

УДК 629.735.33

Л.В. КАПИТАНОВА, В.В. УТЕНКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

МЕТОДИКА УЧЕТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КРУТКИ ПРИ МОДИФИКАЦИИ СОСТАВНЫХ КРЫЛЬЕВ САМОЛЕТА

Решена задача определения оптимизирующей крутки при модификации составных по виду в плане крыльев самолетов. Установлена взаимосвязь углов крутки местных хорд крыла с его основными геометрическими параметрами, применяемыми в процессе разработки модификаций самолета.

модификация самолета, форма крыла в плане, геометрическая крутка крыла

Введение

В процессе разработки глубоких модификаций самолета [1], т.е. при изменении геометрических параметров крыла, неизбежно возникает проблема сохранения и улучшения аэродинамических характеристик, свойственных крылу базового самолета.

Определение формы и геометрических параметров по заданным аэродинамическим параметрам такого важного агрегата самолета, как крыло, от которого зависит создание подъемной силы самолета в целом, очень актуально, так как именно благодаря выбранной форме и геометрическим параметрам крыла определяется аэродинамическая эффективность самолета в целом.

Одним из направлений в решении такой задачи является использование оптимизирующей крутки крыла, позволяющей сохранить аэродинамические характеристики у модифицированного крыла на уровне, присущем крылу базового самолета.

В работе [2] выполнены такие исследования для крыльев простых форм по виду в плане: прямоугольного и трапециевидного крыльев.

Однако в практике разработки модификаций распространены и составные крылья, полуразмах которых образует две, три и даже четыре трапеции (рис. 1).

Если в процессе модификации самолета используются такие крылья по виду в плане, то для получения оптимальных аэродинамических характеристик также можно использовать их геометрическую крутку по размаху, как и в простом трапециевидном крыле.

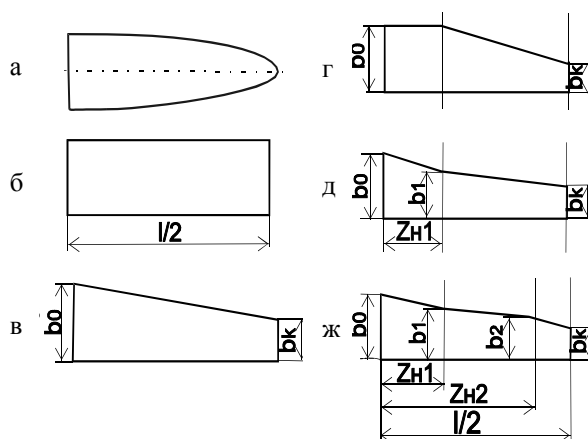


Рис. 1. Схема простых (а, б, в) и составных (г, д, ж) крыльев по виду в плане

Определению оптимального сочетания основных геометрических параметров составного крыла и углов его геометрической крутки по размаху и посвящена данная работа.

Решение задачи

Для простого трапециевидного крыла в работе [1] получено выражение

$$\overline{b_{zmp}} = 1 - \frac{\eta_{mp} - 1}{\eta_{mp}} z, \quad (1)$$

которое определяет форму крыла в плане, обеспечивающую эллиптический закон распределения циркуляции, где $\bar{z}$ – относительная координата сечения по размаху крыла; η_{mp} – сужение трапецевидного крыла.

При этом величина относительных углов крутки местных хорд $\bar{\varepsilon}_{mp}$ обусловлена соотношением

$$\bar{\varepsilon}_{mp} = K_{\varepsilon mp} \frac{(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{\bar{b}_z}, \quad (2)$$

где $K_{\varepsilon mp}$ – относительный угол установки трапецевидного крыла, величина которого находится по выражению

$$K_{\varepsilon mp} = \frac{2}{\pi} \frac{\eta_{mp} + 1}{\eta_{mp}}. \quad (3)$$

При модификации составных крыльев с одной координатой излома z_H (рис. 1, г, д) выражение (3) распадается на два аналогичных:

$$K_{\varepsilon 1} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{(\eta_2 + 1) + (\eta_c - 1) \bar{z}_H}{\eta_1}; \quad (4)$$

$$K_{\varepsilon 2} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{(\eta_2 + 1) + (\eta_c - 1) \bar{z}_H}{\eta_2} = K_1 \cdot \eta_1. \quad (5)$$

На основе зависимостей (4) и (5) могут быть получены выражения для определения коэффициентов $K_{\varepsilon 1}$ и $K_{\varepsilon 2}$ для всех форм составных крыльев с одной координатой излома z_H :

– составное крыло с прямоугольным центропланом и треугольными консолями:

$$\eta_1 = 1, \eta_2 = \eta_c = \infty; \\ K_{\varepsilon 1} = K_{\varepsilon 2} = \frac{2(1 + \bar{z}_H)}{\pi}; \quad (6)$$

– составное крыло с прямоугольным центропланом и трапецевидными консолями (рис. 1, г):

$$\eta_1 = 1, \eta_2 = \eta_c, K_{\varepsilon 1} = K_{\varepsilon 2} = \\ = \frac{2}{\pi \eta_c} [(1 + \bar{z}_H) \eta_c + (1 - \bar{z}_H)]; \quad (7)$$

– составное крыло с трапецевидным центропланом и прямоугольными консолями (рис. 1, ж):

$$\eta_1 = \eta_c, \eta_2 = 1;$$

$$K_1 = \frac{2}{\pi \eta_c} (\eta_c \bar{z}_{H1} + 2 - \bar{z}_{H1}); \quad (8)$$

$$K_2 = \frac{2}{\pi} (\eta_c \bar{z}_{H1} + 2 - \bar{z}_{H1}). \quad (9)$$

Для составных крыльев с одной или двумя координатами изломов, суммарное сужение которых определяется произведением сужений составляющих его трапеций $\eta_c = \eta_1 \cdot \eta_2 \dots \eta_i$, выражения, определяющие форму крыла в плане с эллиптическим законом распределения циркуляции, по аналогии с (1, 2) примут вид:

– для хорд крыла составных форм в плане

$$b_{zi} = b_0 \frac{[\eta_i \bar{z}_{Hi} - z_{H(i-1)} - (\eta_i - 1) \bar{z}_i]}{\eta_1 \eta_2 \dots \eta_i (\bar{z}_{Hi} - \bar{z}_{H(i-1)})} \quad (10)$$

и для относительной крутки «i-го» участка крыла

$$\bar{\varepsilon}_i = K_i \frac{b_0}{\eta_1 \eta_2 \dots \eta_{i-1} b_{z_i}} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}. \quad (11)$$

Применительно к крыльям с одной координатой z_i , когда сужение составного крыла определяется произведением сужений двух трапеций $\eta_c = \eta_1 \cdot \eta_2$, модификационные варианты оптимального сочетания геометрических параметров для некоторых форм крыла представлены в табл. 1, которые получены на основании выражений (10) и (11).

Критерием уровня оптимизации входящих в выражения (табл. 1) геометрических параметров могут выступать несколько факторов: масса, ресурс, топливная эффективность и т.п.

Если за критерий принять топливную эффективность самолета, то его аналогом, с точки зрения выбора геометрических параметров, у модифицируемого крыла неизбежно будет выступать так называемый коэффициент роста индуктивного сопротивления – B .

Таблица 1

Модели определения геометрических параметров составного крыла
с учетом геометрической крутки его трапеций

Сужения в крыле η_c η_1 η_2	Геометрия крыльев с одной координатой излома z_H			
	$\bar{b}_1 \bar{z}_i$ при $\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$\bar{b}_2 \bar{z}_i$ при $1 \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$	$\bar{\varepsilon}_1$ при $\bar{z}_H \geq \bar{z}_i \geq 0$	$\bar{\varepsilon}_2$ при $1 \geq \bar{z}_i \geq \bar{z}_H$
$\eta_1=1,$ $\eta_2=\eta_c=\infty$	1,0	$\frac{1-\bar{z}_i}{1-\bar{z}_H} *$	$\frac{2 \cdot (1+\bar{z}_H)}{\pi} \cdot (1-\bar{z}_i^2)^{0,5}$	$\frac{2 \cdot (1-\bar{z}_H^2)}{\pi} \cdot \left(\frac{1+\bar{z}_i}{1-\bar{z}_i} \right)^{0,5}$
$\eta_1=1,$ $\eta_2=\eta_c$	1,0	$\eta_2 - \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \cdot \bar{z}_i / ((1-\bar{z}_H) \cdot \eta_2)$	$(2[(1-\bar{z}_H) + (1+\bar{z}_H) \times \eta_2] \cdot (1-\bar{z}_i^2)^{0,5}) / \pi \eta_2$	$(2[(1-\bar{z}_H) + (1+\bar{z}_H) \cdot \eta_2] \times (1-\bar{z}_H) \cdot (1-\bar{z}_i^2)^{0,5}) / (\pi \times [\eta_2 - \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i])$
$\eta_1=\eta_c > 1$ $\eta_2=1$	$\frac{\eta_1 \cdot \bar{z}_H - (\eta_1 - 1) \cdot \bar{z}_i}{\eta_1 \cdot \bar{z}_H}$	1,0	$\frac{2\bar{z}_H \cdot (\eta_1 \cdot \bar{z}_H + 2 - \bar{z}_H) \cdot (1-\bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi \cdot [\eta_1 \cdot \bar{z}_H - (\eta_2 - 1) \bar{z}_i]}$	$\frac{2 \cdot (\eta_1 \cdot \bar{z}_H + 2 - \bar{z}_H)}{\pi} \cdot (1-\bar{z}_i^2)^{0,5}$

Особенность определения коэффициента B [3 – 7] для составного крыла заключается в том, что при обеспечении эллиптического закона распределения циркуляции вдоль размаха составного крыла необходимо рассматривать две и более частей полукрыла, имеющих общие границы начала изломов z_H и разные законы изменения угла геометрической крутки местных хорд.

Значения B_c составного крыла найдем, исходя из условия, что индуктивное сопротивление составного крыла с геометрической круткой сечений вдоль полуразмаха X_{ic} в B_c раз больше, чем у крыла эллиптической формы в плане $X_{i\phi}$ при соблюдении условий: $S_c = S_\phi$; $\lambda_{\phi,c} = \lambda_{\phi,\phi}$:

$$B = \frac{X_{in}}{X_{i\phi}}. \quad (12)$$

Если учесть, что входящие в выражение (12) величины индуктивных сопротивлений соответственно равны

$$X_{i\phi} = \frac{C_{y\phi}^2}{\pi \lambda_{\phi,\phi}} \cdot g \cdot S_\phi, \quad (13)$$

$$X_{in} = \frac{2}{\pi^2} g \int_0^{0,5l} C_{yn}^2 - b_z dz, \quad (14)$$

$$X_{ic} = B_c \cdot X_{i\phi} = B_c \cdot g \cdot \frac{(C_y^{\alpha_\phi} \cdot \alpha_\phi)^2}{\pi \cdot \lambda_{\phi,c}} \cdot S_c, \quad (15)$$

то индуктивное сопротивление такого крыла по участкам, имеющим геометрическую крутку сечений

$$\varepsilon_{c1} = f_1(z)$$

при $0 \leq z \leq z_H$ и

$$\varepsilon_{c2} = f_2(z)$$

при $z_H \leq z \leq 0,5l$, определим как сумму индуктивных сопротивлений каждого участка

$$X_{ic} = x_{ic1} + x_{ic2}. \quad (16)$$

Составляющие выражения (16) найдем с помощью двух фиктивных простых форм крыла в плане, которые включают в себя участки составного крыла и имеют равные удлинения, т.е. $\lambda_{\phi_1} = \lambda_{\phi_2} = \lambda_{\phi,c}$:

$$X_{ic1} = 2 \cdot g \cdot \frac{(C_y^{\alpha_\phi} \cdot \alpha_\phi)^2}{\pi \cdot \lambda_{\phi,c}} \cdot B_{\phi 1} \cdot S_{\phi 1}. \quad (17)$$

Учитывая, что $S_{\phi 1} + S_{\phi 2} = S_c$ и коэффициент $B_{\phi 1} = B_1$, получим, что индуктивное сопротивление на участке от 0 до z_n равно

$$X_{ic1} = 2 \cdot g \cdot \frac{(C_y^\alpha \cdot \alpha_\alpha)^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.с}} \cdot B_1 \cdot S_1. \quad (18)$$

Аналогично на участке от z_n до $0,5l$:

$$X_{ic2} = 2 \cdot g \cdot \frac{(C_y^\alpha \cdot \alpha_\alpha)^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.с}} \cdot B_2 \cdot S_2. \quad (19)$$

Полное индуктивное сопротивление составного крыла составит

$$X_{ic} = 2 \cdot g \cdot \frac{(C_y^\alpha \cdot \alpha_\alpha)^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.с}} \cdot S_c \cdot (B_1 \bar{S}_1 + B_2 \bar{S}_2). \quad (20)$$

По принятым условиям

$$2 \cdot g \cdot \frac{(C_y^\alpha \cdot \alpha_\alpha)^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.с}} \cdot S_c = const,$$

следовательно, $x_{ic \min}$ определяется минимальным значением величины

$$B_c = (B_1 \bar{S}_1 + B_2 \bar{S}_2). \quad (21)$$

Поскольку составное крыло с одной координатой излома состоит из двух простых трапеций, то для каждой из них величины B_1 и B_2 найдутся по соответствующим выражениям как для элементарных трапеций [3]:

$$B_{mp1} = \frac{4}{\pi^2} \frac{(\eta_1 + 1)[(3\eta_1 - 1)(\eta_1 - 1) - 2(2\eta_1 - 1)\eta_1]}{(\eta_1 - 1)^3}, \quad (22)$$

$$B_{mp2} = \frac{4}{\pi^2} \frac{(\eta_2 + 1)[(3\eta_2 - 1)(\eta_2 - 1) - 2(2\eta_2 - 1)\eta_2]}{(\eta_2 - 1)^3}, \quad (23)$$

а величина относительных площадей $\bar{S}_1$ и $\bar{S}_2$ определяются соотношениями

$$\bar{S}_1 = \frac{\bar{z}_n (\eta_c + \eta_2)}{z_n \eta_c + \eta_2 + 1 - z_n}, \quad (24)$$

$$\bar{S}_2 = \frac{(1 - \bar{z}_n)(\eta_2 + 1)}{z_n \eta_c + \eta_2 + 1 - z_n}. \quad (25)$$

На основе выражений (21) – (25) на рис. 2 построена зависимость величины коэффициента роста индуктивного сопротивления B_c составного крыла при возможном модификационном изменении его относительных параметров $\bar{z}_n$ и η_c .

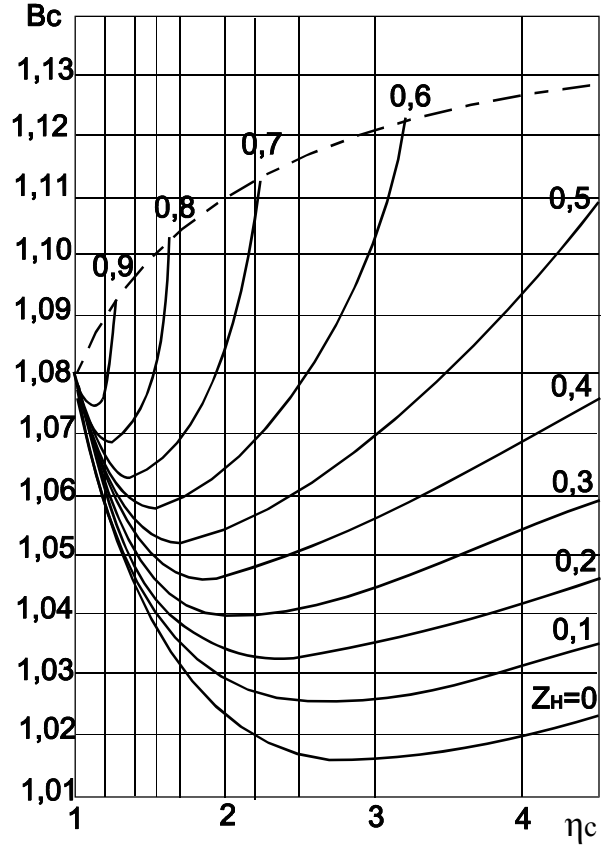


Рис. 2. Влияние величин координаты излома $\bar{z}_n$ и суммарного сужения составного крыла на величину η_c коэффициента роста B_c индуктивного сопротивления составного крыла при его модификации

Как следует из данных, представленных на рис. 2, минимальное значение коэффициента роста индуктивного сопротивления присуще простому трапецевидному крылу ($\bar{z}_n = 0$) при сужении $\eta_c = 2,899$, что хорошо согласуется с данными, приведенными в работе [3].

Это дает основание считать, что и в составных крыльях (т.е. при $\bar{z}_n > 0$) величина B_c и характер ее изменения оценены верно.

Как видим, с увеличением координаты излома $\bar{z}_H$, т.е. перехода центроплана в трапецию консоли абсолютная величина возрастает, а ее минимум сдвигается в область $\eta_c < 2,899$ и становится ярко выраженным.

Заключение

В статье предложена расчетная модель взаимосвязи геометрической крутки с основными геометрическими параметрами составного крыла с такими, как координата излома $\bar{z}_H$ и суммарное сужение η_c . На основе этой модели получены выражения и их графическая интерпретация по влиянию $\bar{z}_H$ и η_c на величину коэффициента роста индуктивного сопротивления составного крыла B_c , минимальное значение которого принято за критерий оптимальности сочетания геометрической крутки и основных геометрических параметров крыла.

Полученные результаты и составляют основу методики выбора относительной величины координаты излома $\bar{z}_H$, сужения составного крыла η_c и закономерностей геометрической крутки хорд крыла при проектировании модификаций самолета.

Литература

1. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. Е.П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

2. Рябков В.И., Капитанова Л.В., Утенкова В.В. Определение оптимизирующей крутки в задачах модификации геометрии крыла самолета // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", 2006. – Вып. 4(47). – С. 7-13.

3. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета. М.: АН СССР, 1956. – 479 с.

4. Инженерные методы проектирования крыльев летательного аппарата / Под. ред. И.С. Голубева. – М.: МАИ, 1988. – 80 с.

5. Николаев М.И. Влияние формы крыла в плане на оптимальную деформацию срединной поверхности // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. – М.: МАИ, 1991. – С. 47-52.

6. Катырев И.Я., Неймарк М.С., Шейнин В.М. и др. Проектирование гражданских самолетов: теории и методы. – М.: Машиностроение, 1991. – 972 с.

7. Борисов А.И. Метод оценки взлетных характеристик самолета с помощью статистических характеристик // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1993. – Вып. 23. – С. 16-24.

Поступила в редакцию 19.01.2007

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

УДК 621.833

Ю.В. КОВЕЗА, С.И. ПШЕНИЧНЫХ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ В ВОЛНОВОЙ ЗУБЧАТОЙ ПЕРЕДАЧЕ С ДВУМЯ ГИБКИМИ КОЛЕСАМИ

Предложен усовершенствованный метод, который основан на использовании энергии деформации системы, для определения сил, действующих в зацеплении и на тела качения гибких подшипников, применительно к волновой зубчатой передаче с двумя гибкими колесами.

привод, волновая зубчатая передача, два гибких колеса, кулачковый генератор качения, зацепление, форма, силы

Введение

Благодаря большому передаточному отношению, малым габаритным размерам и массе, возможности передачи движения через сплошную стенку волновые зубчатые передачи (ВЗП) эффективно применяются в вакуумной технике и авиационно-космических приводах различных следящих систем (приводы антенн, радаров, систем наведения).

Улучшения массогабаритных характеристик и повышения нагрузочной способности ВЗП можно достичь включением в одновременную работу двух параллельных гибких колес, связанных с тихоходным валом, за счет передачи мощности по двум потокам.

Формулирование проблемы. Определение сил, действующих на звенья ВЗП, является важной задачей, без решения которой невозможно рассчитать форму гибкого колеса (ГК), работоспособность подшипников генератора волн и качественные характеристики передачи. ВЗП многократно статически неопределимые системы. Сложность определения сил в отличие от аналогичных задач строительной механики заключается в том, что здесь неизвестны не только величины сил, но и место их приложения по местам контакта упругих звеньев, изменяющих форму под нагрузкой.

В работе [1] используется энергетический метод строительной механики, что позволяет упростить алгоритм расчета и уточнить определение силовых факторов, однако рассмотрена передача с одним ГК. Также вводимый условный коэффициент суммарной податливости для определения сил в зацеплении не учитывает крутильную жесткость передачи.

Цель данной работы. Целью данной работы является определение сил, действующих в волновой передаче с двумя гибкими колесами.

Решение проблемы

Для определения сил, действующих в передаче, применим метод, основанный на использовании энергии деформации системы внешними силами. Использование данного метода позволяет учесть пространственность зацепления, ошибки изготовления звеньев, силы трения и инерции. Приведенные ниже формулы справедливы для внешних и внутренних гибких и соответствующих им жестких зубчатых колес, поэтому все решения представлены без указания индексов внешнего или внутреннего зацепления колес.

В физической модели ВЗП (рис. 1) на ГК z_1 действуют силы: от кулачкового генератора P_R и трения P_T ; от зацепления (нормальные F_R и касательные F_T

к профилю зуба, замененные результирующей F); инерции массы ГК g_R и тел качения g_T . После приведения сил к срединной поверхности зубчатого венца разложим силу F на F_R , F_T , добавим моменты T_P , T_F и получим вращающий момент на ГК [1]:

$$T_1 = \sum_{i=1}^z [(F_{Ti} + g_{Ti}) \rho_m \cos(\mu_m) + (F_{Ri} + g_{Ri}) \rho_m \sin(\mu_m) + T_{Fi}] - \sum_{j=1}^n [P_{Tj} \rho_k \cos(\mu_k) + P_{Rj} \rho_k \sin(\mu_k) - T_{Pj}] \quad (1)$$

где F , g , P , T – модули векторов сил и моментов в сечениях B , m ; $\rho_m = \overline{Om}$, $\rho_k = \overline{OK}$ – радиусы срединной поверхности зубчатого венца; μ_m , μ_k – углы между нормалью к срединной поверхности и радиусом.

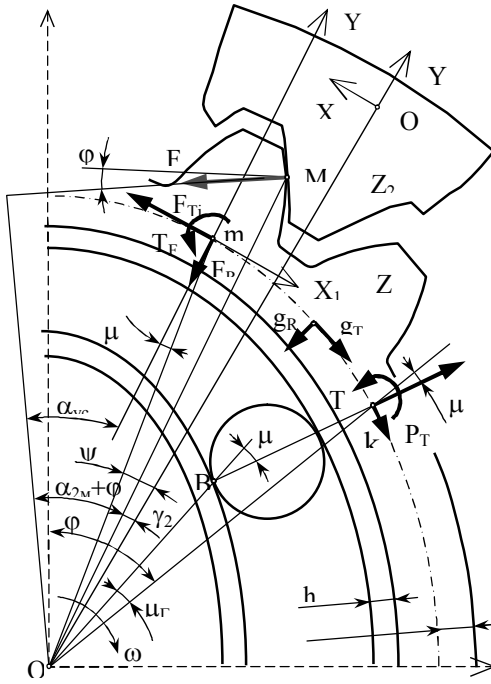


Рис. 1. Силы, действующие на гибкое ко-

Величины, входящие в уравнение (1), определяются по зависимостям:

$$\rho = R + w(\varphi), \quad \mu = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial w}{\partial \varphi}, \quad F_T = F \cos(\alpha_{ycl}),$$

$$\alpha_{ycl} = \alpha_2 + \varphi' + \gamma_2 - \psi_1 + \mu_m, \quad P_T = f_1 P_R,$$

$$F_R = F \sin(\alpha_{ycl}), \quad T_P = f_1 P_R (h_k + 0,5h_1),$$

$$T_F = T_P (\overline{OM} \cos(\alpha_2 + \varphi') / \rho - \cos(\alpha_{ycl})),$$

где R – радиус срединной поверхности недеформированного обода ГК; $w(\varphi)$ – радиальные перемещения точек срединной поверхности обода; α_2 – угол профиля зуба в точке контакта; φ' – угол трения в зацеплении; γ_2 – угол, соответствующий половине толщины зуба колеса z_2 ; ψ_1 – угол между радиусами, проведенными из начала координат X_1Y_1 , X_2Y_2 связанными с зубом колес z_1 и z_2 ; $\overline{OM}$ – радиус точки контакта; f_1 – условный коэффициент трения в подшипнике генератора; h_k – толщина кольца подшипника; h_1 – толщина кольца колеса.

Силы инерции вычисляются по зависимости:

$$g_R = M \omega_h^2 \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2}, \quad g_F = M \omega_h^2 \frac{\partial^2 v}{\partial \varphi^2},$$

где ω_h – угловая скорость генератора; M – суммарная масса тел качения ГК и подкладного кольца, соответствующая окружному шагу зубьев.

Перемещение точек срединной поверхности обода ГК от внешних сил находим по зависимостям [2]:

$$w(\varphi) = \frac{R^3}{\pi EJ} \sum_{i=1}^z F_{Ti} \sum_{k=2,4,6,\dots}^{\infty} \frac{\sin k(\varphi - \varphi_i)}{k(k^2 - 1)^2 B} + \frac{R^3}{\pi EJ} \sum_{j=1}^z F_{Ri} \sum_{k=2,4,6,\dots}^{\infty} \frac{\cos k(\varphi - \varphi_j)}{(k^2 - 1)^2 B} + \frac{R^3}{\pi EJ} \sum_{j=1}^n P_{Rj} \sum_{k=2,4,6,\dots}^{\infty} \frac{\cos k(\varphi - \varphi_j)}{(k^2 - 1)^2 B} + \frac{R^3}{\pi EJ} \sum_{i=1}^n P_{Tj} \sum_{k=2,4,6,\dots}^{\infty} \frac{\sin k(\varphi - \varphi_i)}{k(k^2 - 1)^2 B}, \quad (2)$$

где $B = 1 + v \frac{1}{2\lambda_k} \frac{sh 2\lambda_k - \sin 2\lambda_k}{ch 2\lambda_k - \cos 2\lambda_k}$; v – отношение

цилиндрической жесткости стенки оболочки на всей ее длине к жесткости кольца на изгиб

$$v = \frac{Lh^3}{12(1 - \mu^2)J},$$

где L – длина, h – толщина колеса; J – момент инерции в плоскости кривизны;

$$\lambda_k = \frac{k\sqrt{k^2 - 1}}{2\sqrt[4]{3(1 - \mu^2)}} \sqrt{\frac{h}{R}} \frac{L}{R}.$$

Для физически линейной системы энергию деформации U от внешних сил определим по зависимости [3]:

$$U = 0,5 \cdot \sum_{j=1}^n P_j \delta_j = 0,5 \cdot \sum_{i=1}^z F_i \delta_i, \quad (3)$$

где F_i и P_j – силы, действующие на ГК со стороны генератора и жесткого колеса; δ – перемещения точек срединной поверхности обода ГК.

Подставив вместо δ значение перемещений W , получим квадратичную зависимость энергии деформации от внешних сил. В частности, зависимость энергии радиальной деформации U от сил P выразим соотношением:

$$U_w = 0,5 L_P (S_{11} P_1^2 + S_{12} P_1 P_2 + \dots + S_{1j} P_1 P_j + \dots + S_{i1} P_i P_1 + \dots + S_{i2} P_i P_2 + \dots + S_{ij} P_i P_j^2), \quad (4)$$

где $S_{ij} = \sum_{k=2,4,6,\dots}^{\infty} \frac{\cos k(\varphi_i - \varphi_j)}{(k^2 - 1)^2 B}$ – коэффициенты

влияния, в соответствии с формулой (10),

$L_P = R^3 / \pi E J$ – податливость.

Полная энергия деформаций равна сумме энергий от сил P и F .

Для определения радиальных перемещений от сил P в сечениях необходимо взять соответствующие частные производные $\partial U_w / \partial P_1, \dots, \partial U_w / \partial P_j$.

Получим систему уравнений;

$$\begin{aligned} w_1 &= L (S_{11} P_1 + S_{12} P_2 + \dots + S_{1j} P_j); \\ w_2 &= L (S_{21} P_1 + S_{22} P_2 + \dots + S_{2j} P_j); \\ &\dots \dots \dots \\ w_x &= L (S_{x1} P_1 + S_{x2} P_2 + \dots + S_{xj} P_j). \end{aligned} \quad (5)$$

В сечениях, где гибкое колесо соприкасается с генератором волн, перемещения определяются геометрией кулачка, т.е.

$$w_m = \rho_m - R, \quad (6)$$

где ρ_m – радиус средней поверхности при деформировании на (рис. 1), R – радиус средней недеформированной поверхности. Тогда

$$w_m = \overline{OB} \cdot \cos(\mu_c - \mu_m) + \overline{BK} \cdot \cos \mu_m - R,$$

$$\overline{OB} = 0,5 d_n + w_m(\varphi) + h_n,$$

$$\begin{aligned} \overline{BK} &= 0,5(D_n - d_n) + 0,05 h_1 - S_w - \lambda_z \rho_K = \\ &= R_1 - 0,5 d_n - S_w - \lambda_z \rho_K, \end{aligned}$$

где $w_m(\varphi) = 2\cos(\varphi)$ – функция, описывающая форму кулачка, S_w – суммарный зазор в размерной цепи ‘вал-генератор-гибкое колесо’, λ_z – податливость генератора, μ_c , μ_m – углы между нормалью к срединной поверхности и радиусом.

По теореме синусов для малых углов из треугольника ОВК выражаем μ_c через μ_m :

$$\mu_m = \frac{\mu_c}{BK/OB + 1},$$

$$\mu_c = \arctg \left(-\frac{1}{\rho_m} \frac{\partial w_m}{\partial \varphi} \right).$$

Из зависимости (2) следует, что перемещения $w_m = w_{Fi} + w_{Pj}$, где w_{Fi}, w_{Pj} – перемещения от сил зацепления и сил генератора. Полагая силы в зацеплении известными, с учетом выражения (6) уравнения (5) будут иметь вид:

$$\begin{aligned} (w_{m1} - w_{F1})/L &= (S_{11} P_1 + \dots + S_{1j} P_j); \\ (w_{m2} - w_{F2})/L &= (S_{21} P_1 + \dots + S_{2j} P_j); \\ &\dots \dots \dots \\ (w_{mx} - w_{Fx})/L &= (S_{x1} P_1 + \dots + S_{xj} P_j). \end{aligned} \quad (7)$$

Зная левые части уравнений и коэффициенты S_{xj} , решаем систему линейных уравнений методом Гауса и находим действующие на ГК силы $P_1, P_2, \dots, P_j$.

При сборке деформированных гибких колес с жесткими определяем зазоры в зацеплении. Если на дуге возможного зацепления натяг, то там возникнут силы в зацеплении F_R и F_T .

Если в некоторых сечениях, где отсутствует контакт между генератором и ГК, получим отрицательные силы, то они принимаются равными нулю, поскольку генератор не может притягивать ГК.

Для нахождения сил в зацеплении воспользуемся методом определения сил по возможным относительным перемещениям зубьев.

Зазор определяется в точке контакта вершины зуба ГК с зубом жесткого колеса:

$$F_{mi} = \delta_i / \lambda_f, \quad (8)$$

где λ_f – коэффициент податливости системы по нормали к профилю зубьев, δ_i – суммарный зазор в зацеплении i пары зубьев гибкого и жесткого колес [4]:

$$\begin{aligned} \delta_i^{\Pi} &= j_i^{\Pi} - \delta_{zi} - \delta_{fi} - \delta_{pi}, \\ \delta_i^{\Pi} &= j_i^{\Pi} + \delta_{zi} + \delta_{fi} + \delta_{pi}, \end{aligned} \quad (9)$$

где j_i^{Π} , j_i^{Π} – зазор с правой и левой стороны зуба зазор в зацеплении, δ_{pi} – изменение зазоров за счет перекоса зубьев вследствие поворота образующих ГК; δ_{zi} – изменение зазора в зацеплении за счет закрутки ГК от вращающего момента; δ_{fi} – контактные перемещения зубьев. Силы, действующие в зацеплении, распределяются с учетом зазора, возникающего в каждой контактирующей паре зубьев на внешнем и внутреннем колесе с жесткими колесами при передаче вращающего момента.

Радиальные перемещения зубьев ГК ограничиваются шириной впадины, поэтому зазор определяется с правой j_i^{Π} и левой j_i^{Π} стороны зуба, измеренный по нормали к поверхности зуба жесткого колеса в заданной точке контакта M (рис. 1). Жесткое колесо считаем деформируемым. Координаты X_1 , Y_1 , Z_1 связаны с зубьями гибких колес, X_2 , Y_2 , Z_2 связаны с зубьями жестких колес, оси Z_1 , Z_2 направлены вдоль образующих.

$$j^{\Pi} = (x_2^{\Pi} - 0,5S_2^{\Pi}) \cos \alpha_2^{\Pi},$$

$$j^{\Pi} = \left(\frac{2\pi R_2^{\Pi}}{z_2} - x_2^{\Pi} - 0,5S_2^{\Pi} \right) \cos \alpha_2^{\Pi},$$

где x_2 , R_2 – абсцисса и радиус точки контакта соответственно; S_2 – толщина зуба по хорде; z_2 – число зубьев жесткого колеса.

При сборке передачи возникают нагрузки от деформированных гибких колес в сечениях, где колеса соприкасаются с генератором волн. Определив перемещения генератора волн с учетом формул геометрии кулачка (6), из системы линейных уравнений (7) находим радиальные силы P_R , действующие на шарики генератора волн. Полученные отрицательные силы приравняем к нулю, потому что генератор не может притягивать.

Далее по зависимостям (2) определяем форму гибких колес под действием всех внешних сил. Нагрузка, действующая на зубья в зацеплении на первом этапе, равна нулю, так как вращающий момент отсутствует, далее – исходя из предыдущего шага.

Нагружение гибких колес осуществляем, задав необходимое приращение вращающего момента ΔT . Силы в зацеплении должны быть приложены там, где есть натяг. Под действием сил натяг компенсируются возможными перемещениями зубьев гибких колес относительно зубьев жестких. Значения сил, действующих на зубья колес, пропорциональны величине зазора.

По формулам геометрии зацепления (9) определяем суммарный зазор для каждой пары зубьев гибкого и жесткого колес. Находим зазоры справа и слева от зубьев гибких колес во внешнем и внутреннем зацеплении передачи. Если зазоры положительные нагрузка на зубья равна нулю, контакт между зубьями отсутствует, в тех зубьях, где есть натяг, возникают силы F действующие на зубья в зацеплении. Они приложены в точках контакта между зубьями колес и направлены по нормали к поверхности зуба.

Для определения сил находим коэффициент податливости системы в направлении нормали к профилю зубьев, уточняя его после каждого шага:

$$\lambda_f = \frac{(R_{l_{em}} + R_{l_{ew}})}{2 \cdot \Delta T \cdot K_f} \sum_{i=1}^z (\delta_i^{em} + \delta_i^{ew}), \quad (10)$$

где δ_i^{em} и δ_i^{ew} – зазоры соответственно во внутреннем и внешнем зацеплении гибких колес справа и слева от зубьев, определенные по формулам (9) (суммируются только отрицательные значения); $R_{l_{em}}$ и $R_{l_{ew}}$ – радиусы срединных поверхностей внутреннего и внешнего гибких колес; K_f – условный коэффициент уточнения, который необходим для изменения величины нагрузки на зубья, в первом приближении $K_f = 1$. Далее по формуле (8) с использованием выражений (9), определяем силы F , действующие на зубья, для внешнего и внутреннего зацепления, с правой и левой стороны контактируемых зубьев:

$$\begin{aligned} F_{Ri}^{\Pi} &= \frac{\delta_i^{\Pi}}{\lambda_f}, \quad F_{Ti}^{\Pi} = \frac{\delta_i^{\Pi}}{\lambda_f} \operatorname{tg}(\alpha_{ycl}); \\ F_{Ri}^{\Pi} &= \frac{\delta_i^{\Pi}}{\lambda_f}, \quad F_{Ti}^{\Pi} = -\frac{\delta_i^{\Pi}}{\lambda_f} \operatorname{tg}(\alpha_{ycl}). \end{aligned} \quad (11)$$

Полученные значения суммируем алгебраически с найденными на предыдущем шаге силами, если зазор в зацеплении положительный, то силы равны нулю. Далее, определив перемещения колес от сил в зацеплении по (2) с учетом формул геометрии кулачка (6), решая систему линейных уравнений (7), уточняем радиальные силы P_R , действующие на шарики генератора волн.

Затем, с учетом полученных после суммирования сил F_R и F_T и уточненных сил P_R и P_T , включая силы инерции g_R , g_T и местные моменты T_P , T_F , по зависимости (1), находим вращающие моменты на гибких колесах, возникающие во внутреннем и внешнем контурах, и суммируем их, сравниваем полу-

ченный момент с нагружающим. Если суммарный передаваемый момент гибкими колесами больше нагружающего момента, то уменьшаем K_f , если наоборот, то увеличиваем K_f и производим перерасчет сил, начиная с определения условного коэффициента податливости системы λ_f . При совпадении значений с заданной величиной погрешности вычислений продолжаем нагружение передачи до требуемого вращающего момента.

