Киев,<br>доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой                                                   |
| <b>ИСАКОВ</b><br>Борис Владимирович     | ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев,<br>первый заместитель генерального директора,<br>главный конструктор                                               |
| <b>ИЩУК</b><br>Виктор Петрович          | Авиационный научно-технический комплекс<br>им. О.К. Антонова, Украина, начальник бригады                                                                 |
| <b>КАЛИНИН</b><br>Борис Петрович        | ГП «Харьковское агрегатно-конструкторское бюро»,<br>кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор                                               |
| <b>КЕРИМОВ</b><br>Зияфат Хейруллаевич   | Азербайджанский Технический Университет,<br>кандидат технических наук, доцент кафедры                                                                    |
| <b>КИТАЙЧУК</b><br>Игорь Евгеньевич     | НТ СКБ «Полисвит» ГПНО «Коммунар», Харьков,<br>ведущий инженер                                                                                           |
| <b>КОВАЛЕНКО</b><br>Сергей Сергеевич    | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», аспирант                                                                          |
| <b>КОЛОМОЕЦ</b><br>Александр Евгеньевич | Государственное предприятие Запорожское<br>машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»<br>им. академика А.Г. Ивченко, инженер-конструктор         |
| <b>КОМКОВ</b><br>Андрей Владимирович    | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», ассистент                                                                         |
| <b>КОНЕВ</b><br>Константин Анатольевич  | Уфимское научно-производственное предприятие<br>«Молния», начальник отдела                                                                               |
| <b>КОНОХ</b><br>Владимир Иванович       | ГКБ «Южное», Днепропетровск,<br>кандидат технических наук, начальник отдела                                                                              |

---

---

|                                         |                                                                                                                                                               |
|-----------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>КОРЯКИН</b><br>Александр Иванович    | Опытное конструкторское бюро «Факел», Калининград,<br>заместитель Генерального конструктора                                                                   |
| <b>КОРЯКОВЕЦ</b><br>Александр Сергеевич | ОАО «Авиадвигатель», Пермь,<br>главный металлург                                                                                                              |
| <b>КОТЕНКО</b><br>Виктор Иванович       | Государственное предприятие Запорожское<br>машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»<br>им. академика А.Г. Ивченко, ведущий конструктор              |
| <b>КОШЕЛЕВ</b><br>Николай Николаевич    | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», старший научный сотрудник                                                              |
| <b>КОШКИН</b><br>Михаил Иванович        | ГКБ «Южное», Днепропетровск,<br>начальник отдела                                                                                                              |
| <b>КУЗНЕЦОВ</b><br>Валерий Павлович     | Уральский государственный технический университет<br>«УПИ», Екатеринбург,<br>доктор технических наук, член-корреспондент АИН РФ,<br>ведущий научный сотрудник |
| <b>КУКСА</b><br>Игорь Юрьевич           | ГКБ «Южное», Днепропетровск,<br>инженер-конструктор                                                                                                           |
| <b>КУЛАЛАЕВ</b><br>Виктор Валентинович  | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,<br>кандидат технических наук, доцент                                                   |
| <b>КУЛИК</b><br>Анатолий Степанович     | Национальный аэрокосмический университет<br>им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», доктор технических наук,<br>профессор, декан факультета, заведующий кафедрой           |
| <b>КУЛИКОВ</b><br>Геннадий Григорьевич  | Уфимский государственный авиационный технический<br>университет, доктор технических наук, профессор,<br>заведующий кафедрой                                   |
| <b>КУРЕЙЧИК</b><br>Владимир Григорьевич | ГКБ «Южное», Днепропетровск,<br>кандидат технических наук, начальник сектора                                                                                  |
| <b>ЛАРЬКОВ</b><br>Сергей Николаевич     | НТ СКБ «Полисвит», Харьков,<br>начальник отдела                                                                                                               |
| <b>ЛЕПЕШКИН</b><br>Александр Роальдович | Центральный институт авиационного моторостроения<br>им. П.И. Баранова, Россия, кандидат технических наук,<br>старший научный сотрудник, начальник сектора     |
| <b>ЛЕСНИКОВ</b><br>Владимир Петрович    | ООО «Турбомет», Екатеринбург, доктор технических наук,<br>член-корреспондент АИН РФ, директор                                                                 |
| <b>ЛИТОШЕНКО</b><br>Вадим Николаевич    | Севастопольский НТУ,<br>кандидат технических наук, доцент                                                                                                     |