Заключение

Усовершенствован метод определения сил, действующих в зацеплении и на тела качения гибких подшипников применительно к ВЗП с двумя гибкими колесами.

Представлена методика определения сил P , действующих на гибкие колеса от кулачкового генератора, и сил F , возникающих во внутреннем и внешнем зацеплении гибких колес.

Литература

1. Шувалов С.А. Расчет сил, действующих на звенья волновой передачи // Вестник машиностроения. – 1979. – № 10. – С. 5-9.
2. Полетучий А.И., Пшеничных С.И. Определение перемещений гибких колес волновой передачи // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 1998. – Вып. 8. – С. 149-153.
3. Тимошенко С.П., Гере Д. Механика материалов. – М.: Мир, 1976. – 669 с.
4. Иванов М.Н. Волновые зубчатые передачи. – М.: Высш. шк., 1981. – 184 с.

Поступила в редакцию 13.03.2007

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

УДК 629.735.33

И.С. АВИЛОВ¹, А.В. АМБРОЖЕВИЧ², В.А. СЕРЕДА²¹ ООО «Научно–промышленные системы», КБ «Взлет», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ ЛЕГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Приведена методика получения оценок энергетического совершенства наземных пусковых устройств на основании общих подходов теории размерности и подобия. Представлен анализ графических результатов исследования.

пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, допустимая перегрузка, эффективный коэффициент полезного действия, метод подобия и размерности, критерии подобия, энергетическое совершенство

Введение

Аппарат теории размерности и подобия [1 и др.] служит традиционной основой проектирования разнообразных объектов техники. В классе объектов с установившимися подходами к проектированию при наличии представительных выборок ассоциированных тактико-технических характеристик (ТТХ) весьма ограниченный набор критериев подобия, универсальных общепринятых и специальных, позволяет получить систематизированные оценки спонтанного по своей сути процесса эволюции видов [2 – 4]. Однако при наличии представительных статистических массивов на базе принципиальных представлений наподобие [2 – 4] могут быть системным образом скорректированы и более ранние стадии развития, что позволит избежать появления тупиковых путей эволюции. На уровне частных задач проектирования использование представлений [2 – 4] позволяет придать процессу разработки системный характер, включая стадию формирования облика, что обеспечивает радикальное повышение качества проектирования и снижение ресурсоемкости цикла НИОКР [4]. На примере беспилотных авиационных комплексов (БАК) легкого класса от-

слеживается общая на данный момент тенденция гипертрофированного развития электронных компонентов на фоне моральной деградации механических, что объясняется экономической нецелесообразностью применения в условиях миниатюризации традиционных методов проектирования, принятых в «большой» авиации. Таким образом, за «скобки» научно-технического прогресса осталась вынесенной собственно транспортная система, включающая в себя легкий беспилотный летательный аппарат (БЛА) и средства запуска. В отличие от «большой» авиации катапультный старт легких БЛА наиболее целесообразен, так как, помимо обеспечения высокой автономности и мобильности БАК, позволяет исключить из условий проектирования аэродинамический антагонизм между режимами взлета-посадки и скоростного полета на основном участке траектории, а также повысить дальность действия. Сложившееся на данный момент состояние развития катапультных пусковых устройств (ПУ) для легких БЛА характеризуется обширным многообразием технических решений [8-12], требующих соответствующей систематизации и сопоставительного анализа. Подобный анализ может быть осуществлен на базе ограниченного универсального набора крите-

риев подобия, характеризующих механические свойства транспортной системы.

Критерий энергетического совершенства ПУ

По аналогии с видовыми множествами летательных аппаратов [2 – 4] множество ПУ для легких БЛА может быть пронормировано с использованием коэффициента энергетического совершенства (КЭС), определяемого соотношением между энергетическими оценками полезной функции и соответствующими затратами:

$$K = \frac{E_K \eta_{\Sigma}}{E_{II}} = \frac{V^2 \eta_{\Sigma}}{2gL \cos \alpha}, \quad (1)$$

где E_K – начальная кинетическая энергия, сообщаемая аппарату; E_{II} – исходная потенциальная энергия, потребляемая стартовой системой; η_{Σ} – эффективный КПД ПУ, определяющийся произведением эффективных КПД звеньев ПУ (механических, тепловых, электромеханических) (табл. 1); V – скорость схода БЛА; g – ускорение свободного падения; L , α – длина и угол наклона направляющей ПУ.

Оценки вида (1) имеют универсальный характер, так как справедливы для любых видов ПУ вне зависимости от физической природы источника энергии, ступеней преобразования и устройства трансмиссии. Компактность конструкции ПУ и класс запускаемых БЛА характеризуются главным образом предельно допустимой стартовой перегрузкой (n) и передаточным отношением трансмиссии (λ). Таким образом, критериальные оценки выводятся в двухпараметрическом пространстве функций $K(n, \lambda)$ с нормой (1).

Сравнительный и структурный анализ различных типов пусковых устройств легких БЛА на основе КЭС

Возможности использования КЭС (1) продемонстрированы в классе ПУ легких БЛА со стартовой

массой 10...150 кг (рис. 1) (табл. 2) на основании известных ТТХ [8 – 12]. Значительный параметрический разброс, отображенный на графиках, свидетельствует о том, что рассматриваемые объекты являются продуктом спонтанных технических решений, не связанных канонами системного проектирования и принятых в условиях минимального вложения средств в исследовательский раздел НИОКР.

В связи с этим, в отличие от объектов техники с устоявшимися традициями проектирования [2 – 4], статистическая обработка заданной выборки ТТХ ПУ с использованием метода наименьших квадратов не обеспечивает отчетливой линейной типовой сепарации образцов. Тем не менее, различным типам ПУ можно поставить в соответствие отдельные энергетические зоны пространства $K(n, \lambda)$, ограниченные индивидуальными мажорантами и минорантами.

Основные выводы

1. Заданные начальная кинетическая энергия и стартовая перегрузка во многом определяют облик БЛА, что при наличии замыкающих проектных условий позволяет однозначно решить задачу надлежащего выбора типа ПУ на ранних стадиях проектирования БАК. Приведенные на рис. 1 оценки наглядно демонстрируют «зоны ответственности» конкретных типов ПУ, лежащие в ограниченных диапазонах перегрузок. Условиями однозначности могут быть, например, ограничения на использование пиротехнических средств, технологические возможности и пр.

2. Предложенный метод позволяет проверить соответствие действительности заявленных разработчиком характеристик ПУ.

3. Мажоранта, ограничивающая пространство функций $K(n, \lambda)$, может служить ориентиром при решении задач проектирования пусковых устройств новых типов.

Таблица 1

Эффективный КПД [5 – 7]

Тип ПУ		Название энергетического звена	КПД звена	Суммарный КПД
Механические	На энергии поднятого груза	1. Внешний привод	0,25	0,2
		2. Редуктор	0,95	
		3. Лебедка	0,97	
		4. Полиспастный механизм	0,87	
	На упругих и эластичных элементах	1. Внешний привод	0,25	0,23
		2. Редуктор	0,95	
		3. Механическая трансмиссия натяжения или сжатия	0,97	
	Инерционные	1. Внешний привод	0,25	0,211
		2. Привод маховика	0,97	
		3. Полиспастный механизм	0,87	
Расширительные машины	Пневматические	1. ПДВС привода компрессора	0,25	0,129
		2. Компрессор	0,7	
		3. Пневмоцилиндр	0,85	
		4. Механическая трансмиссия	0,87	
	Пневмогидравлические	1. ПДВС привода компрессора	0,25	0,123
		2. Компрессор	0,7	
		3. Пневмоцилиндр	0,85	
		4. Гидроцилиндр	0,95	
		5. Механическая трансмиссия	0,87	
	Гидравлические	1. ПДВС привода гидронасоса	0,25	0,196
		2. Гидронасос	0,95	
		3. Гидроцилиндр	0,95	
		4. Механическая трансмиссия	0,87	
	Реактивные тележки	1. Пороховой двигатель	0,002	0,002

Таблица 2

Энергетические параметры катапультных ПУ [8–12]

Название БЛА	Тип применяемого катапультного ПУ		Масса БЛА, кг	Длина направляющей, м	Угол наклона направляющей, °	Скорость схода с направляющей, м/с	Стартовая перегрузка
Альбатрос	Механическая	Инерционная	22	7	10	22	3,5
		На энергии поднятого груза	20	5,5	5	20	3,7
Грант		На эластичных элементах	10	5	7	18	3,3
Ремез			14	4	5	18	4,1
CL–18			30	4,3	12	17	3,4
Luna X–2000							
Кулон–2	Пневматическая		30	2,2	9	18	7,5
Silver Fox			12	2	12	18	8,2
Типчак			50	6,5	12	26	5,3
ScanEagle			18	4,2	36	23	6,4
Avartek			26	5,5	26	25	5,8
E95M	Пневмогидравлическая		70	9	16	36	7,3
Exdrone	Гидравлическая		45	7	11	33	7,9
Banshee			70	11	8	33	5,1
Phoenix			140	8	10	33	6,9
Shadow			149	11	11	31	4,5
Пчела–1	Реактивная тележка		138	6	15	33	9,2
Taifun			150	3	30	32	17,4
KZO			161	4,3	30	33	12,9
Ababil			83	3	12	33	18,5
DoDt–25			70	7,5	8	40	10,8

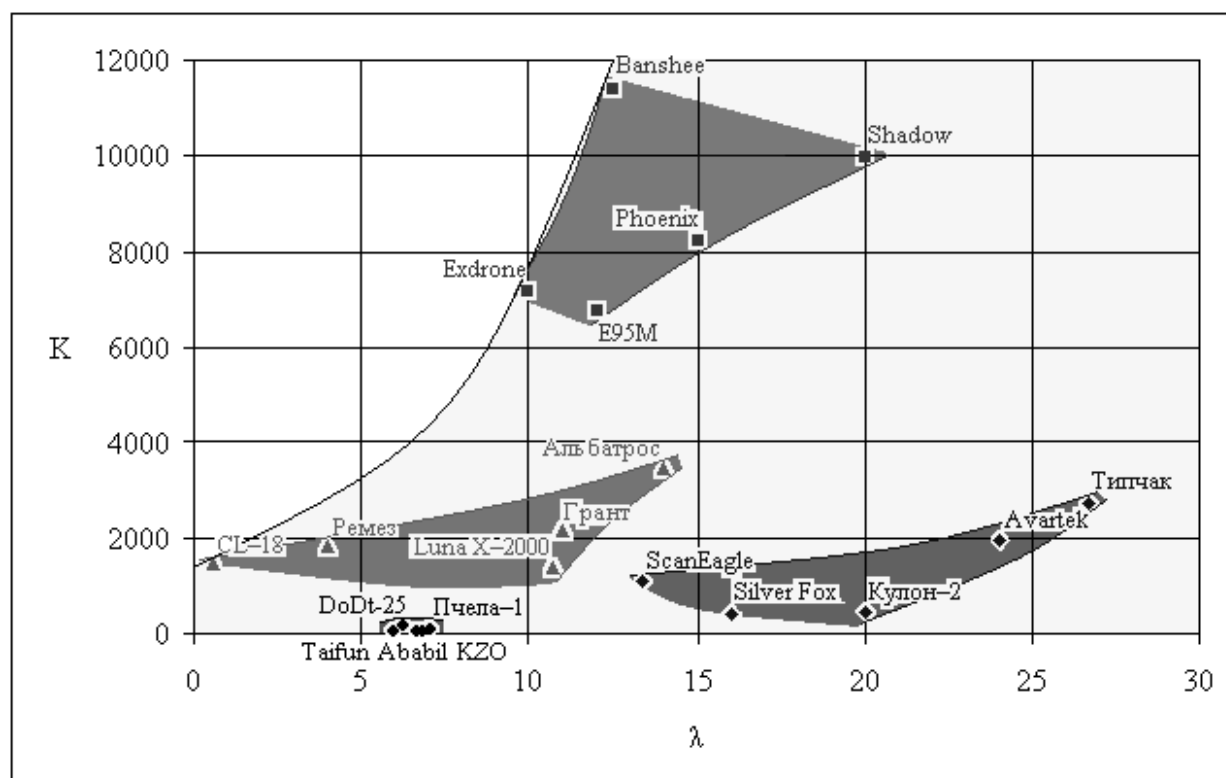
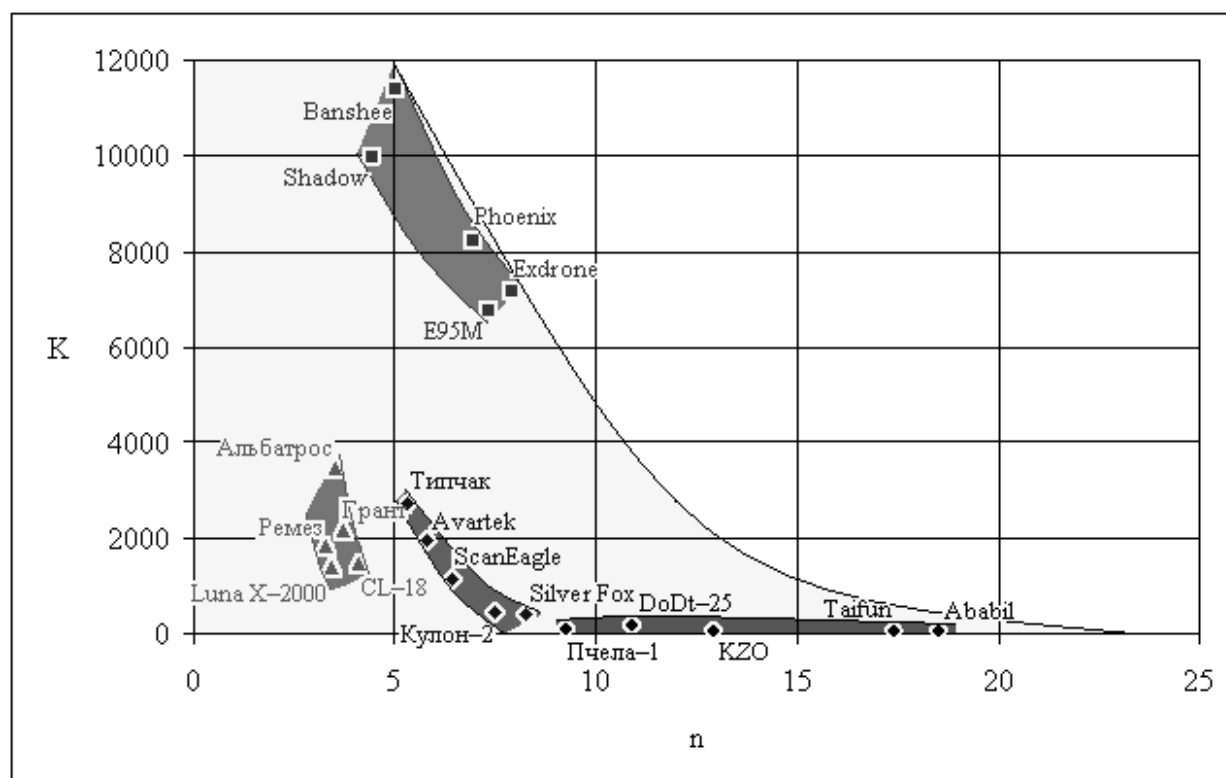


Рис. 1. Оценка энергетического совершенства ПУ различного типа

■ – гидравлические ПУ; ◆ – пневматические ПУ; ▲ – механические ПУ; ♦ – реактивные тележки

4. На основании КЭС могут быть получены априорные оценки в интересах разработки глубоко модернизированных либо принципиально новых типов ПУ.

5. Высокие значения КЭС не являются достаточным условием в задаче рационального выбора типа ПУ. Так, например, применение гидравлических ПУ, обладающих высокими КЭС и передаточными отношениями, тем не менее, может оказаться экономически нецелесообразным ввиду использования дорогостоящих прецизионных агрегатов и узлов.

6. Неожиданно высокий уровень совершенства проявляют инерционные ПУ. Сугубо механическим трансмиссиям в известных конструкциях свойственен относительно высокий эффективный КПД (табл. 1) и, как следствие, наибольший КЭС. Инерционные ПУ позволяют при этом запускать любые типы БЛА без особых проектных ограничений, так как свойственная им стартовая перегрузка находится в пределах 4...10 g.

7. Предложенный критерий явственно указывает на ограничения при использовании ПУ с реактивными тележками. Невысокое энергетическое совершенство сочетается здесь с повышенными перегрузками, чем обуславливаются специальные требования к проектированию БЛА и тем самым сужается область применения ПУ данного типа.

Литература

1. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. – М.: Наука, 1977. – 440 с.
2. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №4(30). – С. 25-30.

3. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных летательных аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5(31). – С. 21-29.

4. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 6(32). – С. 19-23.

5. Трофимов А.П. Землеройные и подъемно-транспортные машины. Справочное пособие. – К.: Будівельник, 1978. – 326 с.

6. Добронравов С.С. Строительные машины. Справочник. – М.: Машиностроение, 1992. – 850 с.

7. Сведения о КПД различных гидромашин [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://stroygidravlika.com.ua>.

8. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.uav.ru>.

9. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.

10. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.dpla.ru>.

11. Сведения о ПУ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.robonic.fi>.

12. Сведения о ПУ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ruag.com>.

Поступила в редакцию 28.03.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7.03:681.513.03

И.Ю. ДЫБСКАЯ, С.Н. ФИРСОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДОЗИРУЮЩИМ ЭЛЕМЕНТОМ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЛА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО КОМПЕНСАТОРА ВОЗМУЩЕНИЙ

Рассмотрено управление дозирующим элементом газотурбинных двигателей ЛА, используемых для различных типов ЛА, математическая модель которого включает модель сухого трения с параметрами, существенно изменяющимися в процессе эксплуатации. Синтезирован регулятор дозирующего элемента на основе динамического компенсатора возмущений, который позволяет существенно уменьшить влияние неидеальностей реальных исполнительных устройств (ИУ). Задача компенсации влияния неидеальностей ИУ решается на основе функционального уравнения за счет формирования дополнительного сигнала управления, полученного в результате восстановления вектора рассогласования реального исполнительного устройства и номинальной достижимой линейной модели ИУ. Показана разрешимость операторного уравнения как существование дополнительного сигнала управления, компенсирующего влияние неидеальностей ИУ.

дозированный элемент, газотурбинный двигатель, алгоритмы регулирования расхода топлива, зона нечувствительности, динамический компенсатор возмущений, итерационно-инверсный фильтр

Введение

В настоящее время газотурбинные двигатели (ГТД) широко используются для различных типов ЛА. Одним из основных элементов ГТД, динамика которого определяет качество функционирования ГТД, является дозирующий элемент (ДЭ), представляющий собой плоский золотник с электромагнитным управлением.

В процессе функционирования ДЭ подвергается воздействию возмущений. Наиболее характерными возмущениями являются сухое и вязкое трение, неучтенная динамика ДЭ и др. Действие неконтролируемых возмущений приводит к тому, что в характеристиках ДЭ появляются нелинейности, которые ухудшают качество управления ДЭ и ограничивают возможности повышения точности системы автоматического управления ДЭ. Поэтому при исследовании свойств ДЭ математическая модель, представленная в работе [1], должна учитывать имеющиеся нелинейности реальных элементов.

Формулирование проблемы. Рассмотрим в качестве примера интегрирующее звено с зоной не-

чувствительности a , охваченное единичной обратной связью (рис. 1).

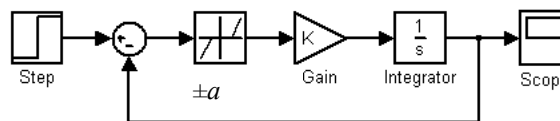


Рис. 1. Блок-схема исследуемого объекта

Подобной математической моделью можно в первом приближении описать ДЭ ГТД со свободной турбиной в области низких частот. Переходные характеристики объекта с коэффициентом $K=5$ и различными зонами нечувствительности представлены на рис. 2. На рис. 2 позиция 1 соответствует процессу в объекте с нулевой зоной нечувствительности; 2 – для объекта с $a=0,1$; 3 – для объекта с $a=0,2$; 4 – для объекта с $a=0,3$; 5 – для объекта с $a=0,4$. Из результатов моделирования следует, что с увеличением величины сухого трения, что соответствует увеличению зоны нечувствительности, в объекте увеличивается статическая ошибка. Для компенсации этой ошибки возможно добавление к основному

сигналу управления сигнала, пропорционального зоне нечувствительности (в общем случае) [2], но в этом случае необходимо точно знать величину этой зоны, т.е. производить идентификацию, что невозможно осуществить в процессе эксплуатации данного устройства. Кроме того, момент сухого трения может меняться в процессе эксплуатации в широких пределах.

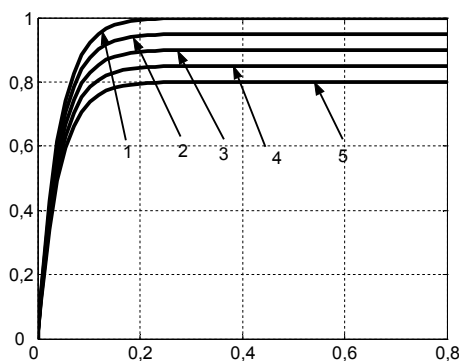


Рис. 2. Реакция системы (рис. 1) на функцию Хевисайда при различных значениях величины a

Традиционным способом уменьшения влияния нелинейности типа «зона нечувствительности» является использование в цепи обратной связи элемента с большим коэффициентом передачи k_{OC} [3]. Но за счет увеличения k_{OC} , во-первых, уменьшается общий коэффициент передачи замкнутой системы, т.е. для изменения состояния выходного параметра объекта управления потребуется больший управляющий сигнал, а во-вторых, уменьшается запас устойчивости замкнутой системы по амплитуде, и при критическом значении кругового коэффициента передачи система может потерять устойчивость.

Вторым способом компенсации статической ошибки является введение в управление интегрирующей составляющей [4], но при этом быстродействие замкнутой системы уменьшается, и при реакции на линейно меняющийся входной сигнал также будет присутствовать статическая ошибка.

В последнее время, благодаря быстрому развитию вычислительной техники, появились новые методы компенсации нелинейностей с использованием

адаптивных робастных алгоритмов на основе метода разрывных проекций и использования функции Ляпунова [5]. Однако такой подход имеет достаточно сложную реализацию и предусматривает необходимость проверки работоспособности в реальном масштабе времени. Поэтому предпочтительной является схема компенсационного управления, представленная на рис. 3, особенностью которой является наличие динамического компенсатора возмущений (ДКВ).

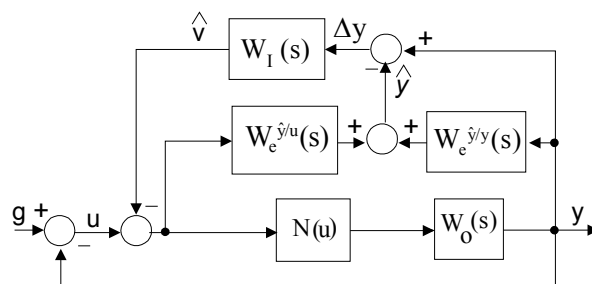


Рис. 3. Структурная схема двухконтурного управления с нелинейным объектом

На схеме обозначено:

$W_O(s)$ – передаточная функция ДЭ;

$W_e^{\hat{y}/u}(s)$, $W_e^{\hat{y}/y}(s)$ – передаточные функции на-

блюдателя по состоянию и выходу соответственно;

$W_I(s)$ – ПФ итерационно-инверсного фильтра;

$G(s)$ – s -преобразование сигнала задающего воздействия;

$U(s)$ – s -преобразование сигнала управления;

$\tilde{V}(s)$ – s -преобразование эквивалентного возмущения;

$Y(s)$ – s -преобразование реального выхода ИУ;

$\hat{Y}(s)$ – s -преобразование оценки выхода;

$\Delta Y(s) = Y(s) - \hat{Y}(s)$ – s -преобразование ошибки оценки выхода;

$\hat{V}(s)$ – s -преобразование оценки эквивалентного возмущения;

$\Delta U(s)$ – s -преобразование дополнительного сигнала управления, $\Delta U(s) = -\hat{V}(s)$.

Итак, ставится задача исследования возможности применения динамического компенсатора возмущений для компенсации влияния нелинейностей ДЭ с целью улучшения показателей качества.

Условие компенсации влияния нелинейностей ДЭ с помощью динамических компенсаторов

Рассмотрим задачу построения компенсационного управления нелинейного исполнительного устройства, представленного операторным уравнением

$$y(t) = W^u N(u(t)), \quad (1)$$

где $y(t)$ – выход объекта управления; $\dim(y(t)) = 1$; $u(t)$ – вход объекта управления; $\dim(u(t)) = 1$; W^u – оператор линейной динамической части исполнительного устройства; $N(u(t))$ – оператор нелинейной статической части.

Номинальную модель исполнительного устройства примем линейной, которая в операторном виде имеет вид

$$y_n(t) = W^u K_n u(t), \quad (2)$$

где статическая часть представлена множителем K_n , а динамические операторы нелинейного ИУ и номинальной модели принимаем совпадающими. Следует отметить, что номинальная модель ДЭ должна быть достижимой [6].

Представим сигнал управления в виде

$$u(t) = u_n(t) + \Delta u(t), \quad (3)$$

где $u_n(t)$ – сигнал управления основного контура управления; $\Delta u(t)$ – сигнал дополнительного управления, сформированного контуром компенсации.

В соответствии с приведенной схемой (рис. 3), сигнал дополнительного компенсационного управления $\Delta u(t)$ формируется с учетом выхода итерационно-инверсного фильтра восстановления возмущения, причем $\hat{y}(t)$ – оценка выхода объекта, полученная на основе наблюдателя состояния вида

$\hat{y}(t) = W_e^{\hat{y}/u} u(t) + W_e^{\hat{y}/y} y(t)$, в котором обозначены:

$$W_e^{\hat{y}/u}(s) = C(sI - A + LC)^{-1} B_u + D_u,$$

$$W_e^{\hat{y}/y}(s) = C(sI - A + LC)^{-1} L.$$

Сигнал компенсационного управления в замкнутой системе определяется из следующего операторного уравнения, получаемого в соответствие со структурной схемой двухконтурного управления (рис. 3):

$$(I - W_I W_e^{\hat{y}/u}) \Delta u(t) = W_I (I - W_e^{\hat{y}/y}) * \\ * [W^u N(u_n(t) + \Delta u(t)) - \\ - W^u K_n u_n(t)]. \quad (4)$$

Если принять $W_I = [W_e^{\hat{y}/u}]^{-1}$, что возможно при выполнении условий инверсии оператора или обратимости системы по входу [6], то уравнение (4) упрощается до взаимосвязи статических характеристик:

$$N(u_n(t) + \Delta u(t)) - K_n u_n(t) = 0.$$

При невозможности точной инверсии можно ограничиться итеративной инверсией, которая в пространстве состояния имеет несложную вычислительную реализацию, но позволяет приблизить решение итерациями с необходимой точностью. Выбор настроечной матрицы наблюдателя L и синтез итерационно-инверсного фильтра W_I , обеспечивающего восстановление эквивалентного возмущения для дальнейшей его компенсации, производится по методике, приведенной в [6].

Компенсация влияния нелинейностей ДЭ

Математическая модель ДЭ представлена в виде дифференциальных уравнений:

$$J \frac{d^2 \alpha(t)}{dt^2} + K_v \frac{d \alpha(t)}{dt} + \\ + M_{mp} \operatorname{sign} \left(\frac{d \alpha(t)}{dt} \right) = K_i \cdot i(t); \quad (5)$$

$$L \frac{di(t)}{dt} + Ri(t) + C_e \frac{d \alpha(t)}{dt} = u(t), \quad (6)$$

где $\alpha(t)$ – угол поворота дозирующего элемента; $i(t)$ – ток в обмотке управления; $U(t)$ – напряжение на обмотке управления; J – момент инерции дозатора; R – сопротивление обмотки преобразователя; L – индуктивность обмотки; K_i – коэффициент крутящего момента; C_e – коэффициент обратной ЭДС; K_v – коэффициент вязкого трения; M_{mp} – момент сухого трения.

В этом случае нелинейность объекта представим следующем виде:

$$N(u(t)) = \begin{cases} K(u(t) - \Delta u_{dz}(t)), & u(t) > 0; \\ K(u(t) + \Delta u_{dz}(t)), & u(t) < 0, \end{cases}$$

а для НМ принимаем $N_h(u(t)) = K_h u(t)$. Запишем для данного типа нелинейности операторное уравнение:

$$\begin{cases} W^u(u_h(t) + \Delta u(t) - \Delta u_{dz}(t)) - \\ - W^u u_h(t) = 0, & u(t) > 0; \\ W^u(u_h(t) + \Delta u(t) + \Delta u_{dz}(t)) - \\ - W^u u_h(t) = 0, & u(t) < 0. \end{cases}$$

Решение последнего уравнения имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \Delta u(t) = \Delta u_{dz}(t), & u(t) > 0; \\ \Delta u(t) = -\Delta u_{dz}(t), & u(t) < 0, \end{cases}$$

Подстановка данного решения в выход объекта дает

$$y(t) = \begin{cases} W^u(u_h(t) + \Delta u_{dz}(t) - \\ - \Delta u_{dz}(t)), & u(t) > 0; \\ W^u(u_h(t) - \Delta u_{dz}(t) + \\ + \Delta u_{dz}(t)), & u(t) < 0, \end{cases}$$

т.е. $y(t) = W^u u_h(t)$.

Таким образом, получаем совпадение выходов НО и НМ и тем самым обеспечиваем компенсацию рассматриваемой нелинейности.

На рис. 4 представлена схема моделирования ДЭ с ДКВ.

На рис. 5 представлены результаты компенсации нелинейности с применением итерационно-инверсного фильтра.

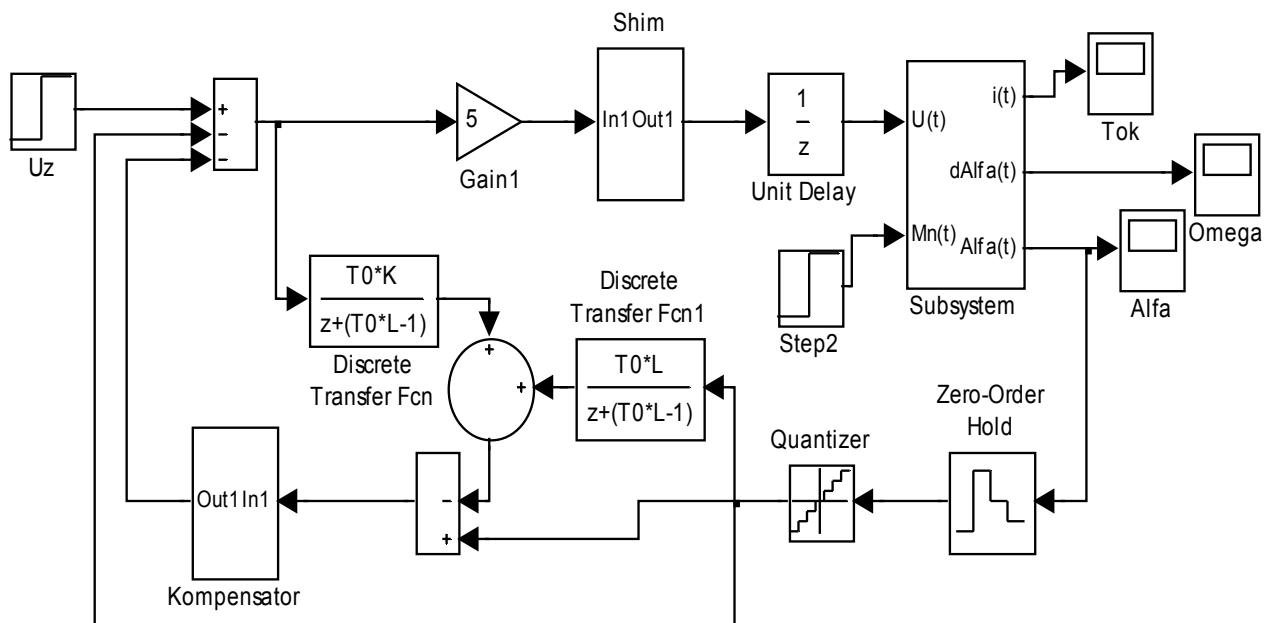


Рис. 4. Схема моделирования системы в MatLab-Simulink

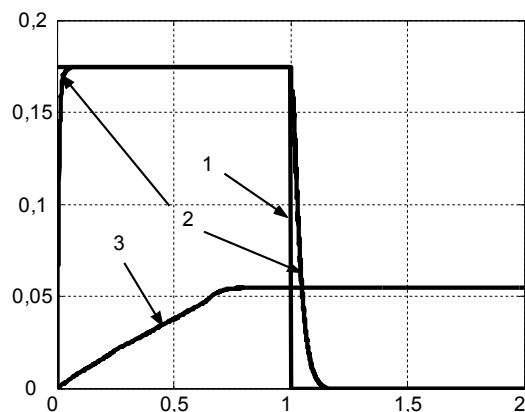


Рис. 5. Реакция системы при различных величинах сухого трения

На рис. 5 введены следующие обозначения: 1 – входное воздействие; 2 – реакция объекта при наличии сухого трения и итерационно-инверсного фильтра, который компенсирует влияние неизмеряемого внешнего возмущения; 3 – реакция ДЭ при наличии сухого трения и отсутствии компенсатора неизмеряемых возмущений. Таким образом, для тех же значений объекта управления переходной процесс 1 аналогичен графику 2 на рис. 5, т.е. объект с различными зонами нечувствительности, замкнутый вторым дополнительным контуром, обладает нулевой статической ошибкой. Следовательно, зона нечувствительности объекта управления с компенсационной связью компенсируется полностью.

Заключение

На основании анализа способов компенсации влияния неидеальностей исполнительных устройств установлено, что введение нелинейных дополнительных звеньев с обратной характеристикой либо формирование дополнительного сигнала коррекции, нейтрализующего влияние нелинейности, усложняют структуру исполнительных устройств и требуют точного знания параметров нелинейностей.

Задача компенсации влияния неидеальностей ДЭ решается за счет формирования дополнительного сигнала управления, сформированного на основе

восстановления вектора рассогласования реального исполнительного устройства и номинальной достижимой линейной модели ИУ. Предложенный алгоритм управления может быть использован для создания высокоточных систем автоматического управления силовыми установками ЛА.

Дальнейшие исследования предусматривают проведение этапа полунатурного моделирования САУ ГТД с реализацией ДКВ на микропроцессоре для реализации управления в реальном масштабе времени.

Литература

1. Кулик А.С., Симонов В.Ф., Комков А.В., Остроумов Б.В., Китайчук И.Е. Машинное моделирование системы автоматического управления газотурбинным двигателем // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – №8 (16). – С. 122-126.
2. Зайцев Г.В., Стеклов В.А. Компенсация естественных нелинейностей автоматических систем. – М.: Энергоиздат, 1982. – 96 с.
3. Динамика следящих приводов / Под ред. Л.В. Рабиновича. – М.: Машиностроение, 1982. – 496 с.
4. Зотов М.Г. Конструирование управляющих устройств для нелинейных объектов // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*. – 2002. – № 2. – С. 36-32.
5. Xu L., Yao B. Output feedback adaptive robust precision motion control of linear motors // *Automatica*. – 2001. – Vol. 37, № 7. – P. 1029-1039.
6. Кортунов В.И. Итерационный метод восстановления возмущений в линейных стационарных динамических системах реального времени // *Теория и системы управления*. – 2003. – № 2. – С. 47-52.

Поступила в редакцию 17.01.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Рогачев, Национальный технический университет “ХПИ”, Харьков.

УДК 621.396.963

В.С. МАРЮХНЕНКО, Ю.Ф. МУХОПАД*Иркутский государственный университет путей сообщения, Россия***АНАЛИЗ ИНФОРМАТИВНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ**

Исследован информационный аспект навигационного обеспечения подвижных объектов в условиях неопределенности, обусловленной измерениями одного навигационного элемента.

транспортные объекты, навигационное обеспечение, навигационный параметр, навигационный элемент, энтропия, информация, информационная характеристика, информационная полоса, измерения, скорость, дальность, угломерные измерения

Введение

В условиях высокой плотности потоков управляемых подвижных транспортных объектов существенно повышаются требования к безопасности, своевременности и экономичности перевозок [1]. Одно из направлений осуществления этих требований – эффективное решение задач навигационного обеспечения подвижных объектов. Между тем, глобальность современных перевозок, а также возможные отказы средств навигации, несмотря на повсеместное распространение спутниковых технологий, не позволяют иметь непрерывное навигационное обеспечение, как в пространстве, так и по времени их применения [2, 3].

Важной является информационная задача: решение требований навигационного обеспечения в условиях дефицита информации.

Вопрос повышения информативности измерений является актуальным. Ему посвящены периодические и интернет-публикации, диссертации, монографии в областях управления техническими системами [4, 5], радионавигации [6], контролю электрических схем [7], мониторинга атмосферы [8], медицины [9].

Общим в указанных и многих иных публикациях является отсутствие системного подхода. Попытка авторов решить конкретную научную либо техническую задачу, исходя из, в общем-то, правильного

убеждения, что повышение точности измерений, или увеличение количества устройств для измерений, или усовершенствование алгоритма обработки полезного сигнала на фоне шумов и помех однозначно повышает информативность соответствующей операции. При этом не применяются количественные оценки такого увеличения, без которых невозможно говорить об оптимизации контроля любого измерительного процесса.

Между тем, разработанная Р.Л. Стратоновичем [10] общая методология позволяет каждое изменение алгоритмического или структурного состояния информационной системы управления оценить количественно.

Цель статьи: определить изменения энтропии навигационного обеспечения при появлении дополнительных источников навигационной информации в условиях априорной неопределенности движения объекта.

1. Информационная характеристика

Исходные условия: в момент времени $t_0=0$ некоторый объект, движущийся в прямоугольной двухмерной несвязанной системе координат xOy (рис. 1), находится в точке $A(x_A, y_A)$ [11].

Все направления перемещения имеют одинаковую вероятность. Модуль скорости $V(t, \alpha)$ движения объекта ограничен минимальным $V_{\min}(\alpha)$

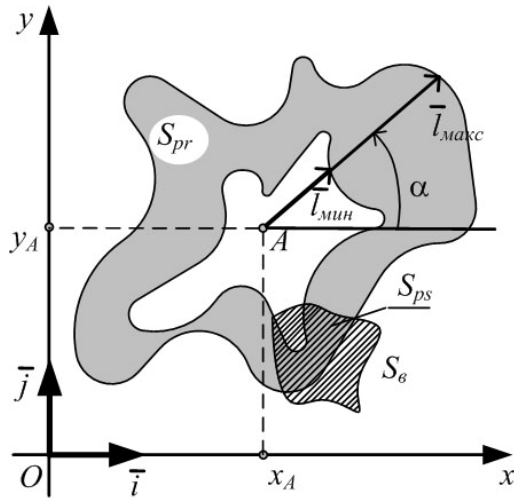


Рис. 1. Априорная S_{pr} , измеренная S_θ и апостериорная S_{ps} площади возможных положений подвижного объекта в момент времени t_n

и максимальным $V_{\max}(\alpha)$ значениями, где t – текущее время, α – угол между направлением вектора скорости и опорным направлением, например, осью Ox . Через промежуток времени

$$T_n = t_n - t_0,$$

где $t_n = n\Delta t$, Δt – временной промежуток дискретизации отсчетов положения подвижного объекта; $n \in N$ – целое положительное число [12], подвижный объект имеет случайный вектор перемещения

$$\bar{l}(T_n, \alpha) = \left[\int_{t_0}^{T_n} V_x(t, \alpha) dt \right] \bar{i} + \left[\int_{t_0}^{T_n} V_y(t, \alpha) dt \right] \bar{j},$$

где $V_x(t, \alpha)$ и $V_y(t, \alpha)$ – соответственно проекции вектора $\bar{V}(t, \alpha)$ на оси Ox и Oy ; $\bar{i}$ и $\bar{j}$ – единичные ортогональные векторы.

Модуль вектора перемещения ограниченный:

$$l_{\min}(T_n, \alpha) \leq |\bar{l}(T_n, \alpha)| \leq l_{\max}(T_n, \alpha).$$

Годографы векторов $\bar{l}_{\min}(T_n, \alpha)$ и $\bar{l}_{\max}(T_n, \alpha)$ при изменении угла $0 \leq \alpha \leq 2\pi$ являются замкнутыми и не пересекаются. Площадь S_{pr} , ограниченная годографами этих векторов, является априорной областью неопределенности положения подвижного объекта на момент времени t_n .

В результате измерений навигационных параметров подвижного объекта в известной системе отсчета [11] площадь неопределенности его положения может быть уменьшена до величины S_θ , а с учетом её пересечения с площадью S_{pr} (рис. 1) – до величины S_{ps} :

$$S_{ps} = S_\theta \cap S_{pr}.$$

Отношение площадей S_{pr}/S_{ps} характеризует уменьшение энтропии. В шенноновском определении [10] это соответствует количеству информации

$$I = \log_2(S_{pr}/S_{ps}) \quad (1)$$

Апостериорная площадь S_{ps} в (1), следовательно, и количество информации зависят от навигационных параметров w_i , $i=1,2,\dots,K$, где K – количество измеряемых навигационных параметров. В связи с этим целесообразно ввести в рассмотрение информационную характеристику $I(w_i) > 0$ как графическую зависимость количества полученной навигационной информации (1) от изменения i -го навигационного параметра w_i . Область определения такой характеристики отвечает физически возможной области изменения параметра w_i (рис. 2).

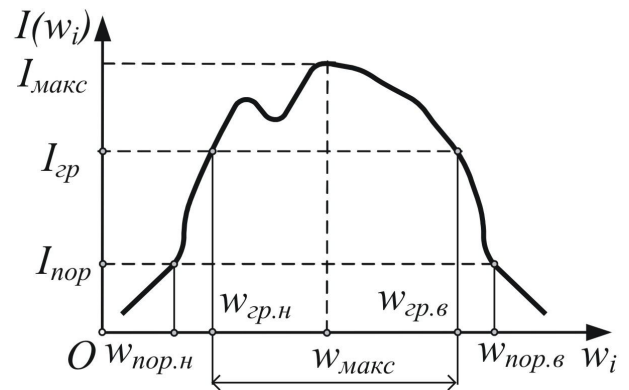


Рис. 2. Общий вид информационной характеристики

По информационной характеристике определяются параметры:

– максимальное количество информации $I_{\max}$ и соответствующее ему значения навигационного параметра $w_{1,\max}$;

– пороговое количество информации $I_{пор}$ и соответствующие ей нижнее и верхнее пороговые $w_{i,пор,н}$ и $w_{i,пор,в}$ значения навигационного параметра;

– граничное количество информации $I_{гр}$ и соответствующие ей нижнее и верхнее граничные $w_{i,гр,н}$ и $w_{i,гр,в}$ значения навигационного параметра.

Локальные экстремумы, особенные точки, а также точки перегиба функции $I(w_i)$ являются информативными, потому что указывают на то значение навигационного параметра, при котором количество полученной в результате навигационных измерений информации, имеет особенности.

В [6] показано, что результат измерения i -го навигационного элемента является следствием воздействия множества случайных независимых факторов. Поэму случайная величина w_i имеет гауссову плотность вероятности $p(w_i)$ с математическим ожиданием w_{0i} и дисперсией σ_{i2} .

С наперед заданной вероятностью

$$P_{зад,i} = \int_{w_{0i}-\Delta w_{i,макс}}^{w_{0i}+\Delta w_{i,макс}} p(w_i) dw_i \quad (2)$$

результаты навигационных измерений укладываются в пределах допусков $\pm \Delta w_{i,макс}$, где допуски на погрешность определения навигационных элементов устанавливаются соответственно требованиям практического управления подвижными объектами

$$\Delta w_{i,макс} = k_i \sigma_i, \quad (3)$$

где $k_i \leq 3$ – целое положительное число.

Методика получения информационных характеристик при измерениях различных навигационных параметров основывается на следующем. Пусть объект движется со скоростью, модуль которой не зависит от направления (рис. 3). В этом случае подвижный объект априорно находится в пределах кольца неопределенности шириной

$$d_{нв} = R_{макс} - R_{мин}, \quad (4)$$

и имеет площадь $S_{пр}$:

$$S_{пр} = S_0 = \pi(R_{макс}^2 - R_{мин}^2) =$$

$$= \pi T_n^2 (V_{макс}^2 - V_{мин}^2), \quad (5)$$

где радиусы $R_{макс} = n \Delta t V_{макс}$; $R_{мин} = n \Delta t V_{мин}$, а $V_{мин}$ и $V_{макс}$ – соответственно минимальное и максимальное значения модуля скорости объекта, которые не зависят от направления движения.

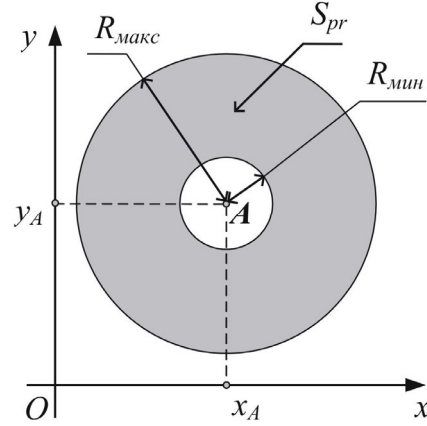


Рис. 3. Площадь возможных положений подвижного объекта в момент времени t_n

Формулы (1) и (5) показывают, что для рассмотренного случая априорная энтропия положения подвижного объекта уменьшается при уменьшении разности предельных скоростей движения и промежутка времени T_n .

2. Измерения модуля скорости

Априори разность скоростей в (5) определяется известными возможностями движения объекта. Скорость и время дискретизации всегда определяются с погрешностями, поэтому граница, до которой может сужаться ширина кольца неопределенности (4) зависит от дисперсий измерений скорости σ_V^2 и времени σ_t^2 [6]. Точность измерений промежутков времени [3, 13, 14] выше, чем точность измерений скорости, поэтому достаточно учитывать только дисперсию скорости.

С наперед заданной вероятностью (2) ширина кольца неопределенности (4) будет равна

$$d_V = 2 S k_V T_n \sigma_V, \quad (6)$$

где σ_V , k_V определяются соответственно из (2) и (3).

Площадь кольца соответственно (5), и (6)

$$S_v = 2\pi[(V_{\max} + V_{\min})/2]d_v =$$

$$= 4\pi T_n V_{cp} k_v \sigma_v,$$

где

$$V_{cp} = (V_{\max} + V_{\min})/2.$$

Уменьшение энтропии, т.е. увеличение количества информации (1), при известных статистических показателях скорости движения объекта навигации

$$I_v = \log_2(S_{pr}/S_v) =$$

$$= \log_2[(V_{\max}^2 - V_{\min}^2)/4V_{cp}k_v\sigma_v]. \quad (8)$$

Информационные характеристики $I_v(V_{cp})$ и $I_v(\sigma_v)$ согласно (8) имеют монотонный характер (рис. 4).

Они непрерывно возрастают при $V_{cp} \rightarrow 0$ и $\sigma_v \rightarrow 0$.

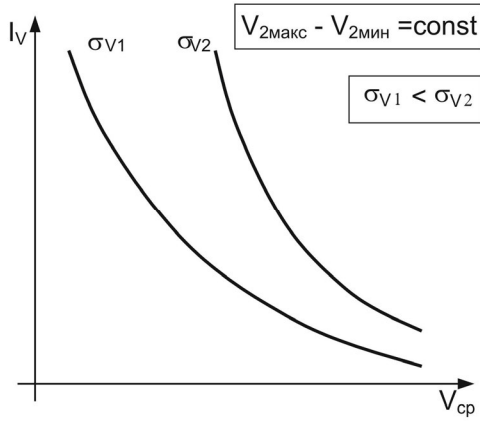


Рис. 4. Зависимость количества информации от среднего значения V_{cp} и дисперсии σ_v^2 скорости движения объекта

3. Дальномерные измерения

Расстояние, которое проходит подвижный объект к моменту времени t_n , может измеряться относительно исходной точки A , или же относительно начала координат – точки O .

Измерения относительно точки A . В момент времени t_n с максимальной погрешностью $\Delta R_{\max}$, полученной аналогично (2) и (3), формируются данные о дальности R_n . Площадь кольца неопределенности радиусом R_n и толщин $2\Delta R_{\max}$ (рис. 5):

$$S_R = 4\pi R_n \Delta R_{\max}.$$

Количество информации согласно (1), получаемой при снятии неопределенности по дальности

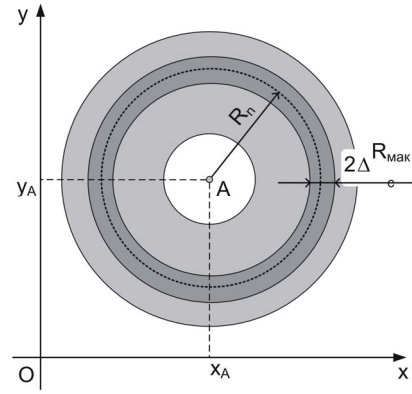


Рис. 5. Уменьшение энтропии дальномерными измерениями относительно точки A

$$I_v = \log_2(S_0/S_R) =$$

$$= \log_2[T_n^2(V_{\max}^2 - V_{\min}^2)/4\pi R_n \Delta R_{\max}].$$

Информационные характеристики $I_R(R_n)$ и $I_R(\Delta R_{\max})$ монотонные, они неограниченно возрастают при $R_n \rightarrow 0$ и $\Delta R_{\max} \rightarrow 0$ (рис. 6).

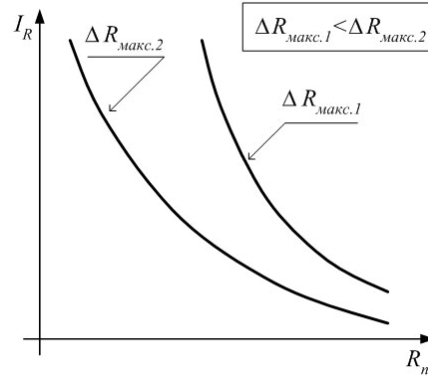


Рис. 6. Зависимость количества навигационной информации от дальности, измеренной от точки A до подвижного объекта

Измерения относительно точки O . Зона неопределенности равна площади области пересечения двух колец: показанного на рис. 3 толщиной d_{nv} (4), и кольца (рис. 7), что образовалось вследствие конечной точности измерений дальности, толщиной

$$d_{D.n} = D_{n.\max} - D_{n.\min},$$

где

$$D_{n.\max} = D_n + \Delta D_{\max};$$

$$D_{n.\min} = D_n - \Delta D_{\max};$$

D_n – дальность от т. O до подвижного объекта,

измеренная в момент времени t_n ; $\Delta D_{\max}$ – максимальная погрешность измерений дальности, обусловленная по аналогии с (2) и (3).

Апостериорная, после измерений дальности, энтропия пропорциональна суммарной площади S_D фигур $BCEF$ и $GHLK$ (рис. 7).

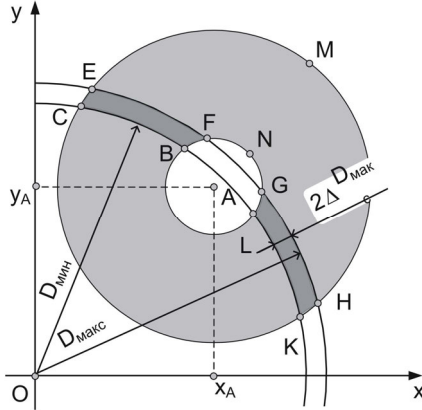


Рис. 7. Уменьшение энтропии дальномерными измерениями относительно точки O

Задача вычисления площади S_D сводится (рис. 8) к определению площади S_{BGHFEC} криволинейного сегмента $BGHFEC$, т.е.

$$S_D = S(D_n, \Delta D_{\max}, R_{\max}, R_{\max}, R_{\min}, x_A, y_A).$$

Для получения рабочей формулы вычисления S_D следует воспользоваться рис. 8.

Количество информации, полученной при дальномерных измерениях относительно т.О:

$$I_D = \log_2(S_0 / S_D). \quad (9)$$

Анализ выражения (9), с учетом введенных обозначений и расчетных формул, показывает, что информационная характеристика $I(D)$ немонотонна и имеет ограниченную область определения:

$$(\rho - R_{\max}) < D_n < (\rho + R_{\max}),$$

$$\text{где } \rho = \sqrt{x_A^2 + y_A^2}.$$

За пределами указанной области $I(D) \equiv 0$.

При $R_{\min} = 0$ анализируемая характеристика имеет один экстремум (минимум), положение которого зависит от параметра ν (рис. 9):

$$\nu = R_{\max} / \rho.$$

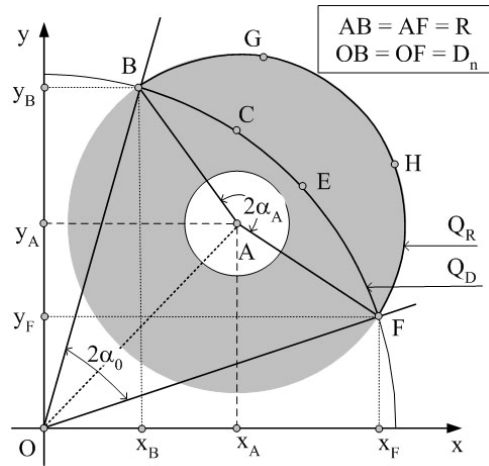


Рис. 8. К вычислению площади криволинейного сегмента $BGHFEC$

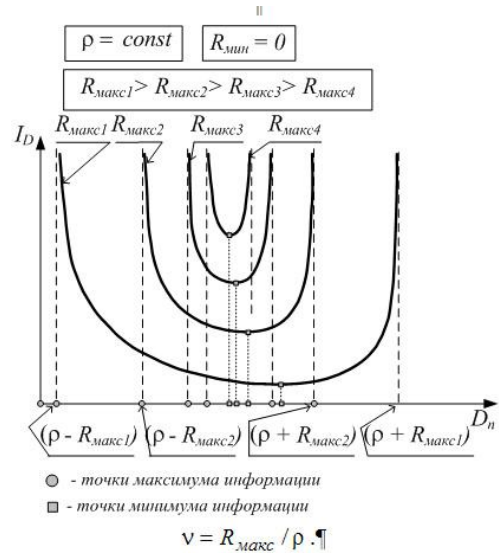


Рис.9. Информационная характеристика дальномерных измерений относительно точки O при $R_{\min} = 0$

С уменьшением параметра ν характеристика сужается и экстремум сдвигается в область больших измеряемых дальностей.

При $R_{\min} \neq 0$ (рис.10), характеристика (9) имеет три локальных экстремума. В точках локальных минимумов характеристика не имеет производной. Положения экстремумов зависит как от параметра ν , так и от параметра μ :

$$\mu = R_{\min} / \rho.$$

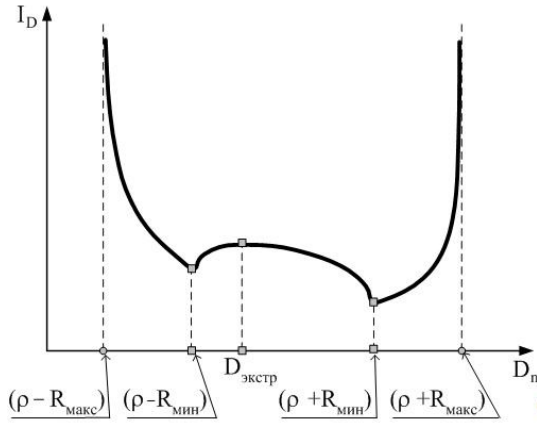


Рис. 10. Семейство информационных характеристик для дальномерных измерений относительно точки O при $R_{\min} \neq 0$

С увеличением параметра μ (рис. 11) информационная характеристика становится более равномерной, локальный максимум сдвигается в сторону меньших дальностей, происходит увеличение величины количества информации в максимумах.

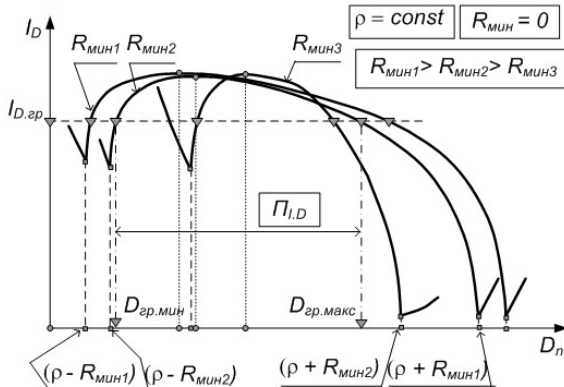


Рис. 11. Семейство нормированных информационных характеристик для дальномерных измерений относительно точки O при различных значениях $R_{\min}$

Для оценки равномерности характеристики следует использовать такой параметр, как информационная полоса Π_{ID} при дальномерных измерениях. Информационная полоса – это интервал изменения дальности, в пределах которого количество информации изменяется в заданное количество раз.

4. Угломерные измерения

Измерения углового положения объекта рассмотрим относительно точек A и O (рис. 3).

Измерения относительно точки A (рис. 12). После угломерных измерений неопределенность положения подвижного объекта остается в пределах секторного кольца $BCEF$. Площадь S_{BCEF} зависит от максимальной погрешности $\Delta\Psi_{\max}$ измерений угла (2), (3). Она пропорциональна апостериорной энтропии

$$S_{BCEF} = S_{ACE} - S_{ABE} = (\Delta\Psi_{\max}/2)(R_{\max}^2 - R_{\min}^2).$$

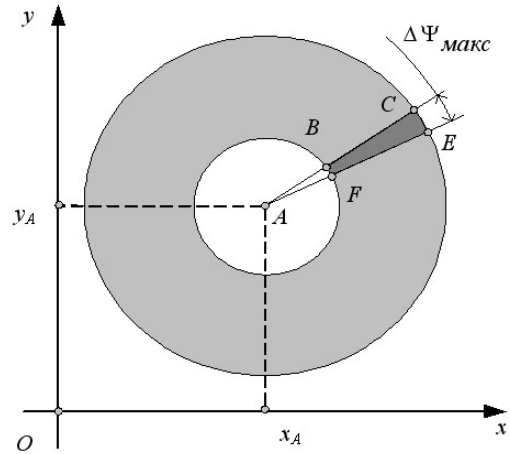


Рис. 12. Уменьшение энтропии угломерными измерениями относительно точки A

Количество информации, добываемой при угломерном определении относительно точки A , с учетом того, что $S_{DCEF} = S_{ps}$, соответственно формуле (1) определяется:

$$I_{\Psi} = S_{pr}/S_{DCEF} = 2\pi / \Delta\Psi_{\max}.$$

Заметим, что количество информации, получаемое при угломерных измерениях, не зависит от математического ожидания угла, а является лишь функцией точности измерений.

Измерения относительно точки O . Апостериорная площадь неопределенности S_{ps} вычисляется как сумма (рис. 13):

$$S_{ps} = S_{NMKL} + S_{BCEF}.$$

информационных характеристик позволяет оптимизировать поиск навигационных параметров объекта по критерию максимума информативности.

Литература

1. Марюхненко В.С., Мухопад Ю. Ф. Проблемы навигационного обеспечения подвижных транспортных объектов // Научно-практическая конференция "Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте, производстве и образовании". Том 1. Транспорт. – Одесса: Черноморье, 2005. – С. 67-73.
2. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др.; Под ред. В.С. Шебшаевича. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
3. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. – М.: ИПЖР, 1998. – 399 с.
4. Абденов А.Ж. Повышение информативности измерений для стохастических динамических систем на основе оптимизации спектральной плотности входного сигнала // Автометрия. – Новосибирск: Издательство СО РАН. – 1999. – № 1. – С. 124-130.
5. Гангнус С.В., Скрипаль А.В., Усанов Д.А. Определение параметров движений объекта с помощью оптического гомодинного метода [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.basegroup.ru/practice/geophysics.htm>.
6. Ярлыков М.С. Статистическая теория радионавигации. – М.: Радио и связь, 1985. – 344 с.
7. Панкин А.М. Информативность измерений в задачах идентификации и диагностики электрических цепей: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.09.5: СПб., 2004. – 242 с. РГБ 61 : 4 - 5 / 2462.
8. Городецкий А.К. Технология синтезированных каналов для зондирования атмосферы с помощью Фурье-спектрометра // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. Третья всероссийская открытая конференция 14-17 ноября 2005 г. Сборник тезисов конференции. – М.: ИКИ РАН, 2005. – С.112-115.
9. Розенфельд Л.Г., Самохин А.В., Колотилев Н.Н. Информативность бесконтактного измерения омега-потенциала головного мозга у больных с переломами бедренной кости // Ортопедия, травматология и протезирование. – Х., 2000. – № 3. – С. 32-34.
10. Стратонович Р.Л. Теория информации. – М.: Сов. Радио, 1975. – 424 с.
11. Марюхненко В.С. Системы координат у транспортній радіонавігації // Сборник научных трудов по материалам международной научно-практической конференции «Научные исследования и их практическое применение. Современное состояние и пути развития 2006». Том 5. – Одесса: Черноморье, 2006. – С. 40-46.
12. Мухопад Ю.Ф. Проектирование специализированных микропроцессорных вычислителей. – Новосибирск: Наука, 1981. – 160 с.
13. Марюхненко В.С., Марюхненко С.В., Суравейкин В.Г. Патент РФ G01S013/08. Устройство для определения дальности в угломерно-дальномерной системе ближней навигации. Рег. номер 95109675.
14. Марюхненко В.С. Пространственное распределение ошибок измерений радионавигационных параметров радиотехнической системой дальней навигации // Авиакосмическое приборостроение. – 2005. – № 9. – С.25-28.

Поступила в редакцию 2.03.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.М. Бардаков, Иркутский государственный университет путей сообщения, Россия, Иркутск.

УДК 421.8

В.А. БЕЛОПОЛЬСКИЙ, И.И. УСТИНОВ*ГП завод «Электротяжмаш», Украина***АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ
ГОРИЗОНТАЛЬНО-ОСЕВЫХ ВЕТРОТУРБИН**

Рассмотрены конфузорный, диффузорный и активный аэродинамические режимы работы лопастной решетки горизонтально-осевой ветротурбины; определены параметры, характеризующие эти режимы, получены уравнения связи этих параметров с аэродинамическими параметрами турбины. Приведено разграничение аэродинамических режимов от их характеристических режимных коэффициентов.

Изложены пути повышения коэффициента энергообмена, направленные на увеличение выработки ветроэлектроустановкой электроэнергии.

аэродинамические режимы, циркуляция, торможение осевой скорости, подъемная сила, интенсификация энергообмена, бироративная ветротурбина, центрифугирование

В период эксплуатации ветроэлектроустановок (ВЭУ) с горизонтальной осью вращения ветротурбины, имеющие конфузорную газодинамическую решетку, могут работать в следующих аэродинамических режимах: 1) конфузорном (турбинном); 2) диффузорном (насосном); 3) активном. Тип аэродинамического режима работы в значительной степени определяется условиями входа потока воздуха, а также: внезапными короткими замыканиями в системе электрооборудования, резким изменением потребления электрической нагрузки потребителями; сбоем в системах регулирования и управления; другими причинами.

Конфузорный аэродинамический режим работы решетки характеризуется ускорением относительной скорости выхода потока W_2 , т.е. $W_2 > W_1$ (рис. 1). При этом углы потока $\beta_1 > \beta_2$, а углы поворота потока в канале могут составлять $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2 \approx 2^\circ \dots 10^\circ$. Характерным для конфузорного режима является отрицательное значение скорости поворота потока C_{u2} , иногда называемой циркуляционной составляющей скорости C_2 . Это объясняется тем, что в лопастной решетке, работающей в конфузорном режиме, направление циркуляции вихря $\Gamma = 2\pi r(-C_{u2})$ обратное тому, какое имеет место при диффузорном аэродинамическом режиме, принятом за положительное значение

циркуляции [5]. Учитывая, что величина циркуляции вихря не зависит от ее знака, в целях снижения времени вычислений и их трудоемкости при выполнении аэродинамических расчетов ветроколес целесообразно опустить знак минус при скорости C_{u2} и полагать величины скоростей C_{u2} и, соответственно коэффициенты циркуляции

$$\kappa_\Gamma = C_{u2}/C_{a1} > 0 [1].$$

В комплексе аэродинамических коэффициентов энергетической теории [1] имеются следующие параметры, отражающие тип аэродинамического режима работы конфузорной решетки ветротурбины: коэффициент конфузорности n , равный отношению относительных скоростей выхода W_2 и входа потока воздуха W_1 , т.е. $n = W_2/W_1$, и коэффициент торможения осевой скорости входа потока воздуха κ , равный отношению осевых скоростей выхода C_{a2} и входа C_{a1} , т.е. $\kappa = C_{a2}/C_{a1}$. Необходимость введения этого коэффициента, имеющего в энергетической теории название коэффициента торможения осевой скорости, объясняется тем, что в связи с передачей части кинетической энергии воздушного потока конфузорной решетке ветротурбины происходит торможение осевой скорости входа потока C_{a1} до величины $C_{a2} < C_{a1}$ [2]. Этот результат был получен

Г.Х. Сабининым при экспериментальных исследованиях моделей ветротурбин.

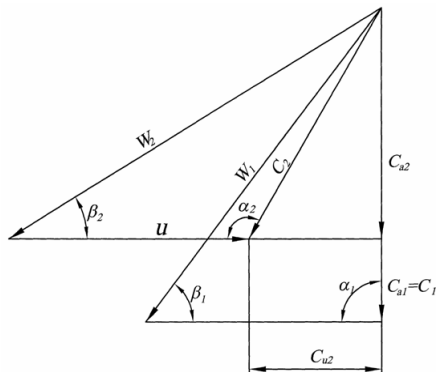


Рис. 1. Треугольники скоростей в ветротурбине при конфузорном аэродинамическом режиме работы

Установим связь коэффициентов конфузорности n с коэффициентами торможения осевой скорости κ . По определению

$$n = \frac{W_2}{W_1}. \quad (1)$$

Если в (1), пользуясь очевидными соотношениями из треугольников скоростей (рис. 1) заменить относительные скорости потока воздуха выражениями

$$\left. \begin{aligned} W_1 &= \frac{C_{a1}}{\sin \beta_1}; \\ W_2 &= \frac{C_{a2}}{\sin \beta_2} = \frac{\kappa_k C_{a1}}{\sin \beta_2}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

то, после сокращения величины C_{a1} , получим:

$$n_k = \kappa_k \cdot S, \quad (3)$$

где $S = \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2}$.

Если турбина имеет конфузорный газодинамический режим течения воздушного потока, то всегда $S > 1,0$, т.к. угол потока $\beta_1 > \beta_2$. Так как при этом режиме $W_2 > W_1$, то коэффициент конфузорности $n_k > 1,0$. Тогда коэффициент κ должен быть $\kappa_k < 1,0$. Это подтверждается экспериментами Г.Х. Сабинина [2]. Схематически распределение аэродинамических режимов работы лопастных венцов ветротурбины в зависимости от режимных коэффициентов n и κ изображено на рис. 3. При диффузорном аэродинамическом режиме работы конфузорной решетки величи-

на $S < 1,0$ (угол потока $\beta_1 < \beta_2$), а величина $n_d < 1,0$.

Поэтому в этом случае значения коэффициента $\kappa_d > 1,0$ (рис. 3). Это объясняется тем, что при диффузорном режиме работы решетки происходит не отбор кинетической энергии от воздушного потока решеткой, а наоборот, передача части механической энергии от вращающейся решетки воздушному потоку, вследствие чего $C_{a2} > C_{a1}$, т.е. $\kappa > 1,0$ (рис. 2, а).

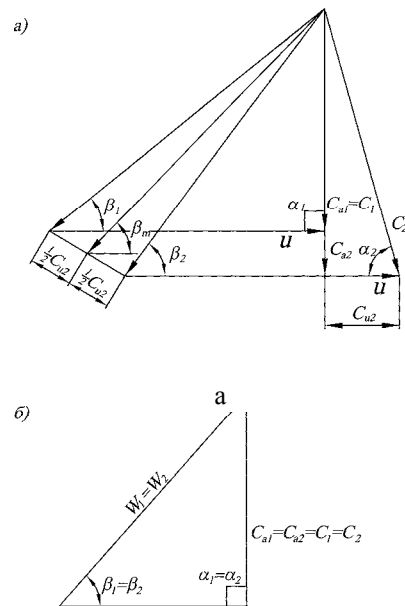


Рис. 2. Треугольники скоростей в канале ветротурбины: а – при диффузорном аэродинамическом режиме работы; б – при активном аэродинамическом режиме работы

При этом коэффициент $n_d < 1,0$ ($\beta_2 > \beta_1$). При работе решетки в активном режиме (рис. 2, б) имеем $\beta_1 = \beta_2$; $W_1 = W_2$; $C_{a1} = C_{a2}$, т.е. $S_d = 1,0$; $\kappa_d = 1,0$; $n_d = 1,0$ (рис. 3). В этом режиме работы решетки поворот потока $\Delta\beta = 0$; $C_{u2} = 0$, т.е. отсутствует подъемная сила и создаваемый ею аэродинамический (движущий) момент.

В связи с этим работа конфузорной решетки в активном газодинамическом режиме, как и в диффузорном, недопустима.

Из энергетической теории [1] известно, что величина аэродинамической нагрузки лопасти определяется выражением:

$$(\tau C_{ж})_l = 2\kappa \Gamma \sin \beta_m. \quad (4)$$

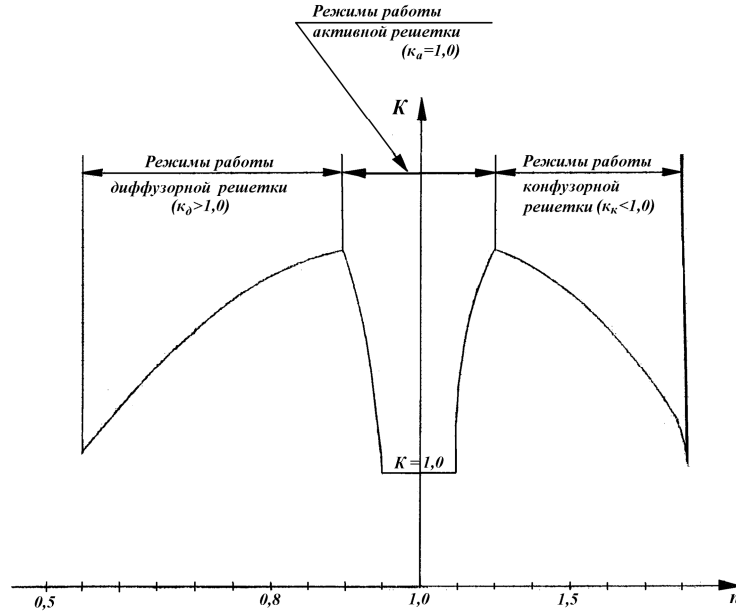


Рис. 3. Разграничение аэродинамических режимов работы в зависимости от коэффициента конфузности n и коэффициента торможения потока κ

Отсюда аэродинамический коэффициент циркуляции равен:

$$\kappa_{\Gamma} = (\tau C_{\text{жс}})_{\text{л}} / 2 \sin \beta_m. \quad (5)$$

Выполним следующие замены:

$$\sin \beta_m = \frac{C_{a2}}{W_m} = \frac{\kappa_{\kappa} C_{a1}}{\frac{1}{2}(W_1 + W_2)} = \frac{\kappa_{\kappa} C_{a1}}{\frac{1}{2} W_1 (1 + n_{\kappa})}.$$

Заменяя $W_1 = C_{a1} / \sin \beta_1$, получаем:

$$\sin \beta_m = \frac{\kappa_{\kappa} C_{a1}}{\frac{1}{2} \cdot \frac{C_{a1}}{\sin \beta_1} (1 + n_{\kappa})}.$$

Разделив в последнем соотношении числитель и знаменатель на C_{a1} , получаем

$$\sin \beta_m = \frac{2 \kappa_{\kappa} \sin \beta_1}{(1 + n_{\kappa})}. \quad (6)$$

Если подставить (6) в (5), получим для коэффициента циркуляции следующее:

$$\kappa_{\Gamma} = \frac{(\tau C_{\text{жс}})_{\text{л}}}{4 \kappa_{\kappa} \sin \beta_1} (1 + n_{\kappa}), \quad (7)$$

а величину аэродинамической нагрузки лопасти можно выразить следующим соотношением:

$$(\tau C_{\text{жс}})_{\text{л}} = 4 \kappa_{\Gamma} \cdot \kappa_{\kappa} \frac{\sin \beta_1}{(1 + n_{\kappa})}. \quad (8)$$

Из выражения (8) следует, что аэродинамическая

нагрузка лопасти прямо пропорциональна коэффициентам циркуляции κ_{Γ} , коэффициентам торможения осевой скорости κ_{κ} и обратно пропорциональна коэффициентам конфузности n_{κ} . При активном режиме работы решетки ($n_a=1,0$):

$$(\tau C_{\text{жс}})_{\text{л}} = 2 \kappa_{\Gamma} \sin \beta_1. \quad (9)$$

Так как в активном режиме работы решетки $\beta_1 = \beta_2 = \beta_m$ (рис. 2, б) то получаем, что выражение (9) тождественно выражению (4), полученному для конфузорного режима работы решетки. В энергетической теории [1] было получено следующее выражение для аэродинамического коэффициента энергообмена e , отражающего силовое взаимодействие воздушного потока в межлопастном канале с решеткой ветротурбины, характеризующее долю кинетической энергии, преобразованную в механическую энергию вращения вала ротора генератора:

$$e = \left(1 - \kappa_{\kappa}^2\right) / C_p, \quad (10)$$

где C_p — коэффициент использования энергии ветра;

κ_{κ} — коэффициент торможения осевой скорости в конфузорном режиме работы решетки.