---

---

|                                             |                                                                                                                                               |
|---------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ЛОЯН</b><br>Андрей Витальевич            | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, старший научный сотрудник                      |
| <b>ЛУКАШ</b><br>Владимир Петрович           | Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия, начальник сектора                                                 |
| <b>ЛЯНЦЕВ</b><br>Олег Дмитриевич            | Уфимский государственный авиационный технический университет, кандидат технических наук, доцент                                               |
| <b>МАКСИМЕНКО</b><br>Владимир Александрович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, старший преподаватель                                                     |
| <b>МАТВЕЕНКО</b><br>Валерий Тимофеевич      | Севастопольский НТУ, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры                                                                       |
| <b>МАТУСЕВИЧ</b><br>Владимир Анатольевич    | ГП «Харьковское агрегатно-конструкторское бюро», главный конструктор-директор                                                                 |
| <b>МИНАЕВ</b><br>Игорь Иванович             | Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», кандидат технических наук, инженер-конструктор расчётного отдела                       |
| <b>МИНГАЗОВ</b><br>Билал Галавтдинович      | Казанский государственный университет технический университет им. А.Н.Туполева “КАИ”, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой |
| <b>МИНЯЧИХИН</b><br>Артём Владимирович      | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, аспирант                                                                  |
| <b>МИРГОРОД</b><br>Владимир Федорович       | ОАО «Элемент», кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник                                                                   |
| <b>МИСЮРА</b><br>Владимир Иванович          | Днепропетровский национальный университет, кандидат технических наук, доцент                                                                  |
| <b>МОСИЕНКО</b><br>Игорь Владимирович       | ГКБ «Южное», Днепропетровск                                                                                                                   |
| <b>МУБОЯДЖАН</b><br>Сергей Артемович        | Всероссийский институт авиационных материалов, доктор технических наук, профессор, начальник лаборатории                                      |
| <b>МУРАШКО</b><br>Вячеслав Михайлович       | Опытное конструкторское бюро «Факел», Калининград, кандидат технических наук, генеральный директор, генеральный конструктор                   |
| <b>НЕСТЕРЕНКО</b><br>Сергей Юрьевич         | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент                                         |

---

---

|                                             |                                                                                                                                                               |
|---------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ОЛЕЙНИК</b><br>Алексей Васильевич        | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”, кандидат технических наук, докторант                         |
| <b>ОПАЛЕВ</b><br>Василий Анатолевич         | Казенное предприятие “Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению”, начальник сектора                                                               |
| <b>ОРАНСКИЙ</b><br>Анатолий Иванович        | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник                             |
| <b>ОСИПОВ</b><br>Евгений Викторович         | ОАО “Заря”–“Машпроект” ГПНПК газотурбостроения, Николаев, инженер-конструктор                                                                                 |
| <b>ОСТРОВСКИЙ</b><br>Евгений Константинович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент                                                         |
| <b>ОСТРОУМОВ</b><br>Борис Владимирович      | НТ СКБ «Полисвит» ГПНО «Коммунар», кандидат технических наук, начальник отдела                                                                                |
| <b>ПАВЛЕНКО</b><br>Дмитрий Викторович       | Запорожский национальный технический университет, кандидат технических наук, старший преподаватель                                                            |
| <b>ПАВЛЮК</b><br>Евгений Викторович         | Харьковское агрегатное КБ, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора                                                                       |
| <b>ПЕРЕРВА</b><br>Павел Яковлевич           | Казенное предприятие “Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению”, кандидат технических наук, начальник сектора                                    |
| <b>ПЕРШИН</b><br>Алексей Викторович         | Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия, научный сотрудник                                                                 |
| <b>ПЕТРОВА</b><br>Ольга Александровна       | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, инженер-конструктор                    |
| <b>ПЕТУХОВ</b><br>Илья Иванович             | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник, доцент                      |
| <b>ПИСЬМЕННЫЙ</b><br>Владимир Иванович      | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, ведущий конструктор, начальник бригады |
| <b>ПОГОРЕЛОВ</b><br>Григорий Иванович       | Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», кандидат технических наук, доцент, заместитель генерального директора                                  |

---

---

|                                          |                                                                                                                                                                   |
|------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ПОДЗНОЕВ</b><br>Геннадий Петрович     | Крымский государственный инженерно-педагогический университет, кандидат геолого-минералогических наук, доцент                                                     |
| <b>ПОПОВ</b><br>Гарри Алексеевич         | Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, директор |
| <b>ПОСТОЛ</b><br>Юлия Александровна      | Таврическая государственная агротехническая академия, ассистент                                                                                                   |
| <b>ПРИБОРА</b><br>Татьяна Ивановна       | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, инженер-конструктор                        |
| <b>РАДЧЕНКО</b><br>Николай Иванович      | Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы, доктор технических наук, профессор                                                        |
| <b>РАНЧЕНКО</b><br>Геннадий Степанович   | ОАО «Элемент», кандидат технических наук, главный конструктор                                                                                                     |
| <b>РАСПОПОВ</b><br>Евгений Викторович    | Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», кандидат технических наук, главный конструктор                                                             |
| <b>РЕКИН</b><br>Анатолий Донатович       | Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Россия, кандидат технических наук, начальник сектора                                          |
| <b>РОМАНЕНКО</b><br>Валентина Николаевна | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, ведущий инженер                                                                                                   |
| <b>РУСАНОВ</b><br>Андрей Викторович      | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, ООО «FlowER», Харьков, кандидат технических наук, старший научный сотрудник                                                |
| <b>СИМОНОВ</b><br>Владимир Федорович     | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», кандидат технических наук, доцент                                                             |
| <b>СИРОТА</b><br>Александр Архипович     | Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы, кандидат технических наук, доцент                                                         |
| <b>СОРОГИН</b><br>Федор Геннадиевич      | ОАО «Мотор Сич», начальник отдела, ведущий конструктор                                                                                                            |
| <b>СПИЦЫН</b><br>Владимир Евгеньевич     | ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, заместитель директора по конструкторским разработкам, начальник конструкторского отделения                                  |

---

---

|                                           |                                                                                                                                                           |
|-------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>СТОРОЖЕНКО</b><br>Марина Александровна | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, аспирантка                                                                                                |
| <b>СТРИБУЛЬ</b><br>Алексей Сергеевич      | ОАО «Автрамат», Харьков, инженер- конструктор                                                                                                             |
| <b>СУХОВЕЙ</b><br>Сергей Иванович         | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», кандидат технических наук, доцент                                                     |
| <b>ТАРАН</b><br>Александр Иванович        | ОАО «Мотор Сич», кандидат технических наук, заместитель главного конструктора                                                                             |
| <b>ТАРАН</b><br>Анатолий Алексеевич       | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой                      |
| <b>ТИШКОВЕЦ</b><br>Елена Вячеславовна     | ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, кандидат технических наук, ведущий инженер                                                                |
| <b>ТКАЧ</b><br>Михаил Романович           | Национальный университет кораблестроения, Николаев, кандидат технических наук, доцент                                                                     |
| <b>ТРУБНИКОВ</b><br>Павел Михайлович      | Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, младший научный сотрудник                                    |
| <b>ТУРКИН</b><br>Игорь Борисович          | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», доктор технических наук, старший научный сотрудник, доцент, ведущий научный сотрудник |
| <b>УСАТЕНКО</b><br>Андрей Анатольевич     | ОАО «Заря»–«Машпроект» ГПНПК газотурбостроения, Николаев, руководитель группы                                                                             |
| <b>УСИК</b><br>Виктор Васильевич          | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», старший научный сотрудник                                                             |
| <b>ФАТИКОВ</b><br>Виктор Сергеевич        | Уфимский государственный авиационный технический университет, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник                                |
| <b>ФЕДАРЕНКО</b><br>Николай Николаевич    | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, инженер-конструктор                |
| <b>ФОКИН</b><br>Юрий Алексеевич           | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, ведущий инженер-исследователь      |
| <b>ХАБЛУС</b><br>Ахмед                    | Казанский государственный университет технический университет им. А.Н.Туполева «КАИ», аспирант                                                            |