В активном режиме работы решетки $\kappa_a=1,0$ и $e=0$.

При диффузорном аэродинамическом режиме работы решетки $\kappa_d > 1,0$ и $e < 0$ (переход части меха-

нической энергии вращения решетки в кинетическую энергию воздушного потока). Очевидно, что $e > 0$, когда $\kappa < 1,0$, т.е. при конфузорном аэродинамическом режиме работы решетки турбины. Учитывая, что $\kappa = C_{a2}/C_{a1}$, следует сделать вывод о целесообразности максимального торможения осевой скорости C_{a2} . Минимизация скорости C_{a2} может быть достигнута, например, при помощи системы диффузоров [3], постепенно снижающих скорость C_{a2} , и не вызывая при этом значительного расходования энергии. Такую систему диффузоров можно разработать, используя в качестве опорных элементов конструкции головку ВЭУ. Негативным фактором здесь является увеличение массы и габаритов головки ВЭУ, повышение нагрузки башни на фундамент. Кроме того, увеличиваются время и трудоемкость монтажа ВЭУ, металлоемкость конструкции.

Экономическая целесообразность установки системы диффузоров может быть выяснена в результате экономических расчетов, с учетом выработки дополнительного количества электроэнергии, полученной при увеличении коэффициента энергообмена e (10) при снижении коэффициента торможения осевой скорости κ , которая возможна при уменьшении скорости C_{a2} в диффузоре или в системе диффузоров [3]. Из формулы (10) следует, что:

$$\kappa_k = \sqrt{1 - e \cdot C_p} . \quad (11)$$

Если принять $e=0,95$, а $C_p=0,35$, то для коэффициента κ получим:

$$\kappa = \sqrt{1 - 0,95 \cdot 0,35} = 0,817 .$$

Здесь $\kappa > 0$, т.к. предполагаем работу решетки в конфузорном аэродинамическом режиме. При скорости воздуха, входящего в ветротурбину, $C_{a1}=12\text{м/с}$, скорость воздуха, выходящего после ветротурбины или после установленных за нею диффузоров, должна быть: $C_{a2} \leq \kappa \cdot C_{a1} = 0,817 \cdot 12 \approx 10\text{м/с}$.

Такие небольшие степени торможения воздушного потока могут быть без значительных трудностей получены в одном или не более чем в двух последовательно установленных диффузорах, обеспечиваю-

щих минимальные затраты энергии. Следует учитывать, что осевая скорость C_{a2} распределяется вдоль радиуса лопасти не равномерно, в связи с чем входное сечение первого диффузора, расположенного непосредственно за ветротурбиной, должно учитывать эту особенность [1]. В настоящее время разработано большое количество разнообразных по форме и конструкции диффузоров, исследованных И.Е. Идельчиком, В.И. Ханжонковым и др. исследователями. Из них следует выделить группу ступенчатых диффузоров отличающихся малыми габаритами при высокой эффективности. Дальнейшая интенсификация энергообмена между воздушным потоком и турбиной ($e > 1,0$) может быть получена, если добиться, чтобы величина коэффициента торможения осевой скорости была $\kappa_k < 0$, т.е., чтобы $C_{a2} < 0$, что соответствует потоку воздуха, направленному навстречу осевой скорости C_{a1} . Эта задача может быть решена при преодолении многих трудностей, связанных с реализацией соответствующей конструкции и сложностей аэродинамического характера, вызванных встречными воздушными потоками и организацией с минимальными затратами энергии направления, а также должной структуры и кинематики результирующего потока воздуха. Эти вопросы необходимо решать экспериментальным путем, как и доводку лопастной системы бироративной турбины, если она будет применена для создания потока воздуха со скоростью $-C_{a2}$. При этом возможно применение бироративной ветротурбины [4] с несколькими открьлками для более эффективного поворота потока со скоростью C_{a2} входящего в каналы традиционной ветротурбины, где происходит трансформация части кинетической энергии воздушного потока в механическую энергию вала ротора генератора. Оценивая в целом возможность применения бироративной турбины для получения заданной величины коэффициента $e > 1,0$, следует иметь ввиду указанные выше серьезные трудности создания сложной конструкции лопастной системы бироративной ветротурбины и аэродинамической отработ-

ки на экспериментальных моделях встречных потоков воздуха и результирующего воздушного потока. Лишь положительное решение этих вопросов может способствовать значительному повышению мощности ВЭУ и повышению количества выработанной ею электроэнергии.

Малая величина относительного диаметра втулки ветротурбины $v \leq 0,3$, характерная для горизонтально-осевых ветротурбин, приводит к значительному увеличению динамического давления, теряемого при выходе потока из турбины:

$$H_0 = \frac{1}{2} \kappa_{жс} \cdot \rho \cdot C_2^2, \quad (12)$$

где коэффициент Н.Е. Жуковского [5]:

$$\kappa_{жс} = -2 \frac{\ln v}{1-v^2}.$$

Кроме того, величина потерь энергии в ветротурбинах, имеющих относительный диаметр втулки $v \leq 0,3$, увеличивается в связи с интенсификацией пульсационного движения в потоке воздуха, а также в связи с ростом центробежного эффекта, вызванного центрифугированием частиц воздуха при $v \leq 0,3$.

Выводы

1. Рассмотрены особенности течения потока воздуха в межлопастных каналах горизонтально-осевых ветротурбин.

2. Приведены выражения для аэродинамических коэффициентов конфузорности n_k и торможения осевой скорости κ_k , определяющие тип газодинамического режима работы решетки ветротурбины, а также уравнения связи этих коэффициентов между собой и с некоторыми аэродинамическими параметрами ветротурбины.

3. Рассмотрено разграничение газодинамических режимов работы ветротурбины в зависимости от режимных коэффициентов n и κ .

4. Рассмотрены возможности интенсификации энергообмена в ветротурбине, направленные на повышение величины аэродинамического (крутящего) момента и увеличение выработки электроэнергии

ВЭУ. При этом предложено использование диффузоров при выходе воздуха после ветротурбины или бироративной турбины.

5. Материалы, изложенные в работе, могут быть использованы при проектировании и эксплуатации горизонтально-осевых ветротурбин ВЭУ любой мощности.

6. Рассмотрены предложения для интенсификации энергообмена в ветротурбине, способствующие увеличению выработки электроэнергии ВЭУ.

7. Результаты работы могут быть использованы при эксплуатации ВЭУ: недопущении возникновения и развитию диффузорного и активного режимов работы ветротурбины, которые следует считать аварийными режимами.

Литература

1. Белопольский В.А. Энергетическая теория и аэродинамический расчет горизонтально-осевых ветротурбин. – Х.: Контакт, 2006. – 366 с.
2. Сабинин Г.Х. Структура воздушного потока в зоне вращающегося быстроходного ветроколеса // Промышленная аэродинамика, ЦАГИ, вып. 13. – М.: Оборонгиз, 1959. – 62 с.
3. Идельчик И.Е. Гидравлические сопротивления. – М.-Л.: ГЭИ, 1954. – 214 с.
4. Ковалевский В.В. Газодинамический расчет ветротурбин с горизонтальной осью вращения по теории лопаточных машин с использованием уравнений Эйлера: Учебное пособие по курсовому проектированию. – Х.: НАКУ "ХАИ", 2005. – 24 с.
5. Ушаков К.А., Брусиловский И.В., Бушель А.Р. Аэродинамика осевых вентиляторов и элементы их конструкции. – М.: Госгортехиздат, 1960. – 422 с.

Поступила в редакцию 19.03.2007

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А.И. Яковлев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков; д-р техн. наук Ю.В. Зозулин, АО «МЭА»ЭЛТА.

УДК 629.733.015.307(045)

Т.М. НГО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ДИНАМИКА ПОЛЁТА ДИСКООБРАЗНОГО ДИРИЖАБЛЯ**

Создание воздухоплавательного транспорта (аэростатов и дирижаблей) было и остается одной из важных и сложных задач науки и техники. Одной из важнейших задач, которую необходимо решать при проектировании дирижабля, является задача динамики полёта.

полёт, дискообразный дирижабль, расчет, экспериментальные исследования**Введение**

В последнее время во многих странах снова внимательно рассматриваются типы летательных аппаратов легче воздуха. В отличие от предыдущих этапов, настоящие конструкторы обращают свои взгляды на проектировании транспортных дирижаблей способных доставить значительный груз на большое расстояние или в труднодоступные места планеты. Развитие компьютерной технологии дает конструкторам возможность исследовать аэродинамические характеристики, создание и испытание модели с высокой точностью.

Расчет параметров динамики полета, особенно расчет траекторных задач, является важным этапом в процессе проектирования летательных аппаратов. В данной статье рассмотрена задача определения потребной мощности для полета дискообразного дирижабля на основании экспериментальных исследований аэродинамических характеристик, проведенных автором в аэродинамической трубе Национального авиационного университета УТА-1.

Расчет истинных максимальных и минимальных скоростей дирижабля при заданном режиме работы двигателей на режиме установившегося горизонтального полёта

Действительный полёт дискообразного дирижабля в атмосфере достаточно сложен. При старте

дирижабль будет двигаться под действием аэростатической подъемной силы, созданной гелием, наполняющем оболочку, по вертикали или двигателями комбинированным методом [1].

Кроме того, при изменении угла наклона двигателей дирижабль может взлетать по наклонной, кривой или более сложной траектории.

Для расчета приняты следующие допущения:

- двигатели дирижабля неподвижны и создают силу тяги, параллельную вектору скорости;
- аэростатическая сила постоянна;
- эксплуатационный угол атаки дирижабля, находится в диапазоне от 0 до 25 градусов.

Расчеты проводились для дирижабля типа диска с диаметром 16 м, высотой 4 м и массой 700 кг (при полете с двумя пилотами) на трёх режимах полёта: горизонтальный полёт, набор высоты и снижение.

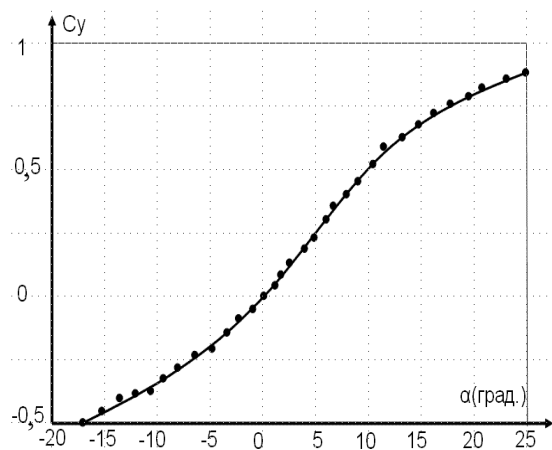
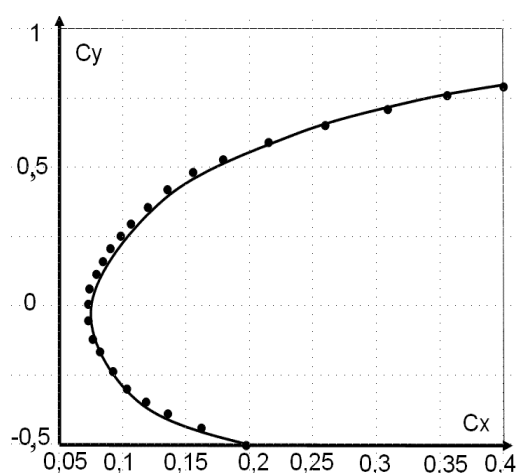
Для создания аэростатической подъемной силы используется гелий объемом 600 м^3 , а динамическая подъемная сила создается тремя поршневыми двигателями мощностью 58 кВт каждый.

Результаты экспериментальных исследований модели дискообразного дирижабля в аэродинамической трубе представлены на рис. 1 и 2.

Для проектируемого дирижабля горизонтальный полёт является основным эксплуатационным режимом.

При таком режиме на дирижабль действуют:

- аэродинамическая подъемная сила


 Рис. 1. Зависимость C_y от α

 Рис. 2. Зависимость C_y от C_x

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{ya} – коэффициент подъемной силы; ρ – плотность воздуха на заданной высоте; V – скорость полёта дирижабля; S – площадь миделевого сечения диска;

- сила лобового сопротивления: X_a ;
- сила тяжести: $G = mg$;
- приращение аэростатической подъемной силы:

$$\Delta Y_{APX} = mg - Y_{APX};$$

где Y_{APX} – сила Архимеда или аэростатическая подъемная сила газа.

Уравнения равновесия дирижабля можно записать следующим образом:

$$\begin{cases} P_n - X_a = 0; \\ Y_a + Y_{APX} - mg = 0, \end{cases}$$

где P_n – потребная тяга.

Из уравнения равновесия определяется скорость полёта дирижабля:

$$V_{ПГ} = \sqrt{\frac{2(mg - Y_{APX})}{C_{Ya}\rho S}} = \sqrt{\frac{2\Delta Y_{APX}}{C_{Ya}\rho S}}. \quad (1)$$

Потребная мощность определяется по формуле:

$$\begin{aligned} N_{П} &= \frac{(mg - Y_{APX})V_{ПГ}}{K} = \\ &= \frac{\Delta Y_{APX}V_{ПГ}}{K}, \end{aligned} \quad (2)$$

где K – аэродинамическое качество дирижабля.

Располагаемая мощность двигателя дирижабля, равная сумме мощностей на валах винтов, определяется по формуле:

$$N_P = n \cdot N_{B.P.};$$

где n – количество двигателя; $N_{B.P.}$ – располагаемая мощность одного двигателя.

Располагаемая мощность одного двигателя вычисляется через эквивалентную мощность по формуле:

$$N_{B.P.} = N_{ЭК} \eta_{B.P.};$$

где $N_{ЭК}$ – эквивалентная мощность двигателя; $\eta_{B.P.}$ – расчётный коэффициент полезного действия винта (в расчёте задано $\eta_{B.P.} = 0,8$).

Эквивалентная мощность поршневого двигателя равна эффективной мощности двигателя

$$N_{ЭК} = N_{eH}.$$

Эффективная мощность меняется в зависимости от высоты по формуле [4]:

$$N_{eH} = N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right),$$

где N_{e0} – эффективная мощность на высоте $H = 0$ м;

P_H , T_H – давление и температура воздуха на заданной высоте;

P_0 , T_0 – давление и температура воздуха на высоте $H = 0$ м.

Поэтому:

$$\begin{aligned}
N_{ЭК} &= N_{eH} = N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \\
\Rightarrow N_{B.P.} &= N_{ЭК} \cdot \eta_{B.P.} \\
\Leftrightarrow N_{B.P.} &= N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \eta_{B.P.} \quad (3) \\
\Rightarrow N_P &= n N_{B.P.} \\
\Leftrightarrow N_P &= n N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \eta
\end{aligned}$$

Исходя из данных расчета:

$$n = 3; N_{e0} = 58000 \text{ Вт};$$

$$\eta_{B.P.} = 0,8; T_0 = 288,15 \text{ К};$$

$$p_0 = 101325 \text{ Па}.$$

С использованием формулы (3) рассчитывается располагаемая мощность двигателей дирижабля на разных высотах:

- при $H = 0 \text{ м}$, $T_0 = 288,15 \text{ К}$, $p_0 = 101325 \text{ Па}$ получаем $N_{P0} = 1,392 \cdot 10^5 \text{ Вт}$;
- при $H = 400 \text{ м}$, $T_{400} = 284,90 \text{ К}$, $p_{400} = 95461 \text{ Па}$ получаем $N_{P400} = 1,311 \cdot 10^5 \text{ Вт}$;
- при $H = 1000 \text{ м}$, $T_0 = 281,65 \text{ К}$, $p_0 = 89876 \text{ Па}$ получаем $N_{P0} = 1,233 \cdot 10^5 \text{ Вт}$.

Для построения зависимостей располагаемых и потребных мощностей задаем разные величины приращения аэростатической силы:

$$\Delta Y_{APX1} = 1 \text{ Н}; \Delta Y_{APX2} = 980 \text{ Н};$$

$$\Delta Y_{APX3} = 3920 \text{ Н}; \Delta Y_{APX4} = 8680 \text{ Н}.$$

На рис. 3 представлен результирующий график.

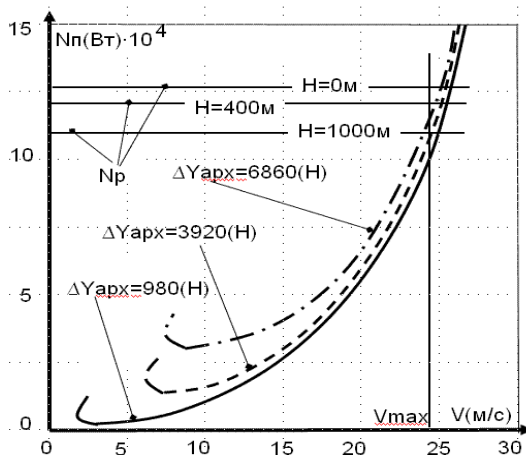


Рис. 3. График зависимости располагаемых и потребных мощностей двигателей дирижабля от скорости полета при различных значениях приращения аэростатической силы

Кривые потребных и располагаемых тяг позволяют определить основные летные характеристики дирижабля.

Из полученного графика можно сделать следующие выводы:

- скорость полета жестко зависит от потребной мощности. Чем больше потребная мощность, тем выше скорость полета.
- минимальная скорость $V_{min} = 0 \text{ м/с}$ достигается при $\Delta Y_{APX} = 0 \text{ Н}$. В этом случае дирижабль использует только аэростатическую силу и почти висит в воздухе;
- максимальная скорость достигается $V_{max} = 24,5 \text{ м/с}$ при $N_{П} = N_P = 13 \cdot 10^4 \text{ Вт}$. Максимальная скорость почти не меняется независимо от изменения аэростатической силы или от изменения высоты от 0 м до 1000 м;
- чем больше значения аэростатической силы, тем меньше потребная мощность, необходимая для того, чтобы удерживать дирижабль в воздухе. За счет чего минимальная скорость уменьшается.

Таблица 1

Влияние приращения аэростатической подъемной силы на скорость горизонтального полета

	$H=0 \text{ м}$		$H=400 \text{ м}$		$H=1000 \text{ м}$	
ΔY_{APX} Н	V_{min} м/с	V_{max} м/с	V_{min} м/с	V_{max} м/с	V_{min} м/с	V_{max} м/с
1	0,1	26,4	0,2	24,2	0,3	24,1
980	2,5	26,42	3,0	24,5	4,0	24,3
3920	5,2	26,45	5,8	24,6	6,3	24,62
6860	7,0	26,5	8,0	24,65	8,7	24,62

Расчет характеристик установившегося набора высоты

В полете по наклонной траектории на дирижабль действуют силы, приложенные в центре масс дирижабля: аэродинамическая подъемная сила Y_a , аэростатическая подъемная сила газа Y_{APX} , сила лобового сопротивления X_a , тяга двигателя P .

Набор высоты характеризуется воздушной скоростью дирижабля V и углом наклона траектории θ .

Систему уравнений движения дирижабля при установившемся наборе высоты можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} mg \cos \theta - Y_a - Y_{APX} \cos \theta &= 0; \\ X_a + mg \sin \theta &= P; \\ V_Y &= V \sin \theta; \\ V_Y &= \frac{dH}{dt}; \\ V_X &= \frac{dL}{dt}, \end{aligned}$$

где dH – приращение высоты полёта; dL – приращение дальности полёта.

Определяем вертикальную скорость дирижабля на режиме набора высоты:

$$\begin{aligned} mg \cos \theta - Y_a - Y_{APX} \cos \theta &= 0, \\ \Rightarrow mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta &= Y_a, \end{aligned} \quad (4)$$

$$Y_a = C_{Ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

$$\Rightarrow mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta = C_{Ya} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (5)$$

Из (4) и (5) следует

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{2(mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta)}{\rho C_{Ya} S}}.$$

Задаем условие эксплуатации дирижабля на этом режиме при $\theta \leq 10^\circ$, учитывая, что $\cos \theta \approx 1$.

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{2(mg - Y_{APX})}{\rho C_{Ya} S}} = \sqrt{\frac{2\Delta Y_{APX}}{\rho C_{Ya} S}} = V_{III};$$

$$V_Y = V \sin \theta = V \frac{P - X_a}{mg - Y_{APX}};$$

$$\Leftrightarrow V_Y = \frac{\Delta N_{ЭКСП}}{(mg)_{ЭКСП} - Y_{APX}};$$

$$\Leftrightarrow V_Y = \frac{\Delta N_{ЭКСП}}{\Delta Y_{APX}}.$$

Задавая начальные условия для дирижабля: $Y_{APX1} = 3920H$, $Y_{APX2} = 6860H$, используем кривую потребных и располагаемых мощностей для определения значения $\Delta N_{ЭКСП}$. Поляра набора высоты представлена на рис. 4.

По графику изменения вертикальных скоростей от скорости полёта (рис. 4) построим график зависимости максимальной вертикальной скорости от высоты (рис. 5):

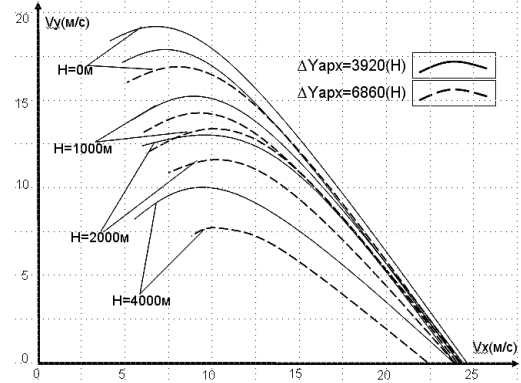


Рис. 4. Изменение вертикальных скоростей от скорости полёта при различных высотах и различных приращениях аэростатической подъемной силы

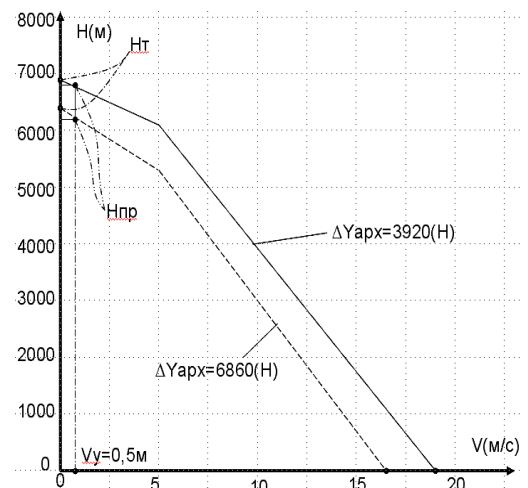


Рис. 5. График зависимости максимальной вертикальной скорости от скорости полёта и от высоты

Зная вертикальные скорости при наборе высоты, можно определить время, необходимое для набора дирижаблем заданной высоты полёта по формуле:

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{УСР}},$$

где ΔH – приращение высоты; $V_{УСР}$ – средняя вертикальная скорость. По полученным результатам построим барограмму набора высоты (рис. 6).

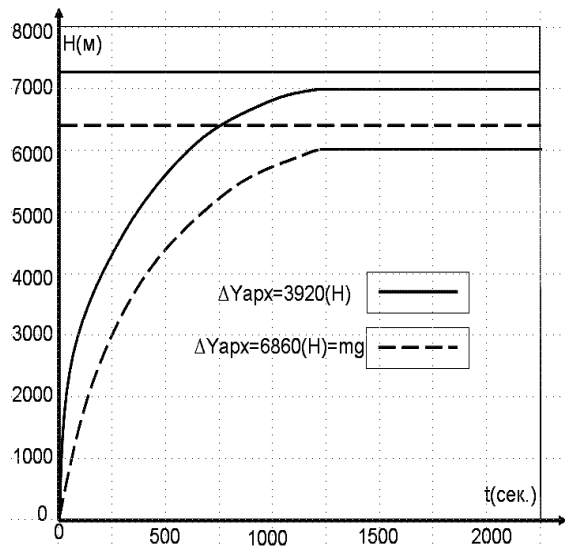


Рис. 6. Барограмма набора высоты дирижабля

Результаты расчета характеристик дирижабля на установившемся режиме набора высоты показали, что:

- вертикальная скорость дирижабля при одном и том же угле атаки уменьшается по высоте и при одинаковой высоте и одинаковой скорости полёта чем больше величины приращения аэростатической подъемной силы $\Delta Y_{арх}$, тем меньше вертикальные скорости;
- за 20 минут дирижабль может долететь до практического потолка с максимальным режимом работы двигателей;
- теоретический потолок равен $H = 7000$ м при $V_Y = 0,5$ м/с. Чем больше величины приращения аэростатической подъемной силы $\Delta Y_{арх}$, тем меньше теоретические и практические потолки.

Заключение

Таким образом, в данной статье приведены результаты расчета траекторной задачи на основе результатов экспериментальных исследований модели дискообразного дирижабля для установившегося горизонтального полета и установившегося набора высоты. Полученные результаты позволяют в дальнейшем исследовать характеристики траекторных задач модели дискообразного дирижабля при снижении и планировании.

Литература

1. Бойко Ю.С. Воздухоплавание в изобретениях. – М.: Транспорт, 1999. – 352 с.
2. Лазнюк П.С., Максимов В.С. и др. – Динамика полёта. Методические указания по выполнению курсовой работы. – К.: КИИГА, 1987. – 52 с.
3. Мхитарян А.М., Лазнюк П.С., Максимов В.С. Динамика полёта: учебник для авиационных вузов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1978. – 424 с.
4. Мелькумов Т.М., Добрынин А.А. Пугачев Н.С. Теория авиационных поршневых двигателей / Под общ. ред. Т.М. Мелькумова. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1953. – 543 с.

Поступила в редакцию 22.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Ищенко, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.П. БОЙЧУК², А.С. КАРТАШЕВ¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В интересах обеспечения начальных этапов проектирования легких скоростных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями (ПуВРД) предложены модель и метод расчета теплового взаимодействия системы «камера ПуВРД – планер». Представлены результаты численного моделирования и их сопоставление с данными натурного эксперимента.

пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, беспилотный летательный аппарат, тепловое состояние элементов конструкции планера

Введение

В отличие от полноразмерных аналогов, в классе легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с крейсерской скоростью полета 100...150 м/с пульсирующие воздушно-реактивные двигатели (ПуВРД) имеют весьма благоприятные перспективы в связи с дешевизной конструкции, достаточно высоким массовым совершенством двигательной установки, а также ввиду масштабного вырождения ТРД соответствующих типоразмеров [1 – 7]. Характерной особенностью рабочего процесса в ПуВРД (рис. 1) является высокая теплонапряженность тонкостенной камеры, оцениваемая экстремальными значениями температур порядка 800 К (рис. 2). Как правило, камера ПуВРД устанавливается на пилоне над или под фюзеляжем, что обуславливает высокую интенсивность теплового воздействия на смежные элементы конструкции планера. Комплекс мероприятий по тепловой защите планера должен выработываться на основе представлений о некотором критическом состоянии соответствующего температурного поля. Критическое состояние в данном случае ассоциируется с предстартовым режимом работы ПуВРД, так как конвективный теплоотвод при

этом наименее интенсивен и обуславливается главным образом лишь эжекционными эффектами, сопровождающими работу входного устройства и истечение реактивной струи. Далее в полете, по мере роста скорости, интенсивность обдува двигателя увеличивается, что приводит к снижению теплового воздействия на элементы конструкции планера.

1. Модель и метод расчета теплового состояния конструкции

В соответствии с физическим оригиналом модель теплообмена в системе «камера ПуВРД – планер БЛА» имеет комплексно-сопряженную структуру, отображающую процесс внешнего обтекания, сопровождающийся конвективным и лучистым теплообменом.

Движение обдувающего БЛА воздуха моделировалось численно на основе уравнений Навье – Стокса:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\Phi}_k}{\partial x_k} = \frac{\partial \bar{\Omega}_k}{\partial x_k},$$

где $\bar{F} = \rho(1, w_1, w_2, w_3, \varepsilon^o)$;

$$\bar{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p(0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k);$$

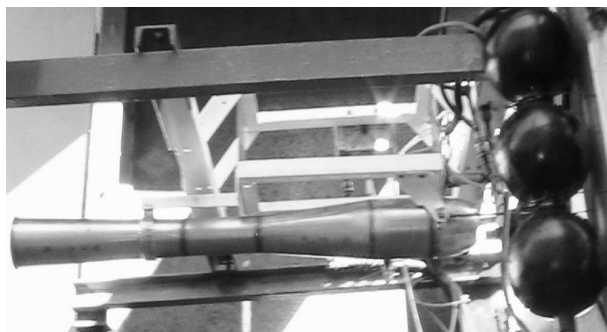


Рис. 1. ПуВРД для легкого БЛА на испытательном стенде



Рис. 2. Светящаяся поверхность камеры, выполненной из жаростойкой стали, на номинальном режиме работы ПуВРД

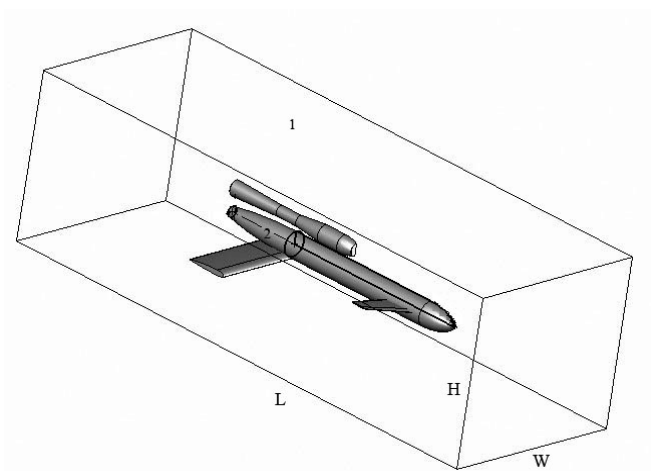


Рис. 3. Схема расчетной области

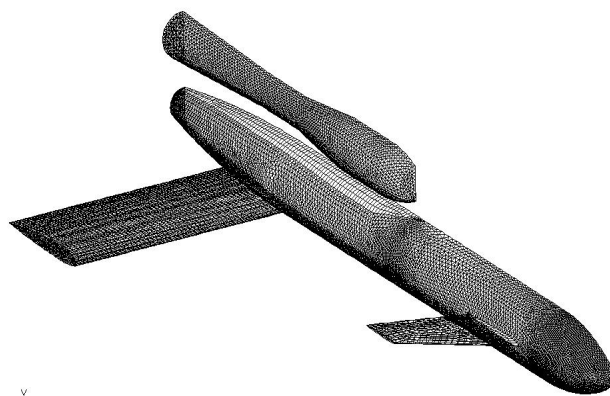


Рис. 4. Пример сеточного отображения внешней поверхности БЛА

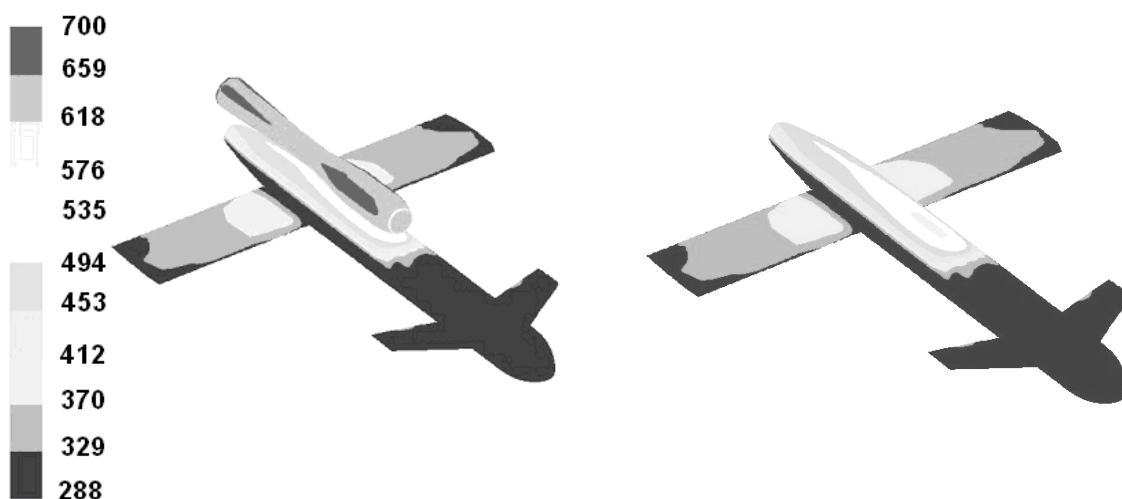


Рис. 5. Распределение температуры на планере

$$\bar{\Omega}_k = (0, \tau_{1,k}, \tau_{2,k}, \tau_{3,k}, \tau_{i,k} w_i + Q_i);$$

$w_{...}$ – компоненты вектора скорости;

ε^0 – полная энергия единицы объема;

$\hat{\tau}$ – тензор напряжений вязкой ньютоновской среды;

Q – количество тепла, подводимого в единицу времени за счет теплоизлучения.

Система замыкается уравнением состояния идеального газа $p = \rho RT$.

Моделирование турбулентности осуществляется на основе гипотезы Буссинеска [8] о представлении касательных напряжений с помощью однопараметрической модели Спаларта – Аллмараса [9], которая представляется в виде одного дифференциального уравнения переноса для псевдовязкости $\tilde{\nu}$, определяющей турбулентную кинематическую вязкость $\nu_{tur} = \tilde{\nu} \cdot f_{\nu 1}$:

$$\frac{d(\rho \tilde{\nu})}{dt} = Y + P - D + S,$$

где Y – диффузионный член;

P , D – выражения, описывающие генерирование и распад турбулентности соответственно;

S – выражение приближенного описания переходного режима от ламинарного к турбулентному.

Распространение интенсивности излучения для поглощающей, испускающей и рассеивающей среды моделировалось согласно [10]:

$$\frac{dI_l(\nu)}{dl} = -[\alpha(\nu) + \beta(\nu)]I_l(\nu) + \varepsilon_*(\nu)B(\nu) + \frac{1}{4\pi}\beta(\nu)\int_0^{4\pi} I_{l'}(\nu)\gamma(\vec{l}', \vec{l})d\omega_{l'},$$

где $I_l(\nu)$ – интенсивность энергии излучения частоты ν в направлении $\vec{l}$;

ε_* – коэффициент излучения;

$B(\nu)$ – интенсивность энергии собственного излучения среды;

$\alpha(\nu) + \beta(\nu) = k(\nu)$ – суммарный коэффициент ослабления интенсивности лучевого переноса,

включающий коэффициент поглощения $\alpha(\nu)$ и

коэффициент ослабления $\beta(\nu)$;

$\gamma(\vec{l}', \vec{l})$ – индикатриса рассеяния излучения, представляющая угловое распределение рассеянного излучения в данном месте по различным направлениям.

Расчетная область отображена на гексаэдральную сетку, связанную с базисными функциями метода конечных объемов [11].

2. Постановка и результаты численного эксперимента

В качестве объекта моделирования выбран образец БЛА, аэродинамический облик которого сформирован на основании [12].

Прямоугольный контрольный объем имитирует условия процесса в аэродинамической трубе (рис. 3): 1 – плоскость симметрии; 2 – модель БЛА, а его размеры и пространственная ориентация выбраны из условия затопления струи.

Задача решается методом установления изначально невозмущенного течения в контрольном объеме с неотражающими внешними и твердыми внутренними границами.

Расчетный пример сеточного отображения внешней поверхности БЛА представлен на рис. 4. Пограничный слой на внешних поверхностях камеры и планера моделировался с использованием экспоненциального сгущения сетки по направлению к стенкам. Исходные данные для моделирования критического теплонапряженного состояния элементов конструкции планера представлены в табл. 1.

Анализ показывает, что область на планере под камерой сгорания будет испытывать максимальное влияние от нагретого двигателя. Область, испытывающая влияние излучения от ДУ, представлена на рис. 5.

На рис. 8 показано плоско-симметричное сечение температурного поля в установившемся состоя-

нии при «критических» условиях теплообмена. Анализ показывает, что прогревание окружающей среды вокруг ДУ зависит от вертикальной скорости потока (рис. 6, 7).

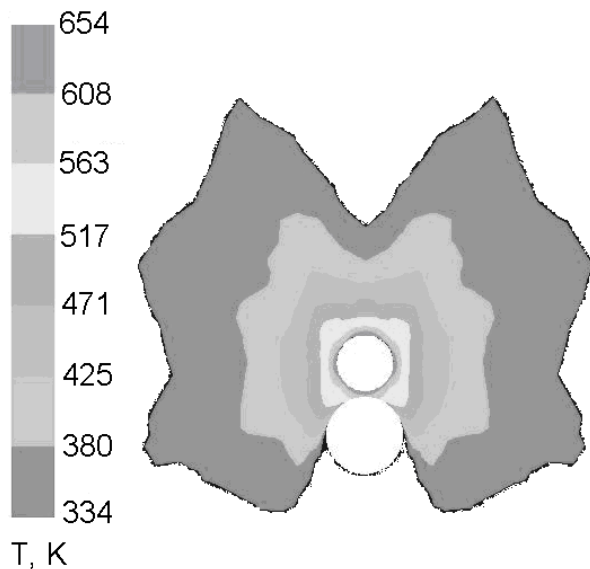


Рис. 6. Температурное поле в сечении БЛА

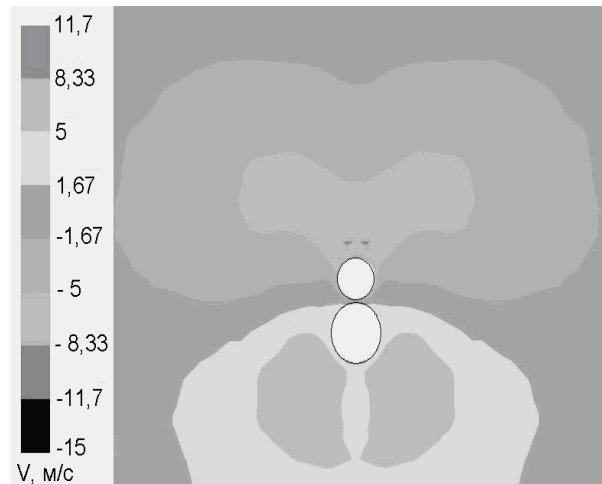


Рис. 7. Поле вертикальной компоненты вектора скорости в сечении БЛА

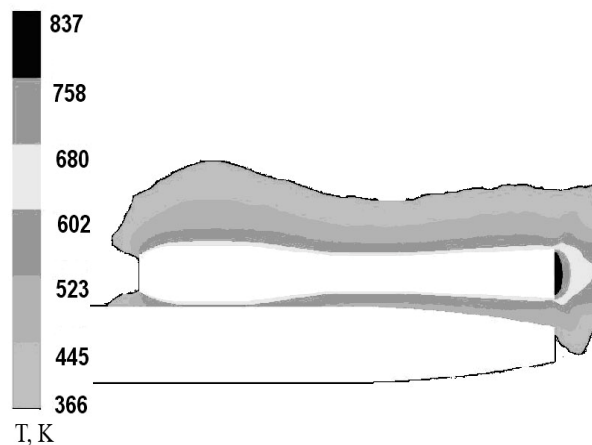


Рис. 8. Температурное поле в зоне интенсивного теплового воздействия камеры ПуВРД

Таблица 1

Исходные данные для расчета критического теплового режима

Размеры контрольного объема:	
длина (L), м	10
ширина (W), м	2
высота (H), м	2
Граничные условия:	
на входе - скорость набегающего потока (V_{∞}), м/с	3
на выходе – атмосферное давление (P_{∞}), Па	101325
Температура на двигателе, К	800
Параметры сетки:	
количество узлов, тыс	300

3. Сопоставление с результатами натурного эксперимента

Для получения оценки достоверности и точности результатов численного моделирования использовались данные натурных измерений в контрольных точках температурного поля.

Натурные стендовые испытания ПуВРД проводились на экспериментальной установке [5] с использованием бесконтактного измерителя температуры «Кельвин ЛЦМ» с диапазоном измерения от 20 до 600°C и точностью до 1% от показания.

Выводы

1. На основании удовлетворительной корреляции результатов численного моделирования с натурными измерениями, оценивающейся погрешностью определения максимальных температур не более 7 %, следует сделать вывод о пригодности предложенных модели и метода расчета для решения задач, связанных с определением температурных полей в интересах исходных стадий проектирования БЛА с ПуВРД.
2. Опережающие численные исследования на основе предложенных модели и метода позволяют, минуя опытную доводку, выработать комплекс мероприятий по тепловой защите элементов планера, а именно: выбор компоновочных и конструктивных решений, конструкционных материалов.
3. Предложенная модель теплообмена в комплексе «планер-двигатель» может быть применена для решения задач утилизации теплоты, рассеиваемой камерой ПуВРД (рис. 2), например – посредством применения бортовых термоэлектрических преобразователей.

Литература

1. Сведения о микро-ПуВРД [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.enics.ru>.
2. Сведения о микро-ГТД [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.microjeteng.com/>
3. Сведения о микро-ГТД [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.axialmotors.spb.ru>.
4. Амброжевич А.В., Карташев А.С., Коровай А.Н., Ларьков С.Н., Беляков К.В., Симбирский В.Л. К исследованию рабочего процесса ПуВРД // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ "ХАИ", 2003. – Вып. 6 (41). – С.36-39.
5. Ларьков С.Н. Информационно-измерительный комплекс стенда пульсирующего воздушно-реактивного двигателя // Системы обработки информации. – Х.: ХВУ, 2004. – № 1. – С.164-167.
6. Амброжевич А.В., Ларьков С.Н. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2004. – № 4. – С. 118-121.
7. Сведения о микро-ГТД [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.swbturbines.com>.
8. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
9. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 92-0439. – 1992. – P. 34-40.
10. Шорин С.Н. Теплопередача. – М.: Высшая школа, 1964. – 498 с.
11. Anderson J. Computational fluid dynamics: the basic for applications. – McGraw-Hill, 1995. – 547 p.
12. Амброжевич А.В., Яшин, Карташев А.С. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобию // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – Вып. 5 (13). – С.54-58.

Поступила в редакцию 31.01.2007

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

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА*Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина***ВЛИЯНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ НА ИОНИЗАЦИОННОЕ РАВНОВЕСИЕ В ПЛАЗМЕ ВОЗДУХА**

Проведен теоретический анализ влияния уровня пульсаций температуры электронов на ионизационное равновесие в плазме воздуха при атмосферном давлении. С учетом данных численных расчетов равновесного состава плазмы показано, что повышение уровня пульсаций при определенных значениях температуры и давления может интенсифицировать рекомбинационные и ионизационные процессы с возможным переключением форм поддержания неравновесного разряда.

неравновесная плазма, турбулентные пульсации, температура электронов, ионизационное равновесие, рекомбинационный режим

Введение

Взаимодействие турбулентного газового потока с термодинамически равновесной плазмой, как с системой с нелинейным джоулевым тепловыделением, приводит к появлению различного рода эффектов. Подробный анализ влияния турбулентности на электрические и тепловые характеристики дуги применительно к плазме одноатомных газов приведен в монографии [1], для плазмы молекулярных газов – в работах [2], [3].

В то же время значительный научный и практический интерес представляет изучение влияния турбулентности на неравновесную низкотемпературную плазму. Это связано с широкими возможностями использования такой плазмы в качестве альтернативного источника зажигания или для стабилизации процессов горения, особенно в высокоскоростных течениях, характерных для различных аэрокосмических приложений. Полученные предварительные результаты с использованием простейших градиентных моделей показали, что, турбулентность может приводить к снижению эффективной проводимости, росту напряженности электрического тока, усилению ионизационной и термической неравновесности плазмы. При этом усиление термической и

ионизационной неравновесности, как правило, обусловлено появлением значительных градиентов усредненных величин: температуры, скорости, напряженности поля и т.д., что имеет место в узких приэлектродных слоях.

Однако турбулентные пульсации параметров плазмы могут создать дополнительный механизм нарушения ионизационного равновесия, даже при отсутствии этих градиентов, когда плазма в исходном состоянии равновесна. Появление такого механизма может приводить к появлению новых эффектов, анализ которых применительно к плазме одноатомных газов приведен в работах [4], [5]. В то же время работ по изучению влияния турбулентности на неравновесность плазмы молекулярных газов, несмотря на большой практический интерес к таким системам, в литературе нет. В первую очередь, это связано со сложным механизмом передачи энергии электромагнитного поля молекулярному газу, большая часть которой передается через возбуждение колебательных уровней молекул.

В последнее время в литературе появились данные по кинетике реакций рекомбинации, ионизации и возбуждения колебательных уровней молекул для плазмы воздуха [6], что позволяет провести анализ влияния турбулентности на нарушение ионизацион-

ного равновесия в плазме. В данной работе проводится теоретический анализ такого влияния для плазмы воздуха при атмосферном давлении.

Постановка задачи. Рассмотрим модель плазмы, состоящей из электронов, положительных и отрицательных ионов и молекул в основном и возбужденном состояниях. Исходные уравнения математической модели такой плазмы в гидродинамическом приближении, помимо уравнений Навье-Стокса и уравнений модели турбулентности, включают в себя следующую систему уравнений для компонент плазмы:

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_e = v_i n_e - v_{at} n_e - \alpha_{ei} n_e n_+ + \alpha^* n_- n^*, \quad (1)$$

$$\frac{\partial n_-}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_- = v_{at} n_e - \alpha_{ii} n_- n_+ - \alpha^* n^* n_-, \quad (2)$$

$$\frac{\partial n^*}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}^* = v_{ex} n_e - \alpha^* n_- n^*, \quad (3)$$

$$\bar{I}_e = b_e n_e \bar{E} + n_e \bar{v} - D_e \nabla n_e,$$

$$\bar{I}_- = b_- n_- \bar{E} + n_- \bar{v} - D_- \nabla n_-,$$

$$\bar{I}^* = n^* \bar{v} - D^* \nabla n^*, \quad v_a = v_a^2 + v_a^3,$$

где n_e, n_+, n_-, n^* – концентрация электронов, положительных, отрицательных ионов и электронно-возбужденных частиц;

$\bar{I}_-, \bar{I}_e, \bar{I}^*$ – потоки отрицательных ионов, электронов и возбужденных молекул;

v_i, v_{at} – частота ионизации электронным ударом и частота прилипания;

v_a^2 – частота диссоциативного прилипания;

v_a^3 – частота трехчастичного прилипания;

$\alpha_{ei}, \alpha_{ii}, v_{ex}$ – константы электрон-ионной и ион-ионной рекомбинации и возбуждения электронных уровней молекул.

При проведении стандартной процедуры осреднения для получения уравнений турбулентного течения примем следующие упрощающие предположения:

1) учитываются флуктуации параметров только электронной компоненты, для которой тяжелые частицы являются неподвижным фоном. При этом $n^* = n' = 0$, $n'_e + n'_- = n'_+$ в силу квазиэлектронейтральности плазмы;

2) флуктуации частоты соударений электронов с тяжелыми частицами не учитываются вследствие того, что характерные частоты турбулентности намного меньше частот соударений электронов с атомами и ионами.

Не останавливаясь на достаточно громоздком виде полученных уравнений, проанализируем поведение источников члена $\tilde{R}_e$, определяющего процессы рождения и гибели электронов в уравнении (1).

После процедуры осреднения $\tilde{R}_e$ принимает вид:

$$\begin{aligned} \tilde{R}_e = & \tilde{v}_i \tilde{n}_e + \beta_e \overline{T'_e n'_e} - \tilde{v}_a \tilde{n}_e - \beta_a \overline{T'_e n'_e} - \\ & - \alpha_{ei} \tilde{n}_e \tilde{n}_+ - \beta_{ei} \tilde{n}_+ \overline{T'_e n'_e} - \beta_{ei} \tilde{n}_e \overline{T'_e n'_+} - \\ & - \alpha_{ei} \overline{n'_e n'_+} - \beta_{ei} \overline{T'_e n'_e n'_+} + \alpha^* \tilde{n}^* \tilde{n}_-, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\beta_a = \frac{dv_a}{dT_e}$; $\beta_e = \frac{dv_i}{dT_e}$; $\beta_{ei} = \frac{d\alpha_{ei}}{dT_e}$;

$\tilde{y}, y'$ – средние и пульсационные значения соответствующей величины.

В выражении (4) появляются следующие моменты второго $\overline{T'_e n'_e}$, $\overline{T'_e n'_+}$, $\overline{n'_e n'_+}$ и третьего порядка $\overline{T'_e n'_e n'_+}$, которые необходимо замыкать с учетом данных о структуре турбулентности в плазме. Согласно [7], турбулентные пульсации электронного компонента имеют локально-изотропную структуру (за исключением приэлектродных слоев), что позволяет пренебречь нечетными моментами в уравнении (4). Кроме того, пульсации n'_e, n'_+, T'_e могут быть заменены своими среднеквадратичными отклонениями n_e^0, n_+^0, T_e^0 .

Тогда выражение для $\tilde{R}_e$ принимает вид:

$$\begin{aligned} \tilde{R}_e = & (\tilde{v}_i - \tilde{v}_a) \tilde{n}_e + (\beta_e - \beta_a) T_e^0 n_e^0 - \\ & - \alpha_{ei} \tilde{n}_e \tilde{n}_+ - \beta_{ei} \tilde{n}_+ T_e^0 n_e^0 - \beta_{ei} \tilde{n}_e T_e^0 n_+^0 - \\ & - \alpha_{ei} n_e^0 n_+^0 + \alpha * \tilde{n} * \tilde{n}_-. \end{aligned} \quad (5)$$

Коэффициенты v_i, v_a, α_{ei} для плазмы воздуха определялись следующими выражениями [5]:

$$\begin{aligned} v_i = & A_1 T_e^{9/2} (0,0018 + T_e^{-11}) \exp\left(-\frac{B_1}{T_e^2}\right), \\ v_a^2 = & A_2 \exp\left(-\frac{B_2}{T_e^{3/2} (1 + 10,1 T_e^{-5,5} \exp\left(-\frac{2,53}{T_e^2}\right))}\right), \\ v_a^3 = & A_3 \left(0,08 + T_e^{3/4} (1 + 16,23 \exp\left(-\frac{B_3}{T_e^2}\right))\right)^{-1/2}, \\ \alpha_{ei} = & A_4 \left(\frac{300}{T_e}\right)^{1/2}, \end{aligned}$$

где $A_1 = 8,975 \cdot 10^9 \delta$; $A_2 = 3,06 \cdot 10^8 \delta$; $A_4 = 3 \cdot 10^{-7}$;

$A_3 = 3,075 \cdot 10^7 \delta^2$; $B_1 = 10,13$; $B_2 = 3,039$;

$B_3 = 0,734$.

Равновесный состав плазмы воздуха при атмосферном давлении рассчитывался с помощью численной методики, основанной на минимизации энергии Гиббса системы $G = \sum_{i=1}^n n_i \mu_i$ (μ_i – стандартный химический потенциал) при постоянных температуре, давлении и элементном составе при условии не отрицательности равновесных чисел молей n_i . Использована модель идеального ассоциированного газа, когда химический потенциал компонентов плазмы описывается как

$$\mu_i = \mu_i^0 + RT \ln(p_i / p^0),$$

где μ_i^0 – стандартный химический потенциал (молярная стандартная энергия Гиббса идеализированного состояния газа при стандартном давлении);

p^0 – атмосферное давление;

p_i – парциальное давление.

Кроме того, дополнительно использовалось условие квазиэлектронейтральности системы.

Все расчеты проведены в рамках так называемого стехиометрического алгоритма, когда выбирается максимальное количество линейно-независимых реакций и минимизация энергии Гиббса проводится относительно химических переменных, связанных с химическими реакциями. При этом необходимые химические реакции и начальное приближение для равновесных чисел молей генерируются автоматически [8]. При этом предполагался следующий состав плазмы: нейтральные компоненты $O, O_2, N, N_2, NO, NO_2, O_3$, положительные ионы $O^+, O_2^+, N^+, NO^+, NO_2^+$, электроны и отрицательные ионы O^-, O_2^-, NO_2^- . Все необходимые для расчета данные, из которых были рассчитаны молярные энергии Гиббса, приведены в справочнике [9].

Результаты расчетов

Результаты расчета равновесного состава плазмы воздуха при атмосферном давлении и диапазоне температур $4000 \leq T \leq 6000$ приведены для заряженных компонент на рис. 1, 2, на рис. 3 – для нейтральных компонент.

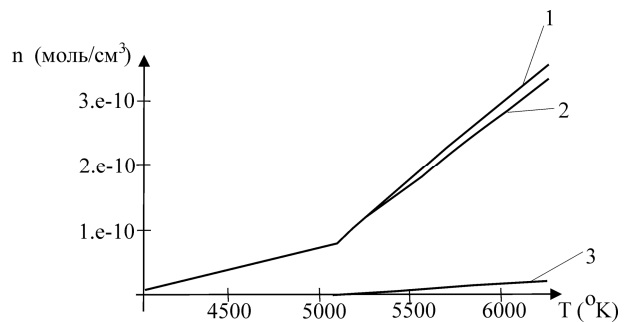


Рис. 1. Равновесные концентрации заряженных компонент воздуха при атмосферном давлении: 1 – электронов; 2 – ионов NO^+ ; 3 – ионов O^+

Анализ полученных зависимостей позволяет утверждать, что основным положительным ионом в равновесной плазме воздуха является ион NO^+ , а

концентрация отрицательных ионов (в основном ионов O^- на три порядка ниже равновесной концентрации электронов.

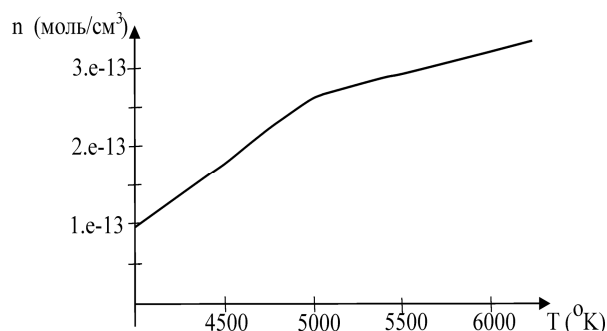


Рис. 2. Равновесные концентрации отрицательных ионов O^- при атмосферном давлении

Для оценки влияния уровня пульсаций температуры электронов на поведение $\tilde{R}_e$ и его отклонение от равновесных значений уровень пульсаций T_e варьировался в пределах от 1% до 8%. При таких относительно малых значениях $T_e^0 / \tilde{T}_e$, пользуясь уравнением Саха [10], можно найти связь между уровнем пульсаций концентрации электронов и уровнем пульсаций электронной температуры.

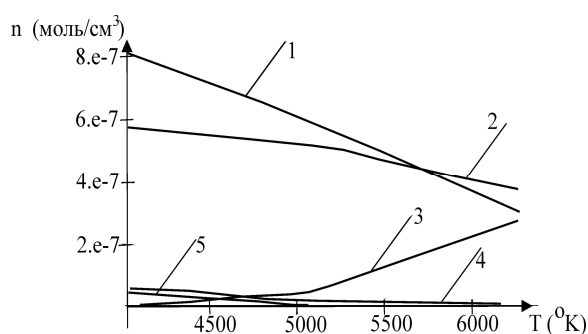


Рис. 3. Равновесные концентрации нейтральных компонент воздуха при атмосферном давлении: 1 — N_2 , 2 — O , 3 — NO , 4 — O_2 , 5 — N

Согласно [10] температура электронов в неравновесном разряде должна превышать по порядку величины одну десятую от потенциала ионизации, ибо в противном случае резко снижается и скорость ионизации и концентрация электронов. Анализ зависимости источникового члена $\tilde{R}_e$ при типичных

для неравновесного разряда температурах электронов порядка 1 – 3 эВ показал, что в зависимости от значения T_e возможно существование трех режимов поддержания разряда. Так, при $T_e \approx 1$ эВ реализуется так называемый рекомбинационный режим (скорость гибели электронов определяется диссоциативной рекомбинацией), при этом увеличение интенсивности пульсаций электронной компоненты приводит к интенсификации рекомбинационного процесса (рис. 4).

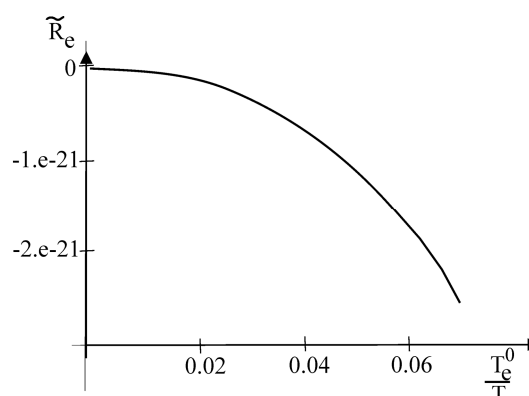


Рис. 4. Зависимость $\tilde{R}_e$ от уровня пульсаций электронной температуры при $\tilde{T}_e = 1$ эВ

При $T_e > 2$ эВ разряд переходит в ионизационный режим, и пульсационные процессы интенсифицируют процессы ионизации прямым электронным ударом (рис. 5). В то же время при $T_e \approx 1,9$ эВ был обнаружен кризисный характер поведения разряда (рис. 6).

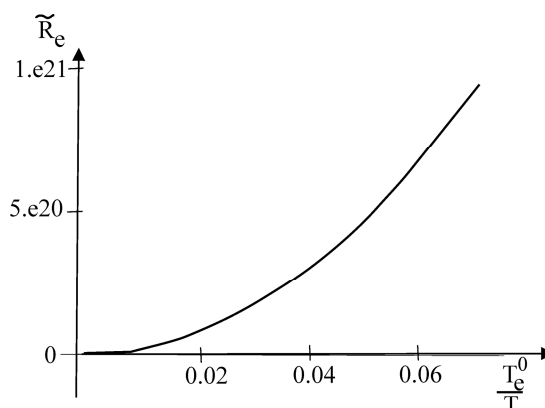


Рис. 5. Зависимость $\tilde{R}_e$ от уровня пульсаций электронной температуры при $\tilde{T}_e = 2$ эВ

Так, при уровне пульсаций температуры электронов $T_e^0 / \tilde{T}_e < 5\%$ наблюдается ионизационный режим, а при $T_e^0 / \tilde{T}_e = 5\%$ происходит скачкообразный переход к рекомбинационному режиму.

Таким образом, наличие турбулентных пульсаций электронной компоненты может приводить к изменению типа разряда, переходу его в новое состояние (например, котрагированное). Полученные результаты могут в первом приближении объяснить трудности стационарного поддержания неравновесного разряда в воздухе при атмосферном давлении, когда турбулентные флуктуации температуры электронов могут приводить к обеднению зоны разряда электронами и к его погасанию или к переходу к искровой форме разряда.

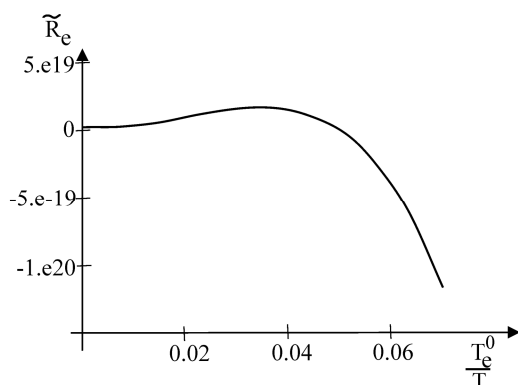


Рис. 6. Зависимость $\tilde{R}_e$ от уровня пульсаций электронной температуры при $\tilde{T}_e = 1,9$ эВ

Выводы

1. Проведен анализ влияния уровня пульсаций температуры электронов T_e на нарушение ионизационного равновесия в плазме воздуха при атмосферном давлении.

2. Показано, что наличие турбулентных пульсаций в зависимости от значения T_e способствует интенсификации процессов ионизации, рекомбинации или переводит разряд в новое состояние.

Работа проведена в рамках гранта МОН Украины 0107U001007 “Разработка теории управления процессами горения с помощью электрического поля”.

Литература

1. Теория столба электрической дуги. Низкотемпературная плазма. Т.1. – Новосибирск: Наука, 1990. – 376 с.
2. Klement'eva I., Bocharov A., Bityurin V. MHD assisted mixing through the experimental and numerical study // Proc. of the 28th ICPIG, 18-22 July. – 2005, Eindhoven, the Netherlands. – P. 5-8.
3. Matveev I., Serbin S.I., Tropina A.A., Kostyik V.Y. Numerical modeling of arc characteristics in a turbulent gas flow // Proc. of 2-nd International workshop and exhibition of plasma assisted combustion (2-nd IWEPAC), 19-20 Sept. 2006, Washington, USA. – P. 38-39.
4. Aithal S.M., Subramamiam V.V. Numerical model of a transferred plasma arc // Journal of Applied Physics. – 1998. – №7, v.84. – P. 3506-3517.
5. Лелевкин В.М., Семенов В.Ф. Численный анализ характеристик дуги в ламинарном и турбулентном потоке газа // Теплофизика высоких температур. – 2003. – Т.41, №6. – С. 839-847.
6. Ивановский А.В. О механизме распространения положительного лидера // Журнал технической физики. – 2000. – Т.70, вып. 6. – С. 43-51.
7. Левитан Ю.С. Расчетно-теоретическое исследование электрической дуги постоянного тока в турбулентном потоке // Изв. СО АН СССР. Сер техн. наук. – 1984. – №10, вып.2. – С. 117-137.
8. Smith W.R., Missen R.W. Chemical reaction. Equilibrium analysis. Theory and algorithms. N.Y. John Wiley & Sons, 1982. – 364 p.
9. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочник / Под ред. В.Г. Глушко. – М.: Наука, 1978-1983.
10. Райзер Ю.П. Физика газового разряда. – М.: Наука, 1987. – 592 с.

Поступила в редакцию 12.02.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Солодов, Национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

УДК 539.219.3

С.Ю. НЕСТЕРЕНКО, С.А. ЛОБОВ, А.И. ОРАНСКИЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

РАСЧЕТ ПРОБОЙНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОРАЗРЯДНЫХ ПОЛЫХ ВЫСОКОЭМИССИОННЫХ КАТОДОВ С ВНЕШНИМ БЕЗНАКАЛЬНЫМ ПОДЖИГОМ

Получено математическое выражение для расчета напряжения пробоя при безнакальном запуске газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК) с внешним поджигом. Показано, что существуют оптимальные соотношения между диаметром диафрагмы, отверстием поджигного электрода и расстоянием, между поджигным электродом и диафрагмой, которые обеспечивают минимальные значения напряжения пробоя при различных значениях массового расхода плазмообразующего газа (X_e) через катод.

газоразрядный полый высокоэмиссионный катод, внешний поджиг, напряжение пробоя, математическое выражение, расчет

Введение

В наши дни для электроракетных двигателей наиболее перспективными, благодаря высоким техническим параметрам, являются газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды (ГПВК) [1]. Такие катоды позволяют получать большие плотности электронного тока (до 10^7 А/м² в выходном отверстии) с относительно небольшими затратами энергии (10...25 Вт/А) и способны работать в режиме самоподогрева не только в стационарном режиме, но и в режиме запуска.

Наиболее перспективной с точки зрения энергозатрат и ресурса является схема ГПВК, совмещающая следующие свойства:

- расход плазмообразующего газа через рабочую полость с образованием положительного (по отношению к эмиссионной поверхности) столба плазмы, в результате чего снижается разрядное напряжение и улучшаются эмиссионные свойства поверхности, благодаря эффекту Шоттки в термоэлектронной эмиссии;

- наличие диафрагмы, при котором требуемое давление плазмообразующего газа в рабочей полости достигается при меньшем его расходе;

- использование активирующих веществ либо эффективных термоэммиттеров для улучшения эмиссионных свойств рабочей поверхности в результате снижения работы выхода электронов.

Существует 2 основных типа ГПВК с безнакальным поджигом. 1-й тип – это ГПВК с внутренним поджигом (рис. 1), в котором корпус с диафрагмой играет роль поджигного электрода и первичные электроны формируются за счет пробоя промежутка L между термоэммиттером и диафрагмой.

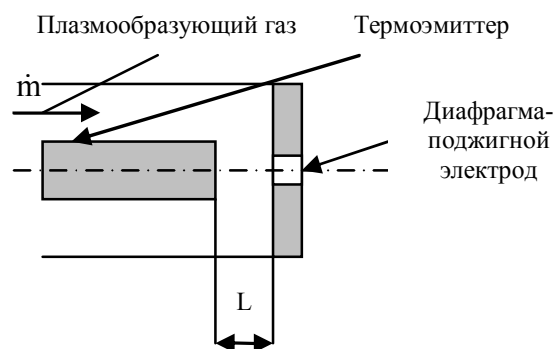


Рис. 1. Схема ГПВК с внутренним безнакальным поджигом

2-й тип – это ГПВК с внешним безнакальным поджигом (рис. 2). Как видно из рисунка, функцию поджигного электрода выполняет дополнительный

корпус с отверстием радиусом R . Пробой в этом случае (обеспечивающий первичные электроны в разрядном промежутке) осуществляется между поджигающим электродом и диафрагмой, радиусом R_0 .

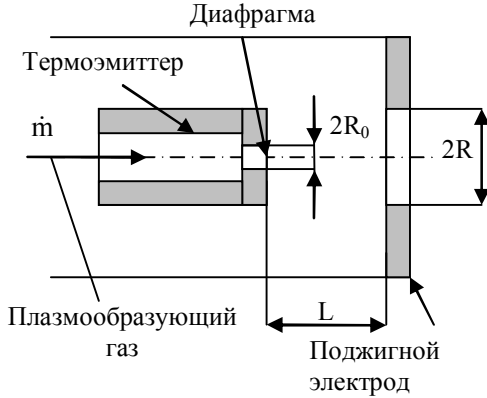


Рис. 2. Схема ГПВК с внешним безнакальным поджигом

Основное различие в условиях пробоя для вышеприведенных типов ГПВК – это распределение давления плазмообразующего газа по длине промежутка L . Так, в случае ГПВК с внутренним безнакальным поджигом давление можно считать постоянным, а в случае ГПВК с внешним безнакальным поджигом давление по длине промежутка L меняется нелинейно. И если для первого случая расчет пробойных характеристик не представляет особых трудностей и уже нашел свое применение в проектировании систем электропитания для поджигающего электрода ГПВК с внутренним поджигом, то для ГПВК с внешним безнакальным поджигом такой расчет до сих пор в литературе не приведен.

Расчетные зависимости

В соответствии с теорией Таунсенда [2], выражение для напряжения пробоя имеет вид:

$$U_{np} = \frac{PL}{\left\{ \frac{1}{D} \ln \left[\frac{CPL}{\ln \left(\frac{1}{\gamma} + 1 \right)} \right] \right\}^2}, \quad (1)$$

где P – давление в разрядном промежутке ГПВК;

L – соответственно длина пробойного промежутка;

C, D – константы в уравнении коэффициента ударной ионизации (для ксенона $C=49,6$ (Па·м)⁻¹, $D=31,5$ (В/(Па·м))^{-1/2});

γ – коэффициент вторичной ионизации.

Для ГПВК с внутренним безнакальным поджигом расчетные зависимости по формуле (1) совпадают с экспериментальными данными с точностью 10 % [3], что говорит о применимости предположений теории Таунсенда для расчета пробойных характеристик ГПВК.

Течение нейтральной компоненты плазмообразующего газа в отверстии диафрагмы катода является критическим и, ввиду больших длин свободных пробегов и высокой теплопроводности, изотермическим. Для этого случая скорость течения плазмообразующего газа в отверстии равна

$$V = \sqrt{\frac{kT}{M}}, \quad (2)$$

где M – масса атома.

Массовый расход через отверстие диафрагмы определяется следующей зависимостью

$$\dot{m} = nVS_0, \quad (3)$$

где n – концентрация атомов в отверстии диафрагмы;

S_0 – площадь сечения отверстия диафрагмы.

Для критического (и сверхкритического) режимов течения плазмообразующего газа давление внутри диафрагмы пропорционально массовому расходу:

$$P_0 \sim \frac{\dot{m}}{S_0} \sqrt{\frac{kT}{M}}, \quad (4)$$

В пространстве, между диафрагмой и поджигающим электродом давление газа является переменным и вместо произведения $P \cdot L$ в уравнение (1) необходимо

поставлять интеграл $\int_0^L P dx$:

$$U_{np} = \frac{\int_0^L P dx}{\left\{ \frac{1}{D} \ln \left[\frac{C \int_0^L P dx}{\ln \left(\frac{1}{\gamma} + 1 \right)} \right] \right\}^2}, \quad (5)$$

Зависимость давления от расстояния до диафрагмы можно найти, решая совместно уравнение неразрывности

$$\nabla \cdot (n\vec{V}) = 0 \quad (6)$$

и уравнение движения

$$m \cdot n \cdot (\vec{V} \cdot \nabla) \cdot \vec{V} + \nabla P = 0, \quad (7)$$

причем, при изотермическом течении

$$\nabla P = k \cdot T \cdot \nabla n. \quad (8)$$

При квазиодномерном течении в плавно расширяющемся канале, в таком случае, имеем:

$$\frac{1}{S} \frac{d}{dx} (nVS) = 0 \quad (9)$$

и

$$m \frac{VdV}{dx} + \frac{kT}{n} \frac{dn}{dt} = 0, \quad (10)$$

где $S=S(x)$ – площадь сечения струи плазмообразующего газа.

Совместное решение (9) и (10) дает следующую связь между давлением и сечением струи:

$$\frac{P_0^2 S_0^2}{P^2 S^2} + 2 \ln \frac{P}{P_0} = 1. \quad (11)$$

Форму струи при радиусе отверстия диафрагмы R_0 , радиусе отверстия поджигного электрода R и расстояния между диафрагмой и поджигным электродом L можно оценочно считать конической. Тогда

$$S(x) = \pi \left[R_0 + (R - R_0) \frac{x}{L} \right]^2. \quad (12)$$

2. Пробойные характеристики ГПВК с внешним поджигом

Основная серия расчетных зависимостей напряжения пробоя плазмообразующего газа U_{np} от ра-

диуса отверстия диафрагмы R_0 , радиуса отверстия поджигного электрода R и расстояния между диафрагмой и поджигным электродом L получена для следующих диапазонов варьирования:

- $R_0 = 0,1 \dots 0,3$ мм;
- $R = 0,1 \dots 1$ мм;
- $L = 0,5 \dots 5$ мм;
- $\dot{m} = 0,1 \dots 1$ мг/с.

Для примера на рис. 3 и 4 показаны фрагменты расчетных зависимостей напряжения пробоя от расхода при различных значениях радиуса отверстия диафрагмы R_0 , радиуса отверстия поджигного электрода R и расстояния между диафрагмой и поджигным электродом L

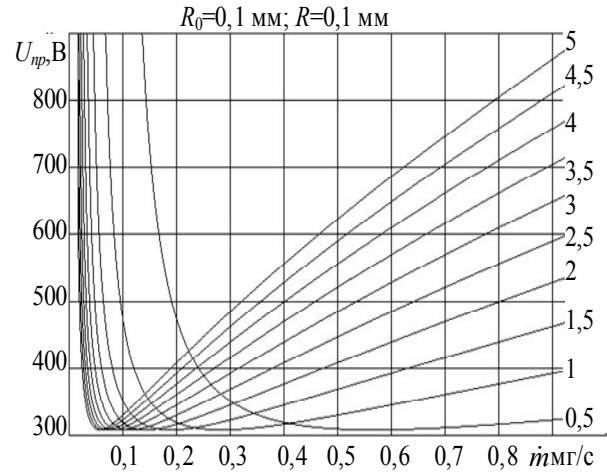


Рис. 3. Расчетные зависимости напряжения пробоя ГПВК с внешним поджигом от расхода плазмообразующего газа при $R_0=0,1$ мм, $R=0,1$ мм

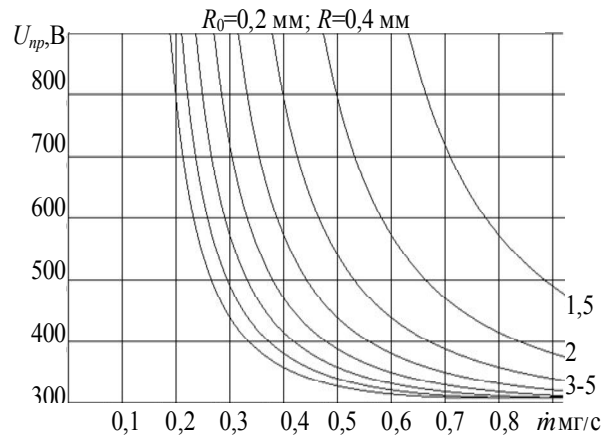


Рис. 4. Расчетные зависимости напряжения пробоя ГПВК с внешним поджигом от расхода плазмообразующего газа при $R_0=0,2$ мм, $R=0,4$ мм

Очевидно наличие минимума характеристики во всех приведенных случаях, однако, при увеличении R оптимальное (минимум) значение напряжения пробоя заметно смещается в сторону больших расходов практически для всех значений расстояния между диафрагмой и поджигным электродом L .

В табл. 1 приведены основные соотношения радиуса отверстия диафрагмы R_0 , радиуса отверстия поджигного электрода R и расстояния между диафрагмой и поджигным электродом L , при которых уровень пробойного напряжения для различных массовых расходов $\dot{m}$ является минимальным, принимая значение, не превышающее 310 В.