---

---

|                                           |                                                                                                                                                                    |
|-------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ХИЛЬКО</b><br>Виталий Иванович.        | ОАО НПП «Аэросила», Россия, кандидат технических наук, начальник бригады моделирования                                                                             |
| <b>ХИТЬКО</b><br>Андрей Владимирович      | Днепропетровский Национальный университет, кандидат технических наук, старший научный сотрудник                                                                    |
| <b>ХОРИКОВ</b><br>Анатолий Алексеевич     | ФГУП Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, доктор технических наук, профессор, начальник отдела                                    |
| <b>ХОРОЛЬСКИЙ</b><br>Петр Георгиевич      | Днепропетровский национальный университет, кандидат технических наук, докторант                                                                                    |
| <b>ХОХЛОВ</b><br>Геннадий Григорьевич     | ГКБ «Южное», Днепропетровск, инженер-конструктор, начальник группы                                                                                                 |
| <b>ХУДОРОЖКОВ</b><br>Сергей Владимирович  | ООО «Турбомет», Екатеринбург, инженер                                                                                                                              |
| <b>ХУСТОЧКА</b><br>Александр Николаевич   | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, ведущий конструктор                       |
| <b>ЦИММЕРМАН</b><br>Сергей Дмитриевич     | ОАО «Калужский турбинный завод», кандидат технических наук, главный инженер                                                                                        |
| <b>ШАТОХИН</b><br>Анатолий Георгиевич     | НИЦ Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, старший научный сотрудник                                                        |
| <b>ШАТОХИН</b><br>Виктор Фёдорович        | ОАО «Калужский турбинный завод», кандидат технических наук, начальник бюро                                                                                         |
| <b>ШЕЛКОВСКИЙ</b><br>Михаил Юрьевич       | ОАО «Заря»–«Машпроект» ГПНПК газотурбостроения, Николаев, инженер-конструктор                                                                                      |
| <b>ШЕРЕМЕТЬЕВ</b><br>Александр Викторович | Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, кандидат технических наук, начальник отдела |
| <b>ШИМАНОВСКАЯ</b><br>Наталья Анатольевна | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», аспирантка                                                                                     |
| <b>ШМАРОВ</b><br>Валерий Николаевич       | Укрспецэкспорт, Киев, генеральный директор                                                                                                                         |
| <b>ШНЯКИН</b><br>Владимир Николаевич      | ГКБ «Южное», Днепропетровск, кандидат технических наук, главный конструктор КБ                                                                                     |
| <b>ЯЦКО</b><br>Ласло Ласлович             | ОАО НТК «Электроприбор», Киев, ведущий конструктор                                                                                                                 |