Таблица 1

Оптимальные соотношения L , R_0 , R
для различных $\dot{m}$

$\dot{m}$, мг/с	R_0 , мм	R , мм	L , мм
0,10	0,1..0,3	0,10	2,5...2
0,20	0,1..0,3	0,10	1,50
	0,1..0,3	0,20	4...5
0,30	0,1..0,3	0,10	1,00
	0,1..0,3	0,20	2,5...3
	0,1..0,3	0,30	4...5
0,40	0,1..0,3	0,20	2,00
	0,1..0,15	0,30	3,50
	0,10	0,40	4,5...5
0,5	0,1..0,3	0,20	2,00
	0,1..0,15	0,30	2,5...2
	0,10	0,40	3,5...4
	0,1...0,15	0,50	4...5
0,60	0,1..0,3	0,10	0,50
	0,1..0,3	0,20	1,5...2
	0,1..0,15	0,30	1,50
	0,1..0,15	0,40	3,00
0,7	0,1..0,15	0,30	2,00
	0,15...0,2	0,40	4...5
0,8	0,20	0,40	4,5...5
	0,15	0,50	5,00
	0,15	0,6	5
	0,1..0,3	0,20	1,00
	0,1..0,15	0,30	1,50
0,9	0,15..0,3	0,30	2,50
	0,15..0,3	0,40	5
	0,1...0,15	0,70	5,00
	0,10	0,80	5,00
	0,1..0,15	0,40	2,00
	0,30	0,40	5,00

Заключение

Впервые получена расчетная зависимость напряжения пробоя газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов с внешним безнакальным поджигом, позволяющая засчитать для заданной величины массового расхода плазмообразующего газа $\dot{m}$ оптимальные значения радиуса диафрагмы R_0 , радиуса отверстия поджигного электрода R и расстояния между поджигным электродом и диафрагмой L , обеспечивающих минимальное значение пробойного напряжения $U_{пр} \sim 310$ В.

Литература

- Оранский А.И. Перспективные катоды электроракетных двигателей // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*: Зб. наук. праць. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”; Миколаїв: Вид-во МФ НаУКМА, 2002. – Вип. 31. Двигуни та енергоустановки. – С. 257-259.
- Райзер Ю.П. Физика газового разряда. – М.: Наука, 1987. – 237 с.
- Оранський А.І. Вирішення проблеми швидкого та надійного запуску електроракетних двигунів // *Авиационно-космическая техника и технология*: Сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т “ХАИ”, 1999. – Вип. 9. Тепловые двигатели и энергоустановки. – С. 491-494.

Поступила в редакцию 7.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.С. Васильев, зам. директора по научной работе Украинского научно-исследовательского угле-химического института, Харьков.

УДК 533.27:519.63

Ю.А. СКОБ

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

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СМЕШЕНИЯ НЕРЕАГИРУЮЩИХ ГАЗОВ В АТМОСФЕРЕ

Представлены постановка задачи и алгоритм численного моделирования процессов выброса нереагирующих газов в атмосферу, смешения их с воздухом и дальнейшего распространения смеси в открытом пространстве со сложным рельефом местности. Рассмотрен ряд тестовых расчетов, моделирующих рассеяние газообразных пропана и водорода.

моделирование, смешение газов, турбулентность, атмосфера, выброс газов, истечение

Введение

Выбросы газообразных примесей в атмосферу, формирование газо-воздушных смесей и их дальнейшее распространение в окружающей среде под влиянием внешних факторов являются составной частью газодинамических процессов, возникающих в результате реализации производственных циклов или возникновения аварийных ситуаций на предприятиях авиационно-космической промышленности, которые используют, хранят или производят данные вещества. В случае выброса горючих и взрывоопасных газов возникает реальная угроза возгорания смеси, сопровождаемого детонационными взрывами, что может привести к значительному материальному ущербу и человеческим жертвам. В связи с этим возникают проблемы оценки возможных рисков в случае реализации определенного сценария выброса газообразной примеси, организации безопасного функционирования производственного предприятия. Вопросы смесеобразования являются также актуальными для обеспечения эффективной работы различных технических устройств, в которых газообразная примесь является рабочим телом (например, охлаждаемые лопатки авиационных газовых турбин, камеры сгорания и термообработки). Математическое моделирование вышеперечисленных физических явлений связано с построением и

сопряжением математических моделей таких физических процессов, как истечение струй, турбулентное смешение газов, движение газообразной смеси в трехмерном пространстве со сложным рельефом местности, теплопередача, горение и взрывы. Разработанные на основе математической модели эффективные информационные технологии позволяют анализировать и прогнозировать трехмерные поля концентрации примеси и другие термодинамические параметры смеси во времени и пространстве, оценивать риски возможных пожаров и разрушений от взрывов, формулировать рекомендации по организации и расположению опасных производств.

1. Математическая модель

Основные уравнения. Адекватное описание физических процессов смешения нереагирующих газов с воздухом и дальнейшего распространения смеси при истечении струи в открытое пространство или замкнутое помещение с принудительной (или естественной) вентиляцией возможно только с использованием системы нестационарных уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа. Ограниченные возможности нынешних компьютеров не позволяют эффективно осуществлять прямое численное решение этих уравнений. В настоящее время численное моделирование турбулентных течений

осуществляют путем решения осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса, дополненных моделью турбулентности [1, 2]. Однако большинство моделей турбулентности не описывают с одинаковой степенью адекватности различные типы течений. Особенно это касается течений с интенсивными отрывами потока и/или большими градиентами давления температуры. Поэтому существует необходимость построения новых моделей и расчетных схем для численного моделирования такого рода течений e_S / ρ .

Целью данной работы является разработка упрощенной математической модели процесса смешения нереагирующих газов с воздухом и дальнейшего распространения смеси при истечении струи в открытое или замкнутое пространство с вентиляцией, а также алгоритма численного моделирования этого процесса.

В результате структурного анализа такого течения и декомпозиции полной математической модели газодинамического процесса принято в качестве предположения допущение о том, что основное влияние на процесс оказывает конвективный обмен массой, импульсом и энергией. Таким образом, для описания процессов смешения двухкомпонентного газа в рассматриваемом случае достаточно использовать усеченные уравнения Навье-Стокса, полученные путем отбрасывания вязких членов (приближение Эйлера с использованием источников членов).

Расчетной областью Ω является параллелепипед с прямолинейными образующими, расположенный в правой декартовой системе координат (X, Y, Z) с основанием в плоскости XOZ (ось Y ориентирована в направлении, противоположном действию сил тяжести Земли). Расчетная область разбивается на пространственные ячейки, причем размеры граней подбираются в соответствии с характерным размером особенностей расчетной области (шероховатости обтекаемой поверхности, размерностью обтекаемых объектов). Полная система уравнений, опи-

сывающая нестационарное трехмерное течение двухкомпонентной смеси газов в данной постановке имеет вид [3, 4]:

$$\frac{\partial \vec{a}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{b}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{c}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{d}}{\partial z} = \rho \vec{f}, \quad (1)$$

где $\vec{a}$, $\vec{b}$, $\vec{c}$, $\vec{d}$, $\vec{f}$ – вектор-столбцы вида:

$$\vec{a} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E]^T, \quad (2)$$

$$\vec{b} = [\rho u, P + \rho u^2, \rho uv, \rho uw, (E + P)u]^T, \quad (3)$$

$$\vec{c} = [\rho v, \rho vu, P + \rho v^2, \rho vw, (E + P)v]^T, \quad (4)$$

$$\vec{d} = [\rho w, \rho wu, \rho wv, P + \rho w^2, (E + P)w]^T, \quad (5)$$

$$\vec{f} = [0, 0, -g, 0, -gv]^T; \quad (6)$$

t – время; u , v , w – составляющие вектора скорости $\vec{q}$; P , ρ – давление и плотность; E – полная энергия единицы объема смеси газов

$$E = \rho(e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)); \quad (7)$$

e – внутренняя энергия единицы массы газа; компоненты вектора $\vec{f}$ – суть проекции распределенных объемных источников; g – ускорение свободного падения.

Закон переноса компоненты смеси с учетом скорости диффузии имеет вид [5]:

$$\frac{\partial(\rho Q)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u Q)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v Q)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w Q)}{\partial z} = \rho Q, \quad (8)$$

где Q – относительная массовая плотность примеси (отношение плотности газообразного вещества примеси к плотности смеси); ρQ – интенсивность изменения плотности примеси вследствие диффузии в соответствии с законом Фика $\rho Q_t = \text{div}(\rho \mathfrak{D} \text{grad} Q)$ (коэффициент диффузии $\mathfrak{D}$ определялся по методике, предложенной М.Е. Берляндом [6]).

Система уравнений (1 – 8) является незамкнутой. Дополним ее уравнениями, определяющими тепловые физические свойства компонент смеси [5]. Для идеального политропного газа величина e связана с P

и ρ смеси зависимостью: $e = \frac{P}{(k-1)\rho}$.

Граничные условия. При постановке граничных условий полагается, что расходная составляющая скорости не превосходит скорость звука. Граничные условия на входе будем задавать на поверхностях тех граней, примыкающих к границам расчетной области, через которые в расчетную область поступает атмосферный воздух. Набегающий поток на входе определяется величинами:

– полной энтальпии

$$I_{00} = \frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}; \quad (9)$$

– функции энтропии

$$S_0 = \frac{P}{\rho^k}; \quad (10)$$

– направлением вектора скорости потока (углами $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$);

– относительной массовой плотностью примеси Q ($Q \leq 1$, если поступает газообразное вещество примеси, например, угарный газ CO).

Параметры потока на входе определяются из равенств (3, 4) с учетом заданных $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ с привлечением соотношения для “левого” инварианта Римана [4, 7]. На непроницаемых участках, ограничивающих расчетную область поверхностей, выполняются условия «непротекания»: $q_n = 0$, где $\vec{n}$ – вектор нормали к рассматриваемой границе. Граничные условия на выходе будем задавать на поверхностях тех граней конечно-разностных ячеек, которые примыкают к границам расчетной области и через которые предполагается вытекание или втекание смеси. В выходных областях, кроме атмосферного давления P_A , задаваемого либо взятого из эксперимента, использовались соотношения для “правого” инварианта Римана [4, 7].

Начальные условия. В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимаются параметры окружающей сре-

ды. В ячейках, занимаемых облаком газообразной примеси, которое образовалось в результате мгновенного выброса, относительная массовая концентрация примеси принимается равной $Q = 1$ (100%). В ячейках с испарением или истечением газа задается закон изменения расхода примеси.

Алгоритм численного решения. Векторное уравнение (1) является следствием законов сохранения массы, импульса и энергии, которые могут быть представлены в интегральной форме для каждой расчетной ячейки:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V a dV + \iint_{\sigma} \hat{A} d\sigma = \iiint_V \rho f dV, \quad (11)$$

где V – объем элементарной расчетной ячейки; $\vec{\sigma}$ – ограничивающая поверхность данной ячейки, которая имеет внешнюю нормаль $\vec{n}$ ($\vec{\sigma} = \sigma \vec{n}$); $\hat{A}$ – тензор плотности потока консервативных переменных a , столбцами которого являются векторы $\vec{b}, \vec{c}, \vec{d}$, соответственно.

Закон переноса компоненты смеси (8) может быть также представлен в интегральной форме для каждой расчетной ячейки:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho Q dV + \iint_{\sigma} \rho Q q d\sigma = \iiint_V \rho Q f dV. \quad (12)$$

Численное решение основных уравнений основывается на использовании схемы распада произвольного разрыва. Уравнения (11, 12) допускают возникновение и существование поверхностей разрыва двух видов: ударных волн и тангенциальных разрывов. Функции, удовлетворяющие уравнениям (11, 12), можно рассматривать в качестве обобщенных решений уравнений газовой динамики. Использование интегральных законов сохранения массы, импульса, энергии и концентрации газообразной примеси в качестве исходных для построения разрывных решений обеспечивает построение разрывных решений без выделения разрывов.

Совокупность газодинамических параметров во всех ячейках в момент времени t^n представляет

собой известное решение на временном слое с индексом n . Параметры в момент времени $t^{n+1} = t^n + \tau$ (на слое $n+1$) рассчитывались посредством применения явных разностных аппроксимаций для соотношений (5) в рамках интегро-интерполяционного метода С.К. Годунова [7]. На первом этапе непрерывное распределение параметров заменяется кусочно-постоянными средне-интегральными значениями в каждой расчетной ячейке. При этом границы ячейки представляют собой неустойчивые поверхности произвольного разрыва, которые распадаются на устойчивые волновые элементы: ударную волну, контактную поверхность и волну разрежения. Для каждого такого разрыва определяются потоки массы, импульса и энергии через грани газовых ячеек. Устойчивость конечно-разностной схемы обеспечивается за счет выбора величины шага по времени τ .

На основе математической модели создана компьютерная система инженерного анализа газодинамических процессов истечения, смешения, рассеяния и взрыва, которая использована в исследовательском программном комплексе «Fige». Программа позволяет прогнозировать изменение концентрации примеси во времени и пространстве в расчетной области с использованием персональных компьютеров в практически приемлемое время.

2. Верификация математической модели

Для верификации модели для рассеяния примесей в атмосфере проводилось сравнение результатов расчета с экспериментальными данными [8] (рис. 1). Моделировалось испарение жидкого пропана с пятна пролива площадью 256 м^2 при атмосферных параметрах: давление 101325 Па , температура 291 К , скорость набегающего воздуха $5,4 \text{ м/с}$. Пропан испарялся с расходом $27,6 \text{ кг/с}$ и имел температуру 230 К в газообразном состоянии. Расчетные распре-

деления концентрации пропана на высотах $0,8, 1,4$ и $2,3 \text{ м}$ в момент времени 450 с по мере удаления от пятна пролива достаточно хорошо соответствуют экспериментальным данным [8].

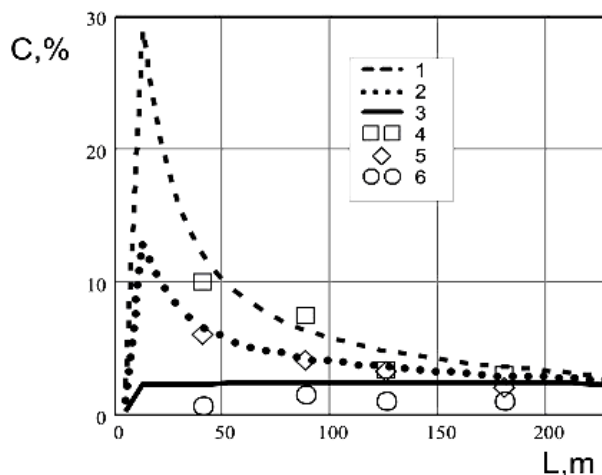


Рис. 1. Распределение концентрации пропана: 1, 2, 3 – расчет, 4, 5, 6 – экспериментальные данные на высотах $0,8 \text{ м}$, $1,4 \text{ м}$, $2,3 \text{ м}$

3. Расчеты выбросов водорода

Моделируется несколько возможных сценариев на станции заправки водородным топливом транспортных средств. Раздаточная станция имеет большую цистерну с жидким водородом ($5,7 \text{ м}^3$). Криогенная цистерна питает три пакета по 12 баллонов общим объемом $799,2 \text{ м}^3$, в которых хранится газообразный водород при температуре окружающей среды.

Наиболее опасными с точки зрения потенциальных катастрофических последствий, угрожающих оборудованию станции, персоналу и населению жилых построек являются следующие сценарии:

1) пролив из цистерны всего объема жидкого водорода, последовательное испарение жидкости, смешение газообразного водорода с движущимся воздухом и дальнейшее распространение смеси в сторону жилого квартала;

2) выброс всего объема сжатого под высоким давлением газообразного водорода из баллонов раздачи с образованием облака и дальнейшее его рас-

сеяние в потоке набегающего воздуха.

Пролив жидкого водорода. Численные расчеты рассеяния водорода при испарении из пролива всего объема жидкого водорода из криогенной цистерны с образованием пятна площадью $65,7 \text{ м}^2$ проводились при скоростях ветра 1, 3 и 10 м/с. Скорость испарения заохлажденного водорода, рассчитанная по методике [9], была равна 11,56 кг/с. Направление ветра принималось в сторону жилого квартала.

На рис. 2 приведены поля концентраций на поверхности земли (а – вид сверху) и в центральном сечении (б – вид сбоку) для скорости ветра 1 м/с.

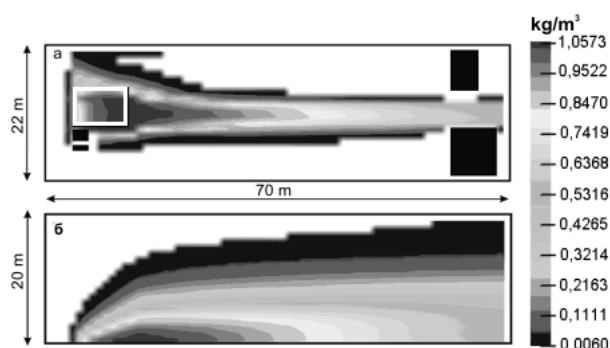


Рис. 2. Поле концентраций при рассеянии пролива жидкого водорода; скорость ветра 1 м/с.: а – вид сверху; б – вид сбоку

С увеличением скорости ветра скорость рассеяния увеличивается как для случая пролива жидкого водорода (рис. 3), так и для выброса газообразного водорода (рис. 4). Как показали сравнения изменения полей концентраций во времени для различных скоростей ветра при проливе сжиженного водорода его всплытие несущественно вследствие низкой температуры пара и, как следствие, малого отличия его плотности от плотности воздуха.

Рассеяние облака газообразного водорода. Моделировалось рассеяние при мгновенном выбросе всего объема сжатого под высоким давлением газообразного водорода из пакета баллонов раздачи (например, в случае их одновременного разрушения) с образованием облака объемом $799,2 \text{ м}^3$.

Как показали результаты численных экспериментов, всплытие существенно лишь при низких

скоростях ветра (рис. 5). Увеличение скорости ветра прижимало облако к земле, препятствуя всплытию.

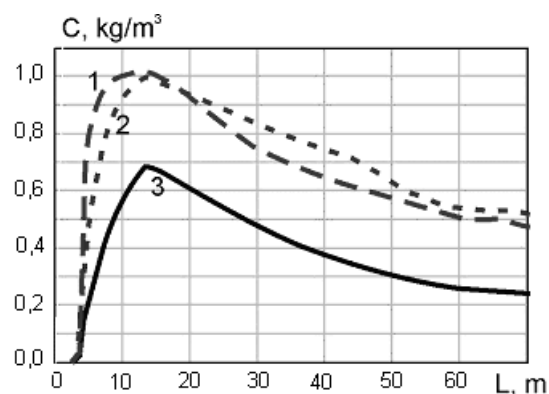


Рис. 3. Распределение концентрации водорода в смеси в зависимости от расстояния от места пролива. Скорость ветра: 1 – 1 м/с; 2 – 3 м/с; 3 – 10 м/с

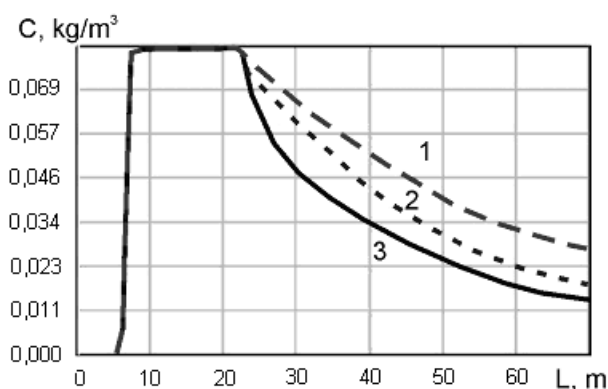


Рис. 4. Распределение максимальной концентрации водорода в смеси в зависимости от расстояния от места мгновенного выброса; скорость ветра: 1 – 1 м/с; 2 – 3 м/с; 3 – 10 м/с

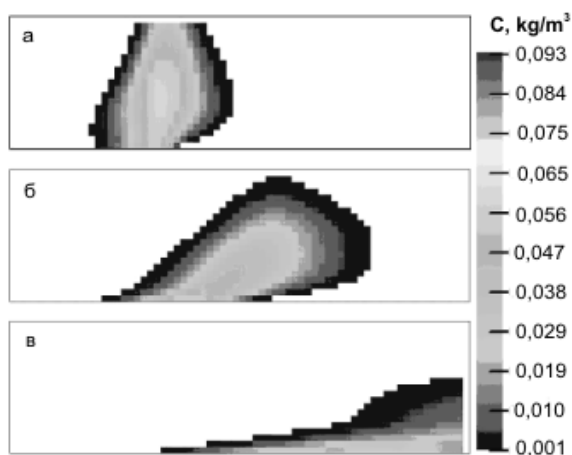


Рис. 5. Поле концентраций в облаке через 5 секунд после выброса (вид сбоку); скорость ветра: а – 1 м/с; б – 3 м/с; в – 10 м/с

Очевидно, что при некоторых скоростях ветра больше скорости всплытия водород начинает себя вести как нейтральный газ.

Видно, что наибольшая масса водорода, а соответственно, и энергия потенциального взрыва будет при меньшей скорости ветра (рис. 5), когда область, занятая взрывоопасной смесью, быстро перемещается на большую высоту, безопасную для жилых построек.

Заключение

Разработана математическая модель газодинамических процессов формирования двухкомпонентной газовой смеси и рассеяния ее в атмосфере. Развита конечно-разностная схема для случая трехмерной системы уравнений движения газовой динамики, дополненной законом сохранения массы примеси. Рассмотрен алгоритм численного решения полученной разностной схемы на основе метода С.К. Годунова. Разработана компьютерная система, реализующая различные сценарии возникновения, рассеяния и взрыва газовых примесей в атмосфере. Верификация численных расчетов показала их приемлемую сходимость с известными экспериментальными результатами.

Выполнены численные расчеты для рассеяния при проливе сжиженного и мгновенном выбросе газообразного водорода. Полученные результаты физически предсказуемы на качественном уровне, но численные расчеты позволили получить количественный прогноз.

Литература

1. Шенг Дж. С. Обзор численных методов решения уравнений Навье-Стокса для течений сжимаемого газа // *Аэрокосмическая техника*. – 1986. – № 2. – С. 65-92.

2. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т. – М.: Мир, 1990. – 726 с.

3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1970. – 904 с.

4. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: Учебное пособие. В 10 т. – Т. 6. Гидродинамика. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 736 с.

5. Митасов Ю.Д., Редько А.Ф., Скоб Ю.А., Угрюмов М.Л. Численное моделирование процесса распространения продуктов горения при пожаре в зданиях с атриумами // *Науковий вісник будівництва*. – 2001. – Вип. 14. – С. 258-262.

6. Берлянд М.Е. Современные проблемы атмосферной диффузии и загрязнения атмосферы. – Л.: Гидрометеиздат, 1975. – 448 с.

7. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1976. – 400 с.

8. Puttock G.S., Colenbrander G.W., Blackmore D.R. Marlin Sands experiments 1980: Dispersion results from continuous releases of refrigerated liquid propane / S. Hartwig (ed) // *Heavy Gas and Risk Assessment*. – 1980. – No. 11. – P. 147-161.

9. Safety and Security Analysis: Investigative Report by NASA on Proposed EPA Hydrogen-Powered Vehicle Fueling Station. Assessment and Standards Division Office of Transportation and Air Quality U.S. Environment Protection Agency, EPA420-R-04-016 October 2004. – 45 p.

Поступила в редакцию 19.03.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.735.083.06:075.8

А.В. ПОПОВ

Национальный авиационный университет, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРДД С ПЕРЕМЕЖАЮЩИМИСЯ НЕИСПРАВНОСТЯМИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ НА УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ ЕГО РАБОТЫ

Рассмотрены результаты обработки статистических данных эксплуатации некоторого парка турбореактивных двухконтурных двигателей. Рассчитаны динамические характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя с учетом множественных повреждений конструктивных элементов его проточной части на основе проведенных натурных экспериментов с измерением параметров рабочего процесса двигателя на установившихся эксплуатационных режимах его работы.

двухконтурный турбореактивный двигатель, диагностика, установившийся режим, перемежающаяся неисправность, динамическая характеристика, проточная часть

Введение

В последнее время все большее внимание уделяется проблеме совершенствования методов и средств автоматизированного диагностирования по параметрам рабочего процесса с последующим прогнозированием технического состояния (ТС) газотурбинных двигателей (ГТД). Решение ее, и последующее внедрение в условия реальной эксплуатации, в значительной мере зависит от степени достоверности диагностической информации.

Постановка проблемы. В настоящее время существует множество различных автоматизированных систем идентификации (АСИ) ТС ГТД. Реализация процесса диагностирования с использованием АСИ главным образом зависит от решения следующих задач: разработка и построение математической модели (ММ) рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД), диагностической модели (ДМ), выбора диагностических признаков (ДП) и диагностического режима (ДР), количества априорных или, иными словами, регистрируемых термогазодинамических параметров (ТГДП) рабочего процесса. Наибольшую ценность представляет результат идентификации ТС двигателя с глубиной диагностирования до узла. Однако при этом существ-

вует ряд трудностей с точки зрения достоверности диагноза. Оценка ТС проводится, главным образом, по отклонениям значений ДП от исправного, а значение ДП зависит от вида и степени повреждения или неисправности. Поэтому качественные и количественные показатели ТС ГТД носят вероятностно-статистический характер. По причине наложения классов состояния в диагностируемом пространстве подобный характер наносит отпечаток именно на достоверность диагноза – это объясняется возникновением ошибок первого и второго рода [1]. Известно, что наиболее информативным является переходной режим работы, например, приемистость [1]. При этом в качестве ДП используют такие параметры, как: $K_{G_m}^{нд}$ – коэффициент усиления ротора низкого давления (РНД) по расходу топлива; $K_{n_{нд}}^{нд}$ – коэффициент усиления РНД по частоте вращения ротора высокого давления (РВД); $K_{G_m}^{ед}$ – коэффициент усиления РВД по расходу топлива (рис. 1); $K_{n_{нд}}^{ед}$ – коэффициент усиления РВД по частоте вращения РНД; $T_{G_m}^{нд}$ – постоянная времени РНД; $T_{G_m}^{ед}$ – постоянная времени РВД и т.д. Проводимые ранее

исследования [1, 2] были направлены на изучение изменения значения ДП при индивидуальном моделировании повреждения узла проточной части ГТД. При проведении стендовых испытаний [1] имитировалось повреждение компрессора низкого давления (КНД), компрессора высокого давления (КВД), турбины, в частности, низкого давления (ТНД) и камеры сгорания (КС) в отдельности.

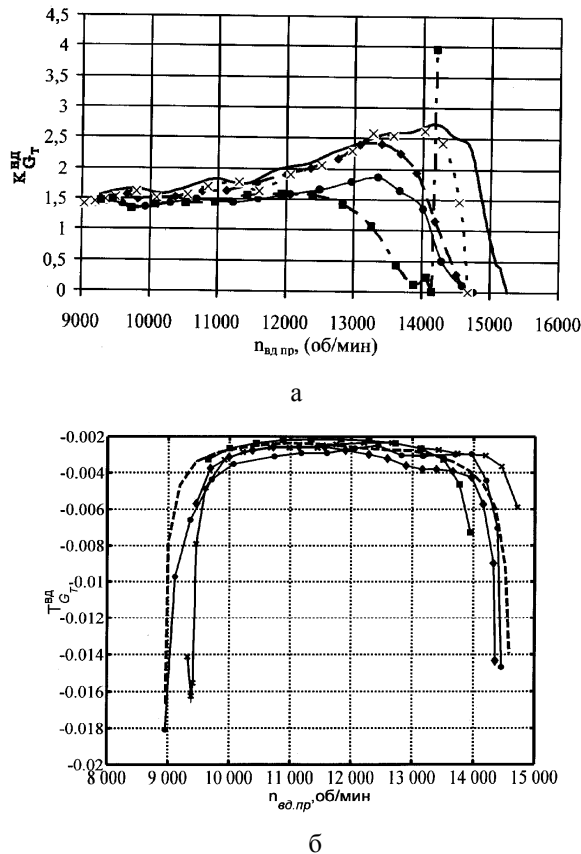


Рис. 1. Зависимость динамических характеристик при изменении ТС ПЧ в процессе приемистости:
а – коэффициент $K_{G_m}^{ed}$; б – постоянная времени $T_{G_m}^{ed}$;

- ◆ – закоксованность форсунки,
- – исправное состояние,
- – шероховатость КВД,
- × – шероховатость КНД,
- – шероховатость ТНД

Полученные результаты анализа данных эксплуатации таких ТРДД, как: Д-30, Д-36, Д-18Т и некоторых их модификаций свидетельствуют о том, что причина досрочного съема двигателя (ДСД) носит комплексный характер, с точки зрения возникновения неисправности или отказа в целом, в том или ином конструктивном элементе проточной час-

ти (ПЧ), т.е. речь идет о перемежающихся неисправностях (множественных неисправностях) (ПН) (рис. 2).

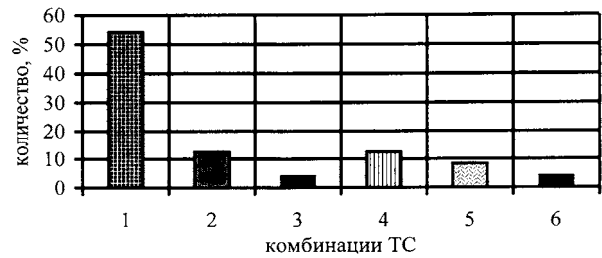


Рис. 2. Распределение комбинаций повреждений конструктивных элементов ПЧ ТРДД Д-30КП:

- 1 – КС-Турбина,
- 2 – Компрессор-КС,
- 3 – Компрессор-Турбина,
- 4 – Компрессор-Турбина-КС,
- 5 – Компрессор,
- 6 – Турбина

В общем сложности, анализу было подвергнуто порядка 140 двигателей Д-30КП и его модификаций. В результате чего доля ПН составила приблизительно 17,65% от общего количества имевших место случаев ДСД, отработки ресурса с неисправностью (ОРН) или при устранении соответствия нормам ТУ либо отказа в условиях эксплуатации (ОУЭ). По иному обстоит картина с двигателем семейства Д-36 (рис. 3).

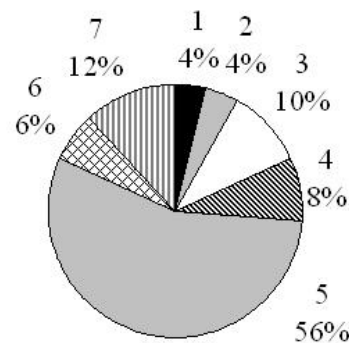


Рис. 3. Распределение комбинаций повреждений конструктивных элементов ПЧ ТРДД Д-36:

- 1 – Компрессор-КС,
- 2 – КС-Турбина,
- 3 – Компрессор-Турбина,
- 4 – Компрессор-Турбина-КС,
- 5 – Компрессор,
- 6 – КС,
- 7 – Турбина

В случае с Д-36 выборка составила порядка 445 двигателей. Количество ПН от общего количества

составило около 11,46%. Для ТРДД Д-18Т количество ПН в процентном соотношении примерно одинаковое (9,5%) с его предшественником Д-36, однако выборка составила 278 двигателей (рис. 4).

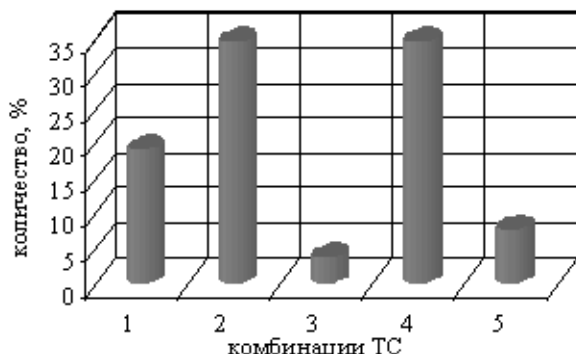


Рис. 4. Распределение комбинаций повреждений конструктивных элементов ПЧ ГТД Д-18Т:

- 1 – Компрессор,
- 2 – Компрессор-Турбина,
- 3 – Компрессор-Турбина-КС,
- 4 – КС-Турбина,
- 5 – Турбина

Итак, подводя итоги проведенного анализа данных эксплуатации, можно сделать следующий вывод:

- вероятность возникновения той или иной комбинации ПН как между отдельными узлами, так и в самих узлах носит индивидуальный характер для каждого типа ГТД;
- необходимо проводить исследования для получения более четкого с точки зрения диагностики портрета состояния ПЧ ГТД.

Постановка задачи исследования. Увеличение количества ДП приводит к более объективному диагностированию [1 – 4]. С этой целью были проведены стендовые испытания для получения количественных и качественных значений ДП при ПН с натурным моделированием множественных повреждений конструктивных элементов ПЧ на газодинамическом стенде ГТД АИ-25. При этом имитировалось нарушение качества обтекания рабочим телом лопаток входного направляющего аппарата (ВНА), КНД, ТНД путем нанесения корунда на клеевой основе. Для моделирования эффекта закок-

сованности рабочей топливной форсунки и нарушения поля температуры перед ТВД на топливный коллектор устанавливалась заглушка.

Этот вариант был отнесен к неисправности КС. Для получения полной картины влияния изменения ТС ПЧ при возникновении ПН было проведено исследование изменения ТГДП рабочего процесса при шестнадцати состояниях ПЧ.

Проведение эксперимента

Эксперимент проводился при различных значениях атмосферного давления и температуры. Измерение таких параметров рабочего процесса как давление, температура, а также расход топлива, тяга – проводились на пяти установившихся эксплуатационных режимах работы ГТД: "малый газ", 0,4, 0,6, 0,7, 0,85 номинального. Регистрация параметров проводилась после выдержки двигателя на каждом режиме в течение 3 мин для уменьшения разброса значений измеряемых величин от эффекта теплообмена.

Обработка результатов измерений. Согласно рекомендациям [1, 5] диагностическим режимом принят режим, при котором $n_{вд}$ находится вблизи расчетной точки 0,85 номинального и соответствует $n_{вд_{пр}} = 14250$ об/мин.

Обработка результатов измерений проводилась по методике, приведенной в работе [1]. При проведении расчетов таких ДП как коэффициент полезного действия, степени повышения или понижения давления отдельных узлов использовались дроссельные характеристики среднестатистического АИ-25 и характеристики соответствующих лопаточных машин.

Расчет характеристик. Коэффициенты усиления $K_{G_m}^{вд}$, $K_{G_m}^{нд}$, $K_{n_{вд}}^{нд}$, $K_{n_{нд}}^{вд}$ определялись согласно математических зависимостей, приведенных в работе [6]. Например, значение коэффициента усиления

(КУ) ротора ВД по подаче топлива определяем из выражения:

$$K_{G_m}^{\omega\delta} = \frac{(n_{\omega\delta np.баз} - n_{\omega\delta np})}{(G_{m np.баз} - G_{m np})} \cdot \frac{G_{m np.баз}}{n_{\omega\delta np.баз}}, \quad (1)$$

где $n_{\omega\delta np.баз}$ – базовая частота вращения РВД;

$G_{m np.баз}$ – базовый часовой расход топлива.

За базовые значения приведенных величин – частот вращения роторов ВД, НД, часового расхода топлива – принимали их соответствующие значения согласно дроссельной характеристике на максимальном режиме [4, 7]: $n_{\omega\delta np.баз} = 16640$ об/мин; $n_{нд np.баз} = 10750$ об/мин; $G_{m np.баз} = 855$ кг/час; момент инерции J_i роторов ВД, НД равен $4,8 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ и $5,4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ соответственно; низшая теплотворность топлива $H_u = 42845 \cdot 10^3$ Дж/кг. Согласно методике, приведенной в работе [4], определяем значение постоянной времени для РВД и РНД. Таким образом, выражение для определения $T_{G_m}^{нд}$ имеет вид:

$$T_{G_m}^{нд} = \frac{39,438 J_{нд} n_{нд np.баз}}{T_{\epsilon}^* \eta_{\epsilon} H_u} \times \left[\frac{T_{твд}^* \eta_{кн}^* n_{нд np} K_{G_m}^{нд}}{G_{\epsilon l np} G_{m np} \left(\pi_{кн}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right)} \right]. \quad (2)$$

Величину постоянной времени для ротора ВД определяем следующим образом:

$$T_{G_m}^{\omega\delta} = \frac{39,438 J_{\omega\delta} n_{\omega\delta np.баз}}{\eta_{\epsilon} H_u} \times \left[\frac{T_{\epsilon}^* \eta_{кв}^* n_{\omega\delta np} K_{G_m}^{\omega\delta}}{T_{кн}^* G_{m np} \left(\pi_{кв}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right)} \right]. \quad (3)$$

Основная задача эксперимента заключается в определении комплекса ДП, т.е. исследование статических и динамических характеристик данного

ТРДД. Поэтому в роли статических характеристик выступают известные ДП, такие как: S – скольжение роторов ВД и НД; η_i – к.п.д. КНД, КВД, ТНД, ТВД; π_i^* – степень повышения (понижения) давления i -го каскада компрессора или турбины. С учетом множества комбинаций (вариантов) ТС конструктивных элементов ПЧ для удобства восприятия выполнено кодирование ТС ПЧ, например: 1 – исправное состояние, 2 – шероховатость лопаток ВНА и КНД, 3 – шероховатость лопаток ВНА, КНД и заглушена форсунка, 4 – шероховатость лопаток КНД, 5 – шероховатость лопаток КНД и ТНД, 6 – шероховатость лопаток КНД, ТНД и ВНА, 7 – шероховатость лопаток КНД, ТНД, ВНА и заглушена форсунка.

В таблице приведены результаты расчета.

Таблица

Отклонения ДП в процентах с учетом технического состояния проточной части АИ-25

ДП	Код технического состояния ПЧ ГТД				
	2	4	5	6	7
$\delta K_{G_m}^{нд}$	24,782	39,792	322,53	52,691	52,736
$\delta K_{n_{\omega\delta}}^{нд}$	-2,304	-12,13	-10,25	-9,997	-8,134
$\delta K_{n_{нд}}^{\omega\delta}$	2,3603	13,805	11,428	11,107	8,8579
$\delta K_{G_m}^{\omega\delta}$	27,726	59,089	370,8	69,652	66,265
$\delta T_{G_m}^{нд}$	27,286	61,94	384,68	68,311	68,349
$\delta T_{G_m}^{\omega\delta}$	38,264	41,384	375,19	65,671	68,792
δS	-0,392	-1,534	-1,302	-1,737	-1,075
$\delta \eta_{кн}^*$	-1,181	4,4811	5,2115	-2,968	1,5167
$\delta \eta_{кв}^*$	8,8285	-5,280	8,5186	8,7296	10,076
$\delta \eta_{тв}^*$	-0,149	0,0742	-0,105	-0,124	-0,136
$\delta \eta_{тн}^*$	-1,83	-4,104	-3,103	1,209	-2,233
$\delta \pi_{кн}^*$	-0,820	1,478	1,403	1,1865	0,7458
$\delta \pi_{кв}^*$	0,6665	0,644	0,752	1,7352	0,7188
$\delta \pi_{тв}^*$	-8,875	0,3542	-7,023	-7,797	-8,614
$\delta \pi_{тн}^*$	-0,019	-0,016	-0,007	0,036	-0,001
$\delta \eta_{\epsilon}^*$	-5,655	-6,608	-19,73	-11,42	-10,12

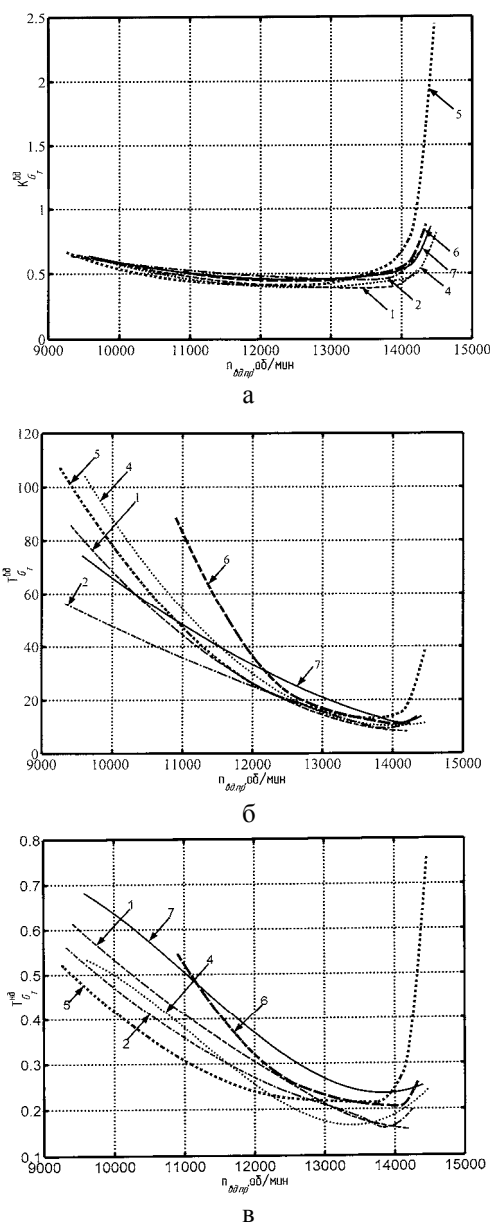


Рис. 5. Изменение динамических характеристик ГТД АИ-25 с учетом ТС ПЧ:

а – КУ ротора ВД по подаче топлива $K_{G_m}^{w\partial}$;

б – постоянная времени ротора ВД $T_{G_m}^{w\partial}$;

в – постоянная времени ротора НД $T_{G_m}^{nd\partial}$;

1 – исправное состояние,
2 – шероховатость лопаток ВНА и КНД,
4 – шероховатость лопаток КНД,
5 – шероховатость лопаток ВНА и КНД,
6 – шероховатость лопаток ВНА, КНД и ТНД,
7 – шероховатость лопаток ВНА, КНД, ТНД
и заглушена топливная форсунка

Заключение

Исходя из результатов проведенных испытаний и анализируя значение отклонения ДП исследуемо-

го ГТД можно сделать вывод, что представленные ДП, такие, как $K_{G_m}^{w\partial}$, $T_{G_m}^{w\partial}$, $T_{G_m}^{nd\partial}$, $K_{G_m}^{nd\partial}$, $K_{n_{вд}}^{w\partial}$, $K_{n_{нд}}^{w\partial}$ наиболее чувствительны к изменению ТС ПЧ по сравнению со статическими ДП. Из всего комплекса представленных ДП наибольшее отклонение имеют коэффициенты $K_{G_m}^{w\partial}$, $T_{G_m}^{w\partial}$, $T_{G_m}^{nd\partial}$, $K_{G_m}^{nd\partial}$. Таким образом, данные диагностические признаки могут быть использованы при построении диагностических моделей для идентификации ТС ТРДД.

Литература

1. Дмитриев С.А. Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работы. Дисс.... докт. техн. наук. – К.: КИИГА, 1996. – 358 с.
2. Попов А.В. Исследование влияния эксплуатационных факторов на динамические характеристики ТРДД при приемистости // Вестник двигателестроения. – 2006. – №1. – С. 59-61.
3. Дмитриев С.А., Литвиненко А.Е., Степушкина Е.П., Попов А.В. Экспертные модели определения множественных отказов в авиационных двигателях // Вестник двигателестроения. – 2005. – №1. – С. 12-17.
4. Карпов О.Є. Математична модель турбореактивного двоконтурного двигуна для дослідження його статичних і динамічних характеристик // Вісник НАУ. – 2004. – №1. – С. 113-117.
5. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
6. Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

Поступила в редакцию 27.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. Панин, Аэрокосмический институт Национального авиационного университета, Киев.

УДК 621.43.055:621.458.081

В.П. ГЕРАСИМЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ПРОБЛЕМЫ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД**

Выполнен анализ условий срыва пламени углеводородных топлив и возникновения вибрационного горения в малоэмиссионных камерах сгорания газотурбинных двигателей.

газотурбинный двигатель, камера сгорания, срыв пламени, вибрационное горение, устойчивость

Введение

Глобальное потепление климата – серьезная проблема энергетики, неотъемлемой составляющей которой является снижение вредных выбросов при использовании химических источников энергии.

Формулирование проблемы. Создание малоэмиссионных камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) – одна из задач этой проблемы. Ее решают разработкой многозонных КС, впрыском воды или пара в зону горения (ЗГ), применением добавок H_2 или других компонент топлива, и т.д. [1]. При этом снижаются практически все вредные выбросы: CO , C_nH_m , NO_x . Для уменьшения NO_x ограничивают также температуру в ЗГ $T_{32} \leq 1800$ К увеличением коэффициента избытка воздуха $\alpha_{32} = 1,7 \dots 2,0$, что может привести к "бедному" срыву пламени и в итоге – к вибрационному горению [2, 3]. Устойчивость горения зависит, кроме того, от способа его стабилизации, вида топлива [4 – 9] и других факторов.

Цель статьи – анализ неустойчивости горения углеводородных топлив в малоэмиссионных КС ГТД.

Решение проблемы

Существуют различные критерии срыва пламени [4 – 7], которые зависят от способа его стабилизации, интенсивности турбулентности, вида топлива, давления в КС, температуры и степени неоднород-

ности топливо-воздушной смеси (ТВС). Теоретической основой их получения используют модель реактора [6, 7] или процесса воспламенения [8], методы теории подобия или принцип Ле-Шателье [9]. Эти критерии часто сводят к предельному значению α или его эмпирической зависимости [9], в том числе от T .

Температура пламени при стехиометрическом горении углеводородных топлив C_nH_m при $\eta_c \rightarrow 1$ зависит от структуры топлива из-за теплоты сгорания H_u и теплоемкости C_p продуктов сгорания. Фактическая температура в ЗГ ниже адиабатической из-за теплообмена излучением и конвекцией, а также диссоциации продуктов сгорания, так как CO_2 и H_2O при таких температурах нестабильны и частично разлагаются на более простые молекулы, атомы и радикалы: CO , H_2 , O , H , OH . Диссоциация понижает полноту сгорания топлива η_c .

Температура, соответствующая "бедному" и "богатому" пределу распространения пламени, примерно одинаковая и существенно ниже стехиометрической. При этом, чем больше содержание в топливе H_2 , тем ниже эта температура [4]. Более летучие топлива имеют уже пределы срыва пламени по α [7]. Увеличение степени неомогенности ТВС в ЗГ способствует расширению диапазона устойчивого горения из-за наличия локальных зон с лучшими по стабилизации пламени составами смеси (рис. 1) [7]. Но с

увеличением α максимальная скорость потока W , при которой происходит срыв пламени, понижается.

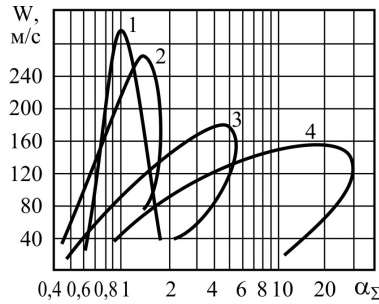


Рис. 1. Характеристики срыва пламени керасино-воздушной смеси (1 – гомогенная смесь;

2 – подача топлива пневмофорсункой; 3, 4 – неоднородные по составу и фазе смеси)

Срыв пламени, согласно большинству теорий (тепловой, контактной, гомогенного реактора и т.п.), объясняют превышением скорости теплоотвода при воспламенении свежей ТВС над скоростью теплоподвода. Добавим, что максимум W , расхода воздуха G_e или параметра химической нагрузки G_e/Vp^2 [6] при срыве пламени на характеристике его стабилизации в зависимости от относительного расхода топлива $q_m = 1/\alpha L_0$ или α совпадает с минимумом энергии воспламенения ($E_{\min} \sim p^{-2}$). Причем, положение экстремумов на этих срывных характеристиках обычно соответствует стехиометрической ТВС и не зависит практически от давления p . Общий вид характеристики КС по устойчивости горения показан на рис. 2.

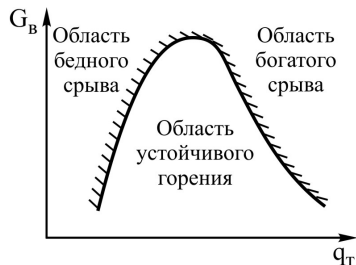


Рис. 2. Типичная характеристика стабилизации пламени КС ГТД

Используя уравнение материального баланса [6]:

$$G_e \eta_z / \alpha = C_{cf} V T^{0,5} \exp(-E/RT) \rho^a X_m^b X_o^{a-b}, \quad (1)$$

где C_{cf} – константа скорости реакции в коэффици-

енте Аррениуса $k_f = C_{cf} T^{0,5} \exp(-E/RT)$; V – объем зоны горения; $T = T_{32}$; ρ – плотность продуктов горения ($\rho = p/RT$); X_m и X_o – концентрации топлива и кислорода в продуктах сгорания; a – порядок реакции; b – показатель степени, и определив X_m и X_o по модели "суммарной реакции" при горении "бедной" ($\alpha > 1,0$) топливно-воздушной смеси с учетом недогорания топлива ($1 - \eta_z$):

$$\begin{aligned} \frac{1}{\alpha} C_n H_m + \left(n + \frac{m}{4}\right) \left[O_2 + \left(\frac{1}{K_0} - 1\right) N_2 \right] = \\ = \frac{\eta_z}{\alpha} \left(n CO_2 + \frac{m}{2} H_2 O \right) + \frac{(1 - \eta_z)}{\alpha} C_n H_m + \\ + \left(n + \frac{m}{4}\right) \left[\left(1 - \frac{\eta_z}{\alpha}\right) O_2 + \left(\frac{1}{K_0} - 1\right) N_2 \right], \end{aligned} \quad (2)$$

где $K_0 = 0,209$ и $(1 - K_0) = 0,791$ – объемные доли O_2 и N_2 в воздухе; $\frac{1}{K_0} \left(n + \frac{m}{4}\right) = L_0$ – объемный стехиометрический коэффициент,

$$X_m = \frac{(1 - \eta_z)/\alpha}{L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1)\eta_z/\alpha}; \quad (3)$$

$$X_o = \frac{(n + m/4)(1 - \eta_z/\alpha)}{L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1)\eta_z/\alpha}, \quad (4)$$

получим зависимость, позволяющую анализировать условия устойчивости горения по срыву пламени:

$$\begin{aligned} \frac{G_e}{V p^2} = \frac{C_{cf}}{R^2 T^{1,5} \exp(E/RT)} \times \\ \times \frac{(n + m/4)}{[L_0 + 1/\alpha + (m/4 - 1)\eta_z/\alpha]^2} \cdot \frac{(1 - \eta_z)(1 - \eta_z/\alpha)}{\eta_z}. \end{aligned} \quad (5)$$

Второй сомножитель правой части здесь определяется видом топлива и изменяется мало по мере выгорания топлива в ЗГ. Поэтому зависимость (5) запишем

$$\frac{G_e}{V p^2} \square \frac{1}{T^{1,5} \exp(E/RT)} \cdot \frac{(1 - \eta_z)(1 - \eta_z/\alpha)}{\eta_z}. \quad (6)$$

Подобные выражения при горении метана и керосина приведены в работе [5, 6].

Левые части в этих выражениях характеризуют скорость теплоотвода и представляют собой линию нагрузки 1 (рис. 3). Правая же часть определяет ско-

рость теплоподвода 2 за счет тепловыделения при горении в зависимости от η_c . Пересечение этих двух линий 1 и 2 является рабочей точкой 3 и определяет устойчивое горение. Увеличение скорости теплоотвода, например, за счет расхода воздуха G_g приближает линию 1 к ее предельному наклону 4, при котором произойдет срыв пламени.

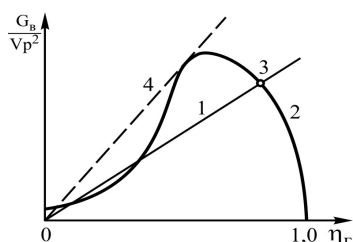


Рис. 3. Характеристики горения и срыва пламени

Срыв пламени, аналогично анализу [10], характеризует статическую неустойчивость в КС. Тогда как вибрационное горение возникает в результате нарушения динамической устойчивости [2, 3]. Так, например, вибрационное горение в ГТД [1 – 3] с частотами $f = 400 \dots 500$ Гц имеет акустическую природу. А именно: собственная частота столба газа в трубе с одним закрытым и одним открытым концом, в длине l которой помещается четверть длины звуковой волны, равна $f = Na/4l$, где $N = 1, 3, 5 \dots$ – номер моды акустических колебаний; $a = \sqrt{kRT}$ – скорость звука. Т.е. можно оценить частоту колебаний первой гармоники (основного тона) $f = \sqrt{kRT}/4l$. При температуре горения бедной метано-воздушной смеси $T_{32} \cong 1800$ К, постоянных газа $R = 290$ Дж/кг·К и $k = 1,33$ и длине жаровой трубы $l = 0,44$ м получим $f = 473$ Гц (ГТД ДН–80 [3]). Согласно теории Рэлея акустические колебания поддерживаются, если максимум тепла сообщается колеблющемуся газу в момент его максимального сжатия.

Заключение

Таким образом, определены условия срыва пламени бедных топливо-воздушных смесей в зависимости от структуры углеводородного топлива.

Литература

1. Экологические характеристики и конструктивные особенности камер сгорания с диффузионным горением / Е.В. Коротич, В.Е. Спицын, Б.В. Исаков, В.В. Романов [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: www.ciam.ru/conf/lemision/doc/16.doc.
2. Герасименко В.П., Налесный Н.Б. Вибрационное горение в камерах сгорания ГТД // Вестник Нац. техн. ун-та "ХПИ". – Х.: НТУ "ХПИ", 2006. – № 5. – С. 53–58.
3. Герасименко В.П., Налесный Н.Б. Механизмы вибрационного горения в камерах сгорания ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 3 (29). – С. 48–52.
4. Ведешкин Г.К., Марков Ф.Г., Свердлов Е.Д. Сравнительные характеристики факельной и газодинамической стабилизации горения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2001. – Вип. 26. – С. 42–45.
5. Герасименко В.П. О неустойчивости горения в камерах сгорания ГТД // Вестник Нац. техн. ун-та "ХПИ". – 2007. – № 2. – С. 83–85.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
7. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет. – Казань: КГТУ, 2004. – 220 с.
8. Влияние вида топлива на дымление и характеристики бедного срыва пламени двигателя РТ6А-65 / Сампат, Грэттон, Кретчмер, Оджерс // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1986. – № 1. – С. 113–120.
9. Оджерс, Кретчмер, Холпин. Бедные пределы срыва пламени в однородных газовых смесях // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1985. – № 1. – С. 9–17.
10. Герасименко В.П. К повышению устойчивости газовых систем с компрессором // Авиационно-космическая техника и технология: 36. науч. прац. – Х.: ХАИ, 2001. – Вип. 23. – С. 45.

Поступила в редакцию 26.03.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.039.53

Г.В. БОКУЧАВА¹, А.И. ГУЛДАМАШВИЛИ¹, Л.И. КЕКЕЛИДЗЕ¹,
Р.Н. КУТЕЛИЯ¹, Ц.М. НЕБИЕРИДЗЕ¹, А.В. СИЧИНАВА¹, Б.М. ШИРОКОВ²

¹ Сухумский физико-технический институт им. И. Векуа, Тбилиси, Грузия

² Национальный Научный Центр «Харьковский Физико-Технический Институт»,
Харьков, Украина

РАЗУПРОЧНЕНИЕ И РАСПУХАНИЕ КАРБИДА БОРА И БОРА ПРИ БОМБАРДИРОВКЕ РАЗЛИЧНЫМИ ИОНАМИ

Исследовано влияние облучения ионами атомов мишени (бора и углерода) и продуктов расщепления нуклидов бора (гелия и лития) на микротвердость и линейные размеры бора и карбида бора. Установлено 7-72 %-ное разупрочнение и 17-56 %-ное распухание материалов, облученных при температуре 373 К и 900 К дозами 0,6-60 сна и испытанных при 300 К. Уровень разупрочнения и распухания кристаллов, облученных ионами гелия, выше, чем ионами лития, бора или углерода. Результаты настоящих исследований полезны для изготовления термоэлектрических преобразователей, используемых в космических системах.

распухание, потоки ионов, бор, карбид бора, космические аппараты

Введение

В качестве поглотителя нейтронов в системах регулирования и защиты ядерных реакторов на быстрых и тепловых нейтронах используется карбид бора. В стержнях управления и защиты применяется карбид бора с переменным содержанием нуклидов бора с высоким сечением поглощения нейтронов. Эффективный поглотитель нейтронов отличается также высокой твердостью, высокой температурой плавления и химической стойкостью. Для обоснования и обеспечения безопасной эксплуатации реакторов необходимо знание уровня деградации свойств карбида бора при длительном облучении высокими повреждающими дозами. Радиационная повреждаемость поглощающих материалов по сравнению с конструкционными материалами реакторов значительно менее изучена [1 – 7].

Для функционирования космических аппаратов необходимы автономные и компактные источники электрической энергии, стойкие к воздействию потоков ионов. В настоящее время в этом качестве используются термоэлектрические преобразователи различных конструкций. Использование карби-

да бора с определенным соотношением B_{10} и B_{11} в качестве преобразующих элементов имеет ряд преимуществ перед другими материалами, в том числе, и особую стойкость к облучению потоками ионов.

Существующий уровень понимания механизмов радиационных процессов, протекающих в облученных материалах, недостаточен для прогнозирования степени деградации макроскопических характеристик карбида бора [3 – 5]. Работоспособность регулирующих стержней ограничивается недопустимым ухудшением параметров карбида бора в процессе облучения прежде, чем исчерпываются его поглощающие способности. Поэтому, увеличение ресурса эксплуатации стержней из карбида бора в реакторах остается актуальным [8].

Для моделирования влияния реакторного излучения на радиационную повреждаемость и, следовательно, на деградацию свойств борсодержащих материалов, в качестве облучающих частиц используются электроны и различные ионы [9 – 13]. Моделирование осуществляется в более контролируемых и управляемых условиях параметров ионного пучка

и мишени и гораздо быстрее, чем это достигается в ядерных реакторах.

В настоящей работе продолжено исследование [10 – 13] влияния облучения на прочностную и размерную стабильность бора и карбида бора с помощью бомбардировки ускоренными ионами при высоких повреждающих дозах и температурах облучения. Образцы бомбардировались ионами атомов мишени – бора и углерода и продуктов расщепления нуклидов бора-гелия и лития.

1. Методика эксперимента

Исследуемыми материалами служили поликристаллический бор и карбид бора. Образцы β -ромбоэдрического бора были получены методом эпитаксиального выращивания из газовой фазы [14]. Исходными реагентами служили треххлористый бор и молекулярный водород. В качестве подложки используется мелкозернистый малозольный графит. Термическое восстановление треххлористого бора водородом проводилось при температуре графитовой подложки 1373–1423 К. Давление в камере осаждения не превышало 0,1–0,5 Па, расход треххлористого бора составлял 0,5–1,7 см³/с, соотношение реагирующих компонентов 1:20–1:100. Для исследований использовались образцы бора с 99,9 % ат. чистоты, плотностью 2,25–2,34 гр·см³, толщиной 1,0 мм. Поликристаллический карбид бора получен методом высокотемпературного прессования порошков. Горячее прессование порошков карбида бора выполнялось в графитовой пресс-форме на воздухе при температуре 2463 К с усилием до 34,3 МПа в течение 40–60 минут. Порошки карбида бора с размерами 0,3–5 мкм получались магний-термическим восстановлением. Исходные образцы карбида бора близки к стехиометрическому составу и имели относительную плотность 90–98% ат.

Для облучения и исследования образцы обрабатывались с целью достижения минимальной шеро-

ховатости и минимального разрушения поверхностного слоя кристаллов. Механическая обработка образцов состояла из резки, шлифовки и полировки. Механическая шлифовка и полировка пластин размерами 0,5×5×10 мм проводилась алмазными пастами и порошками с последовательным изменением размера зерна до 1/0 мкм. После механической обработки образцы подвергались химической и электрохимической полировке с целью удаления разрушенного поверхностного слоя. Химическая полировка бора проводилась в водных растворах красной кровяной соли и калиевой щелочи. Карбид бора полировался в 1 % калиевой щелочи электрохимическим методом при токе 3 А·см⁻³ и напряжении 40 В в течение нескольких секунд. После полного цикла обработки шероховатость поверхности бора и карбида бора не превышала 10–15 нм. Минимальный разрушенный слой поверхности исследуемых кристаллов не превышал 10 нм.

Для испытания материалов на прочность без разрушения удобно применять испытания их твердости [15]. Прочностные свойства определялись простым и чувствительным методом измерения их микротвердости. Практически испытание на твердость определяется структурой кристаллической решетки и характеризует ее сопротивляемость к деформации, близкой к деформации на пределе прочности. Из-за сложного напряженного состояния материала при вдавливании индентора связать твердость высокопрочных материалов с другими механическими характеристиками аналитически непростая задача [15 – 17].

Измерение микротвердости образцов осуществлялось на приборе типа Duremit методом Кнупа [15]. Распределение микротвердости на глубине облученного слоя определялось и изменением нагрузки на индентор от 5 до 500 г. Среднеквадратичная ошибка измерений не превышала 4 %. Измерение микротвердости исследуемых высокопрочных образцов затруднялось их хрупкостью. Во избежание растрескивания материалов на индентор выбирались

предельные нагрузки, исключаяющие появление трещин. Среднее значение микротвердости используемых исходных образцов кристаллического бора составляло $H=31\pm 1,2$ ГН·м⁻² и $H=45\pm 1,8$ ГН·м⁻² для карбида бора. Образцы испытывались при комнатной температуре $T=300$ К.

Линейное удлинение L облученного образца определялось по измерению ступеньки, которая образуется между облученной и необлученной частями поверхности. Измерение величины линейного удлинения производилось по изменению интерференционных полос с помощью микроскопа МИИ-4. Минимально определяемая толщина слоя составляет 30 нм. Образцы бомбардировались ионами гелия с энергией $E=15\text{--}100$ кэВ, лития $E=60$ кэВ, бора $E=50\text{--}225$ кэВ и углерода с $E=100\text{--}200$ кэВ, флюенсами $\Phi=1\cdot 10^{16}\text{--}1\cdot 10^{18}$ см⁻², дозами $D=0,6\text{--}60$ сна, при температурах мишени $T=373$ К и $T=900$ К. Проводилось также двойное и тройное облучение последовательно ионами с выбранной энергией. Подбором энергии ионов достигаются схожие значения профилей распределения введенных атомов, дефектов и равномерность распределения по глубине проникновения ионов. В процессе бомбардировки в камере транспортировки ионов поддерживался вакуум не ниже 10^{-3} Па. Для предотвращения загрязнения поверхности образцов при облучении применялись криосорбционные системы защиты (ловушки, антимиграционные барьеры). Неоднородность распределения по поверхности имплантированных атомов не превышает 1 %. Однородность облучения обеспечивалась перемещением образцов в камере перед пучком и выбором специальных диафрагм.

2. Характеристики бомбардирующих частиц

Радиационная повреждаемость материалов и, соответственно, изменение их свойств во многом определяется параметрами облучающих частиц и мишени во время облучения. Для выбора режимов об-

лучения и сопоставления повреждаемости борсодержащих материалов необходимо знание основных характеристик облучающих частиц.

Таковыми величинами являются параметры функции распределения пробега ионов и полной энергии, выделенной ионом в каскадах упругих столкновений с атомами мишени. Расчет параметров распределения введенных атомов и дефектов для ионов гелия, лития, бора и углерода, бомбардирующих кристаллы бора и карбида бора, проведен по известной методике [18]. Для сопоставления повреждаемости материалов, облученных различными частицами, удобно использовать способность дефектообразования отдельных частиц $-d$ и способность изменения состава облучаемой мишени $-d'$. Количественной характеристикой способности дефектообразования отдельной частицы служить производимое ею полное число смещений, приходящихся на атом облучаемой мишени d , сна·ч⁻¹·см². Тогда, во время облучения с флюенсом Φ , ч¹·см⁻², генерированное полное число смещений (вакансий), приходящихся на атом матрицы, представляет собой дозу облучения и определяется выражением:

$$D(x)=d(x)\cdot\Phi, \quad (1)$$

где $D(x)$ и $d(x)$ – соответствующие значения на глубине x . Количественной характеристикой накопления вводимых атомов или продуктов расщепления нуклидов бора при поглощении нейтронов будет производимое одной частицей полное число трансмутационных или вводимых атомов, приходящихся на атом матрицы. Эта величина определяет способность отдельной частицы генерировать атомы в объеме облучаемой мишени. Способность изменения состава мишени представляет собой относительный вклад введенных атомов и определяется отношением числа атомов примеси – Nn см⁻³ к числу атомов мишени – Nm см⁻³ в единице объема $-d'$, $Nn/Nm\cdot$ ч⁻¹·см². Тогда за время облучения с флюенсом Φ , ч¹·см⁻² полное число введенных атомов, приходящихся на атом матрицы, представляет собой величину харак-

теризующей изменение состава мишени и определяется выражением:

$$D'(x)=d'(x) \cdot \Phi. \quad (2)$$

В случае бомбардировки ионами в качестве характеристик используются соответствующие максимальные значения распределений по глубине проникновения ионов.

Оценка радиационных характеристик производится по рассчитанным значениям параметров функции распределения профиля ионов и выделенной им полной энергии в упругих взаимодействиях с атомами мишени. Число смещений, генерированных облучающей частицей с энергией E , определяется с помощью модифицированной каскадной функции. В качестве пороговой энергии смещения атомов с узлов кристаллической решетки используется значение 40 эВ. Радиационные характеристики нейтронов и электронов, облучающих бор и карбид бора рассчитаны по методу, изложенной в работе [7].

Способности ионов в изменении состава и дефектообразования и их пространственное распределение во многом определяют повреждаемость кристаллов. Поэтому облучающие частицы характеризуются также отношением изменения состава мишени к способности дефектообразования d'/d .

В общем случае степень повреждаемости карбида бора и бора, облученных любыми частицами, будет зависима от повреждающей дозы облучения, температуры мишени, способности бомбардирующих частиц в дефектообразовании и в изменении состава мишени, регулирующих процесс гибели и накопления радиационных дефектов.

3. Экспериментальные результаты и их обсуждение

Изменение состава и структуры твердых тел, подвергнутых ионной бомбардировке, оказывает значительное влияние на их макроскопические свойства.

Исследованию механизмов влияния облучения нейтронами и другими частицами на прочностные свойства металлов и их сплавов посвящено много работ [1 – 2]. По сравнению с металлами, изменение свойств высокопрочных борсодержащих материалов, облученных различными ионами, менее изучено [9 – 13].

Характерной особенностью бора и карбида бора является высокая прочность, отсутствие заметной микропластичности и хрупкое разрушение вплоть до температур $0,5-0,7 T_{пл}$, равной температуре перехода из хрупкого состояния в пластичное [16, 17]. Поэтому в исследуемой области облучения и испытания микротвердость бора и карбида бора определяются изменением предела хрупкого разрушения. Влияние ионного облучения на прочностные свойства бора и карбида бора проявляется в снижении их микротвердости. Изменение механических свойств материалов в зависимости от условий ионной бомбардировки определяется по относительному снижению микротвердости $\Delta H/H$ %.

Результаты микроиндентирования карбида бора и бора, в зависимости от условий облучения различными ионами, сведены в табл. 1 и 2 соответственно.

Там же приведены расчетные значения радиационных характеристик бомбардирующих частиц. Для сравнения в табл. 1 представлены литературные данные об относительном снижении микротвердости карбида бора, облученного ионами гелия, при комнатной температуре [9].

Сравнение результатов микроиндентирования показывает, что независимо от условий облучения, наблюдается разупрочнение бора и карбида бора. В исследуемой температурной области облучения и испытания наблюдаемое снижение прочности бора и карбида бора связано с понижением предела хрупкого разрушения.

Механизм разрушения хрупких материалов связан с зарождением, развитием и раскрытием трещин [17].

Таблица 1

Относительное снижение микротвердости карбида бора
облученного ионами гелия, лития и бора

Ион	E , кэВ	d , сна·ч ⁻¹ ·см ² x10 ⁻¹⁷	d' , Nn/Nm · ч ⁻¹ ·см ² x10 ⁻¹⁹	d'/d %	D , с н а	$\Delta H/H$ %	T , К	Лит.
⁴ He	100	1,4	5,6	4,0	1,4-140	10-35	300	[9]
⁴ He	100	1,4	5,6	4,0	1,4	11,0	300	[11]
¹¹ B	225	5,1	5,9	1,2	5,1	15,0	300	[11]
⁴ He* ¹¹ B	100 225	1,4+5,1=6,5	5,6+5,9=11,5	1,8	6,5	25,0	300	[11]
⁴ He	50	1,8	6,4	3,6	0,6	16,0	900	
⁷ Li	60	3,5	6,6	1,9	1,2	14,0	900	
⁴ He** ⁷ Li ¹¹ B	50 60 80	1,8 3,5 <u>7,7</u> 13,0	6,4 6,6 <u>8,3</u> 21,3	3,6 1,9 <u>1,1</u> 1,64	0,6 1,2 <u>2,5</u> 4,3	23,0	900	

* – последовательное облучение образцов ионами гелия и бора.

** – последовательное облучение образцов ионами гелия, лития и бора.

Таблица 2

Относительное снижение микротвердости бора
облученного ионами гелия, бора и углерода

Ион	E , кэВ	d , сна·ч ⁻¹ · см ² x10 ⁻¹⁷	d' , Nn/Nm ·ч ⁻¹ ·см ² x10 ⁻¹⁹	d'/d , %	D , с н а	$\Delta H/H$ %	T , К	Лит.
⁴ He	100	1,4	5,0	3,6	1,4-14,0	7-17,0	300	[10]
¹¹ B	225	5,0	5,6	1,1	5,6	15,0	300	[10]
⁴ He* ¹¹ B	100+225	1,4+5=6,4	5+5,6=10,6	1,7	7,0	16,0	300	[10]
⁴ He	35	2,0	6,1	3,1	20,0	72,0	373	
¹² C	100	8,9	8,3	0,94	11,0	32,0	373	
⁴ He* ¹¹ B	35+100	2+6,7=8,7	6,1+7,2=13,3	1,5	6+20=26	36,0	373	
¹² C	200	6,7	6,6	1	8,0	54,0	373	

* – последовательное облучение образцов ионами гелия и бора.

Трещины в таких материалах легко зарождаются либо при облучении, либо при испытаниях на прочность.

Раскрытию трещин предшествуют накопление и рост упругих напряжений в материале. При облучении источниками упругих напряжений являются радиационные дефекты кристаллической структуры межузельного типа. В указанной области температуры облучения и испытания дефекты межузельного типа устойчивы. Поэтому кинетика радиационного повреждения кристаллов будет связана с накоплением дефектов данного типа.

С ростом повреждающей дозы облучения происходит накопление радиационных дефектов, и по мере увеличения внутренних напряжений предел прочности облученных хрупких материалов уменьшается. Если внутреннее напряжение достигает предела прочности необлученного материала, может наблюдаться самопроизвольное развитие трещин и, как следствие, его разрушение. В процессе испытания в ядерном реакторе наблюдается разрушение карбида бора [4, 5].

В исследуемой области повреждающей дозы и температуры облучения, когда вакансии мало подвижны, увеличивается вероятность образования и накопления устойчивых комплексов межузельных атомов. С накоплением дефектов вокруг них увеличиваются упругие поля напряжений и, как следствие, наблюдается падение предела хрупкого разрушения.

В случае облучения бора и карбида бора ионами гелия из-за высокой подвижности межузельных атомов гелия образуются высокостабильные гелиево-многовакансионные комплексы. Наличие гелия в облученных борсодержащих материалах (как и в металлах) способствует образованию и накоплению зародышей гелиевых пузырей, которые понижают предел хрупкого разрушения. Известно, что в облученном нейтронами карбиде бора гелий осаждается в виде зародышей пузырьков в зернах и на границе

зерен. Поля упругих напряжений, наблюдаемые вокруг пузырьков, указывают на наличие внутри пузырьков высокого давления, превышающего давление, необходимое для уравнивания поверхностного натяжения [17, 19]. По аналогии с металлами гелиево-вакансионные комплексы являются центрами высокой деформации и могут вызвать межзеренные и внутризеренные микротрещины. Эволюция гелиево-вакансионных комплексов в облученных материалах [1 – 6, 15] качественно удовлетворительно объясняют экспериментально наблюдаемые закономерности изменения степени разупрочнения бора и карбида бора с увеличением повреждающей дозы облучения ионами гелия (табл. 1 и 2).

При микроиндентировании облученных ионами гелия образцов отмечалось появление трещин у отпечатков. Появление и увеличение числа трещин у отпечатков индентора при испытаниях в случае увеличения в образце концентрации атомов гелия выше 5 % и нагрузки на индентор указывает на снижение локальной микропластичности материалов. Сильное увеличение суммарного бала микрохрупкости наблюдается у облученных нейтронами боридов переходных металлов при измерениях микротвердости [3, 15].

Бомбардировка образцов ионами лития, бора и углерода в любой последовательности после предварительного облучения ионами гелия усиливает степень разупрочнения бора и карбида бора. Сравнение закономерностей разупрочнения образцов, облученных отдельно ионами лития, бора, углерода, а также этими ионами в любой последовательности и ионами гелия, показывает, что степень разупрочнения кристаллов в случае облучения ионами гелия сильнее.

При похожих значениях способностей изменения состава мишени, следовательно, низкой способности дефектообразования, ион гелия производит более сильный эффект разупрочнения, чем ионы лития, бора и углерода. Эффект повышения разупроч-

нения бора и карбида бора при облучении ионами гелия, обусловлен образованием и накоплением высокостабильных гелиево-многовакансионных дефектов сложного типа.

При бомбардировке карбида бора электронами и ионами наблюдается распухание образцов [6, 13]. В данной работе продолжено изучение распухания борсодержащих материалов, облученных различны-

ми ионами с высокими повреждающими дозами. В качестве примера в табл. 3 приведены результаты исследования влияния ионной бомбардировки на распухание бора и карбида. Там же приведены условия облучения и радиационные характеристики бомбардирующих ионов. Измерение величины удлинения образцов производился при комнатной температуре.

Таблица 3

Распухание карбида бора и бора при облучении ионами гелия и бора

Мишень	Ион	E , кэВ	d , сна·ч ⁻¹ ·см ² x10 ⁻¹⁷	d'/d , %	D , с н а	ΔL , нм	$\Delta L/R$ %	T , К	Лит.
B ₄ C	¹¹ B	50	9,3	1,1	20,0	30,0	17,0	373	[13]
B ₄ C	⁴ He	35+15	2,0+2,6=4,6	3,3	36,0	100	32,0	373	[13]
B	¹¹ B	50	9,1	1,0	20,0	50	28,0	373	
B	⁴ He	35	2,0	3,1	20,0	70	23,0	373	
B*	⁴ He+ ¹¹ B	35+100	2+6,7=8,7	1,5	60,0	170	56,0	373	

* – последовательное облучение образцов ионами гелия и бора.

Величина линейного распухания-удлинения образцов при ионной бомбардировке характеризуется отношением прироста длины ΔL к величине пробега ионов R .

В качестве пробега иона выбирается сумма среднего проективного пробега R_p и разброса пробегов ΔR_p , равная $R=R_p+1,25\Delta R_p$.

При определении удлинения образцов учитывается толщина распыленного слоя поверхности мишени в процессе ионной бомбардировки. В исследуемой области энергии ионов и флюенса облучения распыляемая ионами максимальная толщина поверхности не превышает 10 нм. Результаты исследования показывают существенный прирост линейных размеров облученных кристаллов.

Как и в случае разупрочнения, ион гелия производит более сильный эффект распухания, чем ион бора. Повторная бомбардировка кристаллов бора

ионами бора после предварительного облучения ионами гелия усиливает эффект распухания. При одинаковых дозах облучения удлинение кристаллов ионами гелия больше, чем ионами бора с высокой скоростью генерации дефектов. Повышенное распухание облученных ионами гелия кристаллов связано с образованием высокостабильных гелиево-многовакансионных комплексов и пор, заполненных гелием. Газонаполненные гелиевые пузыри разнообразной формы характерны для металлов и карбида бора, облученных нейтронами и ионами гелия [1 – 6].

Литература

1. Ибрагимов Ш.Ш., Кирсанов В.В., Пятилетов Ю.С. Радиационное повреждение металлов и сплавов. – М.: Энергратомиздат, 1985. – 356 с.

2. Зеленский В.Ф., Неклюдов И.М., Черняева И.М. Радиационные дефекты и набухание металлов. – К.: Наук. думка, 1988. – 395 с.
3. Ковальченко М.С., Огородников В.В., Роговой Ю.И., Крайний А.Г. Радиационное повреждение тугоплавких соединений. – М.: Атомиздат, 1979. – 460 с.
4. Dunner Ph., Heuvel H.I., Horle M. Absorber Materials for Control Rod Systems of Fast Breeder Reactors // J. Nucl. Mater. – 1984. – Vol. 124. – P. 185-194.
5. Быков В.Н., Руденко В.А., Герасимов В.П., Щербак В.И. Влияние высокотемпературного отжига на набухание и выделение гелия в облученном нейтронами B_4C // ВАНТ, Сер. ФРП и РМ. – 1988. – № 5. – С. 32-35.
6. Zuppiroli L., Lesuewe D.L. Modelling the swelling and Microcracking of B_4C Under Neutron Irradiation // Phil. Mag. A. – 1989. – Vol. 60, № 5. – P. 539-556.
7. Гулдамашвили А.И., Голубков В.Б., Кутелия Р.И., Садагашвили М.И. Оценка степени дефектообразования в материалах при облучении быстрыми нейтронами // ВАНТ, Сер. ФРП и РМ. – 1985. – Вып. 1 (39). – С. 26-29.
8. Рисованный В.Д., Захаров А.В., Муралева Е.М. Новые перспективные поглощающие материалы для ядерных реакторов на тепловых нейтронах // ВАНТ, Сер.: ФРП и РМ. – 2005. – Вып. 3 (86). – С. 87-93.
9. Sarasvati V., Rao G.V. Radiation Damage Study of Boron Carbide Pellets Using Helium ions // Jour. Of Mater. Scien. Let. – 1985. – № 4. – P. 260-262.
10. Гулдамашвили А.И., Гогишвили В.А., Джеджлава И.Г. и др. Изменение микротвердости бора и додекаборида алюминия при облучении ионами гелия и бора // ВАНТ, Сер. ФРП и РМ. – 1990. – Вып. 2(53). – С. 54-59.
11. Радиационная повреждаемость боросодержащих материалов / А.И. Баирамашвили, А.И. Гулдамашвили, В.А. Гогишвили и др. // Труды Международной Конференции по радиационному материаловедению (Алушта 22-25 мая, 1990). – Радиационное материаловедение. Том 8. – Х.: МАЭП и ХФТИ. – 1991. – С. 197-206.
12. Гулдамашвили А.И. Радиационная повреждаемость материалов при облучении // ВАНТ, Сер. ФРП и РМ. – 1991. – Вып. 2(56). – С. 30-33.
13. Guldamashvili A.I., Kutelia R. Strength Loss of Irradiated Boron Carbide // Bulletin Georgian Academy Sciences. – 2006. – Vol. 173, №1. – P. 73-76.
14. Криворучко В.М. Получение тугоплавких соединений из газовой фазы. – М.: Атомиздат, 1976. – 412 с.
15. Григорович В.К. Твердость и микротвердость металлов. – М.: Наука, 1976. – 370 с.
16. Физическое материаловедение / Под ред. Р.У. Кана, П. Хаазена. – Т. 3. Физико-механические свойства металлов и сплавов. – М.: Металлургия, 1987. – С. 111-153.
17. Келли А. Высокопрочные материалы. – М.: Мир, 1976. – 411 с.
18. Буренков С.Ф., Комаров Ф.Ф., Кумахов М.А., Темкин М.М. Пространственное распределение энергии, выделенной в каскаде атомных столкновений в твердых телах. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 330 с.
19. Залужный А.Г., Сокурский Ю.Н., Тебус В.Н. Гелий в реакторных материалах. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 503 с.

Поступила в редакцию 4.04.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук В.М. Хороших, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт» НАН Украины, Харьков.

УДК 629.735.05:621.3(045)

И.А. МАЧАЛИН*Национальный авиационный университет, Украина*

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ КРИТИЧЕСКИХ ОТКАЗОВ РЕЗЕРВИРОВАННЫХ СИСТЕМ АВИОНИКИ

Рассмотрен методический подход к обоснованию и формированию перечня допустимых неисправностей (MMEL) резервированных систем авионики воздушных судов. Разработаны аналитические выражения для оценки вероятностей критических отказов резервированных систем. Полученные выражения позволяют учитывать возникновение статистически зависимых множественных отказов, которые существенно влияют на точность оценки вероятностных характеристик

системы авионики, перечень допустимых неисправностей, дерево неисправностей, критические отказы, множественные отказы

Введение

Постановка проблемы. Летная годность воздушных судов (ВС) в эксплуатации может быть обеспечена только на основе эффективной программы технического обслуживания и ремонта (ТОиР), которая предупреждает катастрофические последствия отказов и при этом не приводит к излишним эксплуатационным затратам.

На ВС нового поколения устанавливаются сложные пилотажно-навигационные комплексы, состоящие из большого числа легкозаменяемых блоков (Line Replacement Units-LRUs). Причем, практически все системы являются резервированными, чем обеспечивается необходимый уровень безопасности полетов. Явные отказы резервированных систем обычно не влияют на безопасность полета, поэтому и могут рассматриваться аналогично скрытым отказам, т.е. должны быть установлены работы по их выявлению и устранению, а периодичность этих работ может быть оптимизирована. Эти работы имеют ту же физическую природу, что и работы, включенные в программу ТОиР. Поэтому все современные разработчики ВС в целях минимизации эксплуатационных затрат и повышения регулярности полетов ведут работы по формированию для

каждого типа ВС отдельного документа Master Minimum Equipment List (MMEL) – утвержденного минимального перечня оборудования и компонентов ВС, которые могут быть неработоспособны при выполнении полета в определенных условиях. В отечественной практике этот документ также называют перечнем допустимых неисправностей, который обычно является составной частью руководства по летной эксплуатации ВС.

Если LRU входит в MMEL, то разрешается вылет ВС из транзитного аэропорта с отказавшей системой. В противном случае вылет ВС возможен только после устранения неисправности или замены отказавшего компонента, что в транзитном аэропорту приводит к большим экономическим затратам. Очевидно, что от правильного формирования MMEL в значительной мере зависит безопасность полетов и эффективность эксплуатации ВС. Поэтому настоящая статья посвящена важнейшей проблеме – методическому обеспечению формирования MMEL

Анализ последних публикаций. Вопросам анализа различных видов неисправностей систем авионики посвящено ряд работ отечественных и зарубежных авторов. В работах [1 – 6] рассматривается подход к классификации всех типов отказов на яв-

ные и неявные, предлагается подход к эмпирической оценке их влияния на безопасность полетов. В работе [6] рассматриваются некоторые вопросы методологического обеспечения формирования MMEL. Однако известные результаты получены при предположениях о статистической независимости отказов, не учитывают показатели достоверности средств контроля и периодичность технического обслуживания.

Цели статьи. Процесс формирования MMEL является довольно сложным и трудоемким. Его можно разделить на следующие основные этапы:

- классификация видов отказов рассматриваемых систем;
- классификация ситуаций, к которым приводит возникновение тех или иных отказов;
- построение дерева неисправностей для каждой из систем;
- оценка вероятностных характеристик дерева неисправностей;
- принятие решений по полученным результатам.

Одними из сложнейших этапов являются процесс построения дерева неисправностей для каждой из систем и оценка вероятностей возникновения критических отказов. Предположение о статистической независимости различных отказов в одной системе позволяет упростить процесс расчетов, однако не позволяет получить достаточно объективную оценку результатов, тем более, что возникновение критических отказов может повлиять на безопасность полетов ВС. Кроме того, встроенные системы контроля (ВСК) имеют определенную инструментальную погрешность, что также влияет на соответствующие вероятностные характеристики.

Таким образом, целью настоящей статьи является разработка аналитических выражений для оценки вероятностей возникновения критических отказов с учетом показателей достоверности контроля, периодичности технического обслужива-

ния и условий статистической зависимости множественных отказов.

1. Принцип построения дерева неисправностей

Построение дерева неисправностей позволяет выявить всю совокупность отказов устройств и систем, приводящих к невыполнению той или иной ответственной функции бортовых систем авионики.

Процедура построения дерева неисправностей включает следующие этапы:

1. Определение нежелательного (завершающего) события в рассматриваемых системах.
2. Тщательное изучение возможного поведения и предполагаемого режима работы систем и их компонентов.
3. Определение функциональных свойств событий более высокого уровня для выявления причин тех или иных неисправностей систем.
4. Построение дерева неисправностей для логически связанных событий на входе.

Основные логические схемы дерева неисправностей следующие.

- схема “И” (схема совпадения): выходное событие происходит, если все входные события случаются одновременно;
- схема “ИЛИ” (схема объединения): выходное событие происходит, если случается любое из входных событий;
- схема ПРИОРИТЕТНОЕ “И”: эквивалентна логической схеме “И” с дополнительным требованием того, чтобы события на входе происходили в определенном порядке. Событие на выходе появляется, если события на входе происходят в определенной последовательности (слева направо). Появление события на входе в другом порядке не вызывает события на выходе;
- схема ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ “ИЛИ”: выходное событие происходит, если случается одно (но не оба) из входных событий;

– схема “ h из m ” (голосования или выборки): выходное событие происходит, если случается “ h из m ” входных событий;

– схема “ЗАПРЕТА”: наличие входа вызывает появление выхода тогда, когда происходит условное событие.

Поскольку перечисленные схемы частично описаны в литературе [2], на их графических изображениях останавливаться не будем.

На дереве неисправностей обозначается также ряд событий:

- событие, означающее первичный отказ (или неисправность элемента);
- неполное событие: неисправность, причины которой выявлены не полностью;
- ожидаемое событие: событие, которое может случаться или не случаться;
- результирующее событие: наступает в результате конкретной комбинации неисправностей на входе логической схемы.

Конечной целью построения дерева неисправностей является вычисление вероятности появления завершающего события. На рис. 1 показан типичный пример построения дерева неисправностей с использованием логической схемы “ИЛИ” с двумя входами.

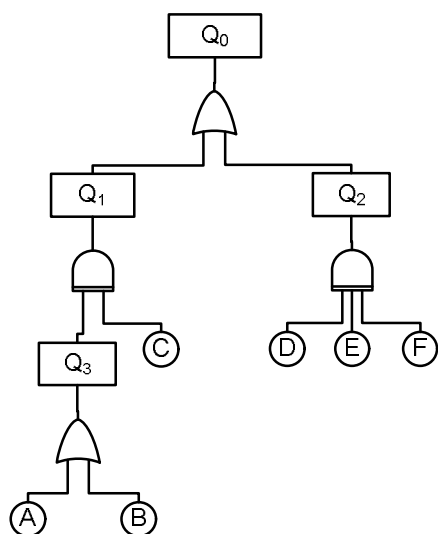


Рис. 1. Пример дерева неисправностей

2. Вероятностная оценка отказов

Случай статистически независимых отказов.

Вычислим вероятность завершения событий для дерева неисправностей, показанного на рис. 1. Считая отказы статистически независимыми, получаем следующие количественные результаты для вероятностей появления промежуточных событий и завершающего события:

$$P(A) = P(B) = P(C) = P(D) = P(E) = P(F) = 1/5 ;$$

$$P(Q_3) = P(A) + P(B) - P(A)P(B) = 9/25 ;$$

$$P(Q_2) = P(D)P(E)P(F) = 1/125 ;$$

$$P(Q_1) = P(Q_3)P(C) = 9/125 ;$$

$$P(Q_0) = P(Q_1) + P(Q_2) - P(Q_1)P(Q_2) = 0,08 .$$

При оценке вероятностей критических отказов систем авионики необходимо учитывать не только интенсивности отказов компонентов, но и основные параметры, характеризующие режим эксплуатации и структуру резервирования систем. К таким параметрам относятся периодичность выполнения различных форм технического обслуживания, достоверность результатов эксплуатационного контроля, кратность резервирования и тип надёжностной структуры резервирования системы. Ниже приводятся выражения для расчета вероятностей отказа основных логических схем, учитывающие параметры режима эксплуатации. Формулы выведены для случая наличия в каждом из блоков ВСК, достоверность результатов которого характеризуется условными вероятностями “ложного отказа” α и “необнаруженного отказа” β [7].

Вероятность отказа одного блока в течение полета равна

$$Q(t_{\Pi}) = \frac{1 - e^{-\lambda t_{\Pi}}}{1 - \beta e^{\lambda t_{\Pi}}} , \quad (1)$$

где t_{Π} – продолжительность полета ВС; λ – интенсивность внезапных отказов блока.

Из формулы (1) следует, что при $\beta = 0$:

$$Q(t_{II}) = 1 - e^{-\lambda t_{II}}, \quad (2)$$

а при $\beta = 1$ имеем

$$Q(t_{II}) = 1. \quad (3)$$

Результат (3) становится понятным, если учесть, что при предполетном контроле с помощью ВСК неработоспособный блок может быть ошибочно признан работоспособным.

Логическая схема “ИЛИ” соответствует системе с m последовательно соединенными блоками (элементами) разного типа. Вероятность отказа на выходе схемы “ИЛИ” определяется по формуле:

$$Q_S(t_{II}) = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - Q_i(t_{II})], \quad (4)$$

где $Q_i(t_{II})$ – вероятность отказа i -го блока (компонента) за время t_{II} , вычисляемая по формуле (1).

Логическая схема “И” соответствует системе с параллельным соединением m блоков (компонентов). Вероятность отказа на выходе схемы “И” определяется по формуле:

$$Q_S(t_{II}) = \prod_{i=1}^m Q_i(t_{II}). \quad (5)$$

В случае логической схемы “ h из m ” (h исправных блоков из m одинаковых) вероятность отказа вычисляется по формуле:

$$Q_S(t_{II}) = \sum_{i=h}^m \binom{m}{i} [Q(t_{II})]^i [1 - Q(t_{II})]^{m-i}. \quad (6)$$

Случай множественных отказов. Практика эксплуатации показывает, что допущение о статистической независимости отказов блоков резервированных систем часто нарушается. Поэтому в теории надежности введено такое понятие, как множественный отказ [3, 4]. Этот вид отказов соответствует случаю, когда несколько элементов выходят из строя по одной и той же причине. К числу причин возникновения множественных отказов относятся следующие:

– конструкторские недоработки систем: дефекты, не выявленные на стадии проектирования и приводящие к отказам вследствие взаимной зависимости

между электрическими подсистемами или элементами избыточной системы;

– ошибки эксплуатации и технического обслуживания: неправильная регулировка, калибровка, неправильное обращение и т.п.;

– воздействие окружающей среды: вибрация, пыль, грязь, перепады температуры и давления;

– общий внешний источник питания: общий источник питания для основного и резервного оборудования, резервируемых подсистем или элементов.

Для учета множественных отказов систем авионики введем параметр x . Этот параметр может быть определен на основе опыта эксплуатации резервированных систем и представляет собой долю отказов, вызываемых общей причиной. Другими словами, параметр x можно рассматривать как точечную оценку вероятности того, что отказ некоторого блока (компонента) относится к числу множественных отказов.

При этом интенсивность отказов блока определяется как

$$\lambda = \lambda_1 + \lambda_2, \quad (7)$$

где λ_1 – интенсивность статистически независимых отказов; λ_2 – интенсивность множественных отказов блока. Поскольку $x = \lambda_2 / \lambda$, то и $\lambda_2 = x\lambda$ и $\lambda_1 = (1 - x)\lambda$.

Приведем формулы для вероятностей отказа резервированных систем в случае множественных отказов. На рис. 2 приведена модифицированная структурная схема надежности с параллельным соединением элементов.

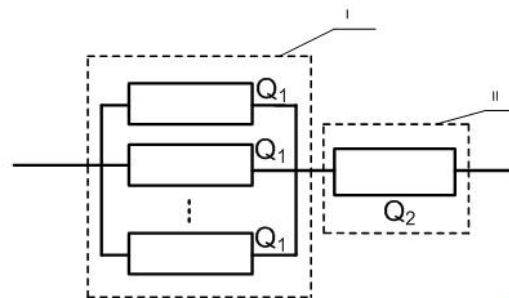


Рис. 2. Модифицированная структурная схема надежности с параллельным соединением элементов

Параллельная часть (I) схемы, изображенной на рис. 2, изображает независимые отказы в любом из m элементов, а последовательно соединенный элемент (II) – все множественные отказы системы.

Гипотетический элемент, характеризуемый определенной вероятностью появления множественного отказа, последовательно соединен с элементами, которые характеризуются независимыми отказами. Отказ гипотетического элемента (т.е. множественный отказ) приводит к отказу всей системы.

Вероятность отказа структуры, изображенной на рис. 2, определяется по формуле:

$$Q_S(t_{II}) = 1 - [1 - Q_2(t_{II})] \{1 - [Q_1(t_{II})]^m\}. \quad (8)$$

С учетом соотношения (7) формула (8) преобразуется к виду:

$$Q_S(t_{II}) = 1 - e^{-x\lambda t_{II}} \left[1 - \left(\frac{1 - e^{-(1-x)\lambda t_{II}}}{1 - \beta e^{-(1-x)\lambda t_{II}}} \right)^m \right]. \quad (9)$$

Параметр x в формуле (9) принимает значения от 0 до 1. При $x = 0$ модифицированная параллельная структура ведет себя как обычная параллельная структура, а при $x = 1$ она действует как один элемент, т.е. все отказы являются множественными.

Пример. Пусть требуется определить вероятность отказа системы VOR, состоящей из двух одинаковых параллельно соединенных приемников, если: $\lambda = 180 \times 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$; $t_{II} = 5 \text{ ч}$; $\beta = 0,1$. При $x = 0$ имеем $Q_S(t_{II}) = 8,1 \times 10^{-7}$. При $x = 0,2$ по формуле (9) находим $Q_S(t_{II}) = 8,1 \times 10^{-4}$.

Как видно из примера, учет множественных отказов позволяет получить гораздо более объективные оценки вероятностей критических отказов систем.

На рис. 3 приведена модифицированная структурная схема надежности системы “ h из m ” ($h = 2$, $m = 3$).

Согласно рис. 3, мажоритарная структура с h исправными блоками из m одинаковых блоков включает в себя гипотетический элемент, соответствующий множественным отказам и соединенный

последовательно с обычной системой типа “ h из m ”, для которой характерны статистически независимые отказы.

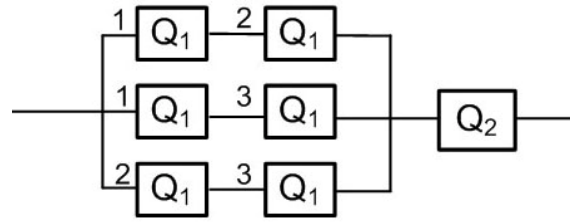


Рис. 3. Модифицированная структурная схема надежности системы “ h из m ”

Отказ гипотетического элемента приводит к отказу всей системы. Вероятность отказа модифицированной структуры

$$Q_S(t_{II}) = 1 - \left\{ \sum_{i=h}^m \binom{h}{i} [Q_1(t_{II})]^i [1 - Q_1(t_{II})]^{h-i} \right\} \times [1 - Q_2(t_{II})]. \quad (10)$$

С учетом соотношения (1) формула (10) преобразуется к виду:

$$Q_S(t_{II}) = 1 - \left\{ \sum_{i=h}^m \binom{h}{i} \left[\frac{(1-\beta)e^{-(1-x)\lambda t_{II}}}{1 - \beta e^{-(1-x)\lambda t_{II}}} \right]^i \times \left[1 - \frac{e^{-(1-x)\lambda t_{II}}}{1 - \beta e^{-(1-x)\lambda t_{II}}} \right]^{h-i} e^{-x\lambda t_{II}} \right\}. \quad (11)$$

Структура с параллельно-последовательным соединением элементов соответствует системе, состоящей из n одинаковых цепей, в каждой из которых содержится по m последовательно соединенных элементов. К этой структуре последовательно подключается гипотетический элемент, отождествляющий множественные отказы системы.

Структурная схема надежности такой структуры показана на рис. 4.

Вероятность отказа модифицированной последовательно-параллельной структуры определяется по формуле:

$$Q_S(t_{II}) = 1 - \left\{ 1 - \left[1 - \prod_{i=1}^m (1 - Q_{1,i}(t_{II})) \right]^n \right\} \times [1 - Q_2(t_{II})], \quad (12)$$

где $Q_{l,i}(t_{\Pi})$ – вероятность отказа i -го элемента любой последовательной цепи.

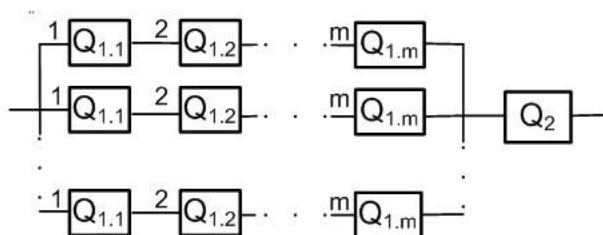


Рис. 4. Модифицированная структурная схема надежности с параллельно-последовательным соединением элементов

Вероятность $Q_{l,i}(t_{\Pi})$ определяется по формуле:

$$Q_{l,i}(t_{\Pi}) = \frac{1 - e^{-(1-x)\lambda_i t_{\Pi}}}{1 - \beta e^{-(1-x)\lambda_i t_{\Pi}}}, \quad (13)$$

где λ_i – интенсивность внезапных отказов i -го элемента любой последовательной цепи.

Заключение

Предложен подход к построению дерева неисправностей резервированных систем авионики. Разработаны аналитические выражения для вероятностной оценки критических отказов по дереву неисправностей. Формулы выведены для случаев статистически независимых отказов и множественных отказов.

На конкретном примере показано, что учет множественных отказов позволяет получить гораздо более объективные оценки вероятностей критических отказов систем.

Данные результаты позволяют произвести научно-обоснованное формирование MMEL. Использование данных результатов целесообразно как на этапе проектирования, так и в процессе эксплуатации воздушных судов.

Дальнейшим развитием полученных результатов является разработка комплексной экспертной сис-

темы, позволяющей принимать на основе статистических расчетов обоснованное решение о включении систем в MMEL.

Литература

1. Майоров А.В., Мусин С.М., Янковский Б.Ф. Выявление причин отказов авиационного оборудования: Справочник. – М.: Транспорт, 1996. – 286 с.
2. MIL-HDBK -338B. Electronic reliability design handbook // Air Force Research Laboratory Information. – Fort Belvoir, Virginia, 1991. – 1046 p.
3. Rausand M., Hoyland A. System reliability theory: models, statistical methods and applications. – 2nd edition. – New York: John Wiley & Sons, Inc. – 2004. – 458 p.
4. Lewis E.E. Introduction to reliability engineering. – 2nd edition. – New York: John Wiley & Sons, Inc. – 1996. – 271 p.
5. Blischke W.R., Murthy Prabhaker D.N. Reliability: modeling, prediction, and optimization. – New York: John Wiley & Sons, Inc. – 2000. – 812 p.
6. Петров А.Н. Развитие методов формирования программ технического обслуживания воздушных судов по условиям безопасности и экономичности эксплуатации // Материалы авиасалона МАКС-2001. – М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 2001. – С. 132-143.
7. Уланский В.В., Мачалин И.А. Показатели эффективности эксплуатации резервированных авиационных радиоэлектронных систем // Математические машины и системы. – 2006. – № 4. – С. 155-163.

Поступила в редакцию 6.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Г. Корченко, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 631.7.04-197:631:7.019.10

В.О. ПОВГОРОДНИЙ

*Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, Украина***ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ПЛАТЫ С РАЗМЕЩЕННЫМИ НА НЕЙ ЭЛЕКТРОННЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ**

Приведен тепловой расчет для платы с расположенными на ней электрорадиоэлементами (ЭРЭ). Расчет был проведен с использованием аналоговой зависимости для расчета температурного поля. ЭРЭ на плате рассматривались как теплорассеивающие элементы (источники теплоты), так и распределенные массы. Получены максимальные и минимальные значения температур и максимального температурного градиента на плате, что является необходимым для решения задачи термоупругости, а, именно, определения температурных напряжений. В последующем полученные результаты по температурам можно использовать при проектировании системы охлаждения на отечественных самолетах.

температура, расчет, градиент, плата, электрорадиотехнический элемент, авиация, бортовая аппаратура

Введение

Важной составной частью проектирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) является задача обеспечения необходимого теплового режима [1]. В настоящее время конструкции РЭА встречаются прямоугольной формы (модуль воздушных параметров (МВП)). МВП устанавливается на самолетах АН-124 «Руслан», ИЛ-76 и предназначен для измерения основных параметров полета (высоты, истинной и приборной скорости и числа Маха, температуры забортного воздуха), размещаемый в кабинном отсеке самолета.

Радиоэлектронные средства играют сегодня большую роль в различных областях науки и техники, а их отказы способны вывести из строя весьма серьезные системы, эксплуатируемые в очень жестких режимах работы, в том числе и климатических. В последние годы терморегулирование РЭА превращается в одну из наиболее важных областей военной и авиационно-космической техники. Разнообразные условия применения микроэлектронных устройств вызвали необходимость в создании печатных плат с высокой плотностью тепловой мощности, требующих минимального технического обслуживания в процессе нормальной эксплуатации (т.е.

обладающих высокой надежностью). Широкое внедрение микроэлектронных устройств, кроме того, требует разработки методов оптимизации терморегулирования РЭА.

Формулирование проблемы. Тепловая модель вышеупомянутого блока кассетной конструкции с приведенными геометрическими размерами представлена на рис. 1.

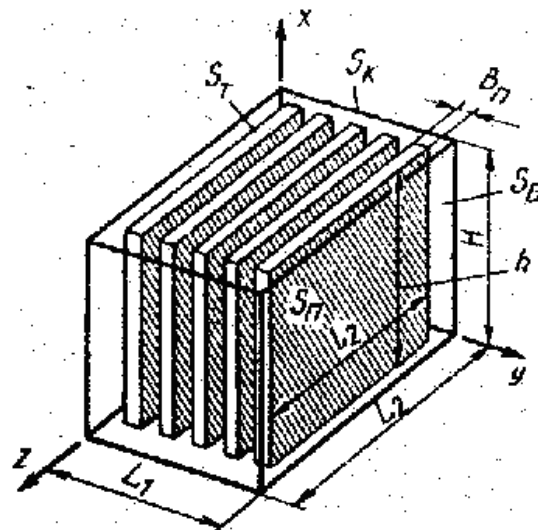


Рис. 1. Тепловая модель блока кассетной конструкции

В блоках с естественной и принудительной вентиляцией нижняя и верхняя стенки кожуха имеют отверстия, обеспечивающие поступление воздуха в зазоры между платами снизу вверх и выход его за-

тем наружу. В последнее время, однако, для блоков с принудительной вентиляцией чаще применяется такая конструкция, когда поток воздуха поступает не снизу, из воздухораспределительного поддона, а сзади. Поддон отсутствует, а труба, подводящая охлаждающий воздух извне к блоку, соединяется уже не с поддоном, а с отверстием в кожухе. При этом масса воздухораспределительных устройств несколько уменьшается.

Как показали предварительные исследования, отличительной особенностью теплового режима блоков кассетной конструкции является неравномерность температурных полей как в плоскости плат, так и в направлении, перпендикулярном платам (при равномерном тепловыделении на платах).

Нагретая зона состоит из кассет с платами. В каждую кассету входит одна, две или несколько плат. Общее количество плат в блоке определяется не только габаритными размерами блока, но также и высотой электрорадиоэлементов (ЭРЭ), устанавливаемых на платах. Платы в блоке могут располагаться горизонтально или вертикально, однако, преимущества вертикального положения плат (удобство в эксплуатации, устойчивость к механическим перегрузкам, возможность применения естественной вентиляции) заставляют конструкторов чаще останавливаться именно на таком варианте. Печатный монтаж может быть односторонний (на одной стороне платы), двухсторонний (на обеих сторонах платы) и многослойный (несколько тонких плат с одно- или двухсторонним печатным монтажом «склеены» в один пакет). Многослойные платы содержат как минимум один сплошной медный слой (толщина 0,07 мм), служащий в качестве шины питания или заземления. Существующие зазоры между платами необходимо свести к минимуму, что диктуется соображениями сокращения массы и габаритов блока. В современных конструкциях зазор между установленными на плату ЭРЭ и соседней платой не превышает 2 – 3 мм.

Чаще всего отказ радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) происходит из-за несоблюдения при их проектировании требований по устойчивости к тепловым воздействиям. В этой связи большое внимание сегодня уделяется разработке и внедрению методов теплофизического проектирования с учетом температурных напряжений [2, 3].

Таким образом, при эксплуатации бортовой аппаратуры возникают отказы, которые возникают вследствие температуры и температурных напряжений, и их можно разбить на три группы:

- разрушение стеклотекстолитовой (гетинаксовой) пластины;
- разрыв контактной дорожки и нарушение крепления ЭРЭ и его внешних выводов;
- выпучивание (температурный изгиб) пластины (платы).

Решение проблемы

На торцах платы задаются граничные температурные условия 3-го рода, которые соответствуют радиационно-конвективному теплообмену. Теплопередача свободной конвекцией и излучением (граничные условия 3-го рода) от поверхности печатной платы одинаково моделируется следующим образом.

Эквивалентный коэффициент теплопередачи определяется уравнениями

$$h_{env} = h_c + h_r,$$

где h_c – коэффициент теплоотдачи, обусловленный свободной конвекцией, а h_r – коэффициент теплообмена излучением.

Значение h_c вычисляется по формуле

$$h_c = 0,52 \cdot C(\Delta t / L)^{0,25}$$

где $C = 0,54$ для горизонтальной плоской пластины, Δt – перепад температур (в °C) между элементами, найденными на предыдущей итерации и $L=2$ (длина * ширина)/(длина + ширина).

Коэффициент теплообмена излучением вычисляется по формуле

$$h_r = 0,00685 \cdot \varepsilon (T_{av}/100)^3$$

где ε – лучеиспускательная способность (степень черноты), а T_{av} – средняя температура окружающей среды (°C). Характерные значения и при перепаде температур 6К и температуре окружающей среды 355 К составляют 6,8 и 8,5 Вт/(м²·К) соответственно. Значение вычисляется перед каждой итерацией.

Общий вид граничных условий (ГУ):

$$\left[\lambda_n \frac{\partial T}{\partial n} + \alpha(T - T_C) \right]_{GP} = 0.$$

Тепловые ГУ 3-го рода:

$$t=0, \quad T(x,y,t) = 0;$$

$x = a$:

$$-\lambda_1 \left[\left[\frac{\partial t}{\partial x} \right] + h_e \cdot T \right] = 0;$$

$x = 0$:

$$\lambda_2 \left[\left[\frac{\partial t}{\partial x} \right] + h_e \cdot T \right] = 0;$$

$y = b$:

$$-\lambda_3 \left[\left[\frac{\partial t}{\partial x} \right] + h_e \cdot T \right] = 0;$$

$y = 0$:

$$\lambda_4 \left[\left[\frac{\partial t}{\partial x} \right] + h_e \cdot T \right] = 0.$$

Механические ГУ:

– прогиб u по точечным опорам равен нулю;

– производная прогиба u по времени t (угол поворота) равен нулю.

Температурное поле (изотермы) определяется согласно приведенной выше аналоговой зависимости и представлено на рис. 2. Максимальная температура на поверхности платы 118,96 °C. Минимальная температура на поверхности платы 90,42 °C. Максимальный градиент температур 5 °C/мм.

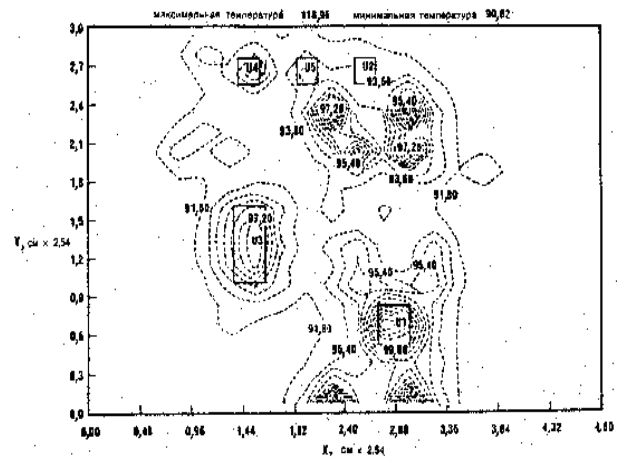


Рис. 2. Изотермы на плате

В настоящее время освоена технология изготовления стеклотекстолитовых плат с расположенными внутри микроканалами, способными пропускать охлаждающую жидкость. Применение таких плат перспективно как в бортовой, так и наземной аппаратуре. Институт проблем машиностроения НАН Украины совместно с Научно-исследовательским технологическим институтом приборостроения (г. Харьков) занимается проектированием, изготовлением и исследованием стеклотекстолитовых пластин со встроенными в них резистивными элементами (нагреватели для систем термостабилизации РЭА) и микроканалами для внутреннего конвективного охлаждения (платы для РЭА). Здесь нужно правильно разместить в платах контактные дорожки, обеспечивающие заданное выделение тепловой энергии, или микроканалы для эффективного и равномерного охлаждения плат с учетом мощности и месторасположения элементов РЭА, учитывая требования не только теплопроводности, но и термочности. Температурное поле определяется в соответствии с формулой

$$T(x,y) = T_0 + \frac{R_m}{l - \mu^2} \cdot \frac{1}{\alpha} \cdot \left(\frac{h}{b} \right)^2 \times \\ \times \cos \left[\left((\pi(m+2))^{0,5} \right) \cdot \left(0,318 - \frac{0,6366x}{a} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[\left((\pi(n+2))^{0,5} \right) \cdot \left(0,318 - \frac{0,6366y}{b} \right) \right].$$

Зарубежные комплексы программ ANSYS, MARK, NASTRAN, AUTOMOD также применяются для расчета теплового состояния. Однако универсальные продукты при решении конкретных, узкоспециализированных проектировочных расчетов приносят дополнительные сложности – моделировать разрабатываемую конструкцию либо очень сложно, либо вообще невозможно, поскольку этот процесс приведет к значительному увеличению времени расчета. Также, все, что касается минимизации температур в элементах печатных плат, особенно важно для работы электронных переходов микросхем. В Военном стандарте «Расчет надежности радиоэлектронного оборудования» (MIL-HDBK-217B) сказано, что тепловая надежность микроэлектронных элементов увеличивается на 20% на каждые 5°C снижения температуры перехода (при температуре нагретой зоны около 100°C, характерной для эксплуатации РЭА военных летательных аппаратов). Там же сказано, что расчеты тепловых режимов должны являться частью процесса проектирования и включаться в проектные сравнения, проводимые при формировании технических характеристик аппаратуры, ее термомеханической надежности, объема, необходимой