---

|                   |          |                 |          |                  |          |
|-------------------|----------|-----------------|----------|------------------|----------|
| Albarede L.       | 186      | Исаков Б.В.     | 46       | Петрова О.А.     | 155      |
| Bouchoule A.      | 192      | Ищук В.П.       | 114      | Петухов И.И.     | 13       |
| Dudeck M.         | 186, 192 | Калинин Б.П.    | 141      | Письменный В.И.  | 243      |
| Jolivet L.        | 192      | Керимов З.Х.    | 63       | Погорелов Г.И.   | 21       |
| Lasgorceix P.     | 186, 192 | Китайчук И.Е.   | 122      | Подзноев Г.П.    | 32       |
| Lazurenko A.      | 192      | Коваленко С.С.  | 235      | Попов Г.А.       | 173      |
| Legentil C.       | 192      | Коломоец А.Е.   | 83       | Постол Ю.А.      | 127      |
| Mazouffre S.      | 186      | Комков А.В.     | 122      | Прибора Т.И.     | 243      |
| Prioul M.         | 192      | Конев К.А.      | 21       | Радченко Н.И.    | 26       |
| Vial V.           | 192      | Конох В.И.      | 249      | Радченко А.Н.    | 26       |
| Абдулгазис У.А.   | 32       | Корякин А.И.    | 178      | Ранченко Г.С.    | 117      |
| Алехин С.А.       | 59       | Коряковец А.С.  | 100      | Распопов Е.В.    | 21       |
| Алиева М.Т.       | 178      | Котенко В.И.    | 243      | Рекин А.Д.       | 158      |
| Амброжевич М.В.   | 70       | Кошелев Н.Н.    | 178, 247 | Романенко В.Н.   | 80       |
| Антропов Н.Н.     | 173      | Кошкин М.И.     | 212, 230 | Русанов А.В.     | 46       |
| Аринкин С.М.      | 145      | Кузнецов В.П.   | 100      | Симонов В.Ф.     | 122      |
| Арьков В.Ю.       | 114      | Кукса И. Ю.     | 249      | Сирота А.А.      | 26       |
| Балашов В. Н.     | 212      | Кулалаев В.В.   | 42       | Сорогин Ф.Г.     | 13       |
| Башта А.В.        | 167      | Кулик А.С.      | 122      | Спицын В.Е.      | 46       |
| Бевзюк А. А.      | 117      | Куликов Г.Г.    | 21, 114  | Стороженко М.А.  | 80       |
| Безручко К.В.     | 220      | Курейчик В.Г.   | 249      | Стрибуль А.С.    | 83       |
| Белан Н.В.        | 178, 202 | Ларьков С.Н.    | 70       | Суховой С.И.     | 110      |
| Белоконь В.И.     | 178      | Лепешкин А.Р.   | 158      | Таран А.И.       | 13       |
| Борисов Д.И.      | 163      | Лесников В.П.   | 100      | Таран А.А.       | 202      |
| Бычков Н.Г.       | 158      | Литошенко В.Н.  | 9        | Тишковец Е.В.    | 80       |
| Волков Д.И.       | 131      | Лоян А.В.       | 178, 247 | Ткач М.Р.        | 16       |
| Воробьев Ю.С.     | 74, 80   | Лукаш В.П.      | 158      | Трубников П.М.   | 173, 207 |
| Герасименко В.П.  | 54       | Любинская Н.В.  | 173      | Туркин И.Б.      | 220      |
| Головкин Ю.И.     | 158      | Лянцев О.Д.     | 114      | Тютин В.К.       | 173      |
| Головченко И.Ю.   | 245      | Максименко В.А. | 239      | Усатенко А.А.    | 46       |
| Гольцов А.С.      | 136      | Матвеев В.Т.    | 9        | Усик В.В.        | 83       |
| Гончар Н.В.       | 77       | Матусевич В.А.  | 141      | Фатиков В.С.     | 114      |
| Горбачев Н.М.     | 145      | Минаев И.И.     | 21       | Федаренко Н.Н.   | 243      |
| Горовой А.В.      | 220      | Мингазов Б.Г.   | 51       | Фокин Ю.А.       | 155      |
| Гусев Ю.А.        | 170      | Минячихин А.В.  | 13       | Хаблус А.        | 51       |
| Давидов А.О.      | 220      | Миргород В.Ф.   | 117      | Хилько .И.       | 114      |
| Джеппа В.Л.       | 230      | Мис юра В.И.    | 226      | Хитько А.В.      | 216      |
| Долганов К.Е.     | 127      | Мосиенко И.В.   | 220      | Хориков А.А.     | 245      |
| Доценко В.Н.      | 83       | Мубояджян С.А.  | 158      | Хорольский П.Г.  | 197      |
| Дронь Н.М.        | 197      | Мурашко В.М.    | 178      | Хохлов Г.Г.      | 249      |
| Дубровинский А.А. | 230      | Нестеренко А.Н. | 178      | Худорожков С.В.  | 100      |
| Дураченко В.М.    | 212      | Нестеренко С.Ю. | 178      | Хусточка А.Н.    | 151      |
| Дьяконенко К.Ю.   | 74, 207  | Олейник А.В.    | 95       | Циммерман С.Д.   | 88       |
| Дьяконов Г.А.     | 173      | Олотин С.В.     | 178      | Шатохин А.Г.     | 245      |
| Епифанов С.В.     | 104, 110 | Опалев В.А.     | 59       | Шатохин В.Ф.     | 88       |
| Ершов С.В.        | 46       | Оранский А.И.   | 178, 202 | Шелковский М.Ю.  | 54       |
| Ефименко А.В.     | 83       | Орлов М.М.      | 173      | Шереметьев А.В.  | 170      |
| Жеманюк П.Д.      | 13       | Осипов Е.В.     | 54       | Шимановская Н.А. | 95       |
| Закиев И.М.       | 163      | Островский Е.К. | 202      | Шмаров В.Н.      | 37       |
| Закиев В.И.       | 163      | Остроумов Б.В.  | 122      | Шнякин В.Н.      | 249      |
| Залунин Н.М.      | 170      | Павленко Д.В.   | 77       | Яковлев В.Н.     | 173, 207 |
| Зеленский Р.Л.    | 13       | Павлюк Е.В.     | 110      | Яцко Л.Л.        | 104      |
| Зеленый Ю.А.      | 155      | Перерва П.Я.    | 59       |                  |          |
| Игнатович С.Р.    | 163      | Першин А.В.     | 158      |                  |          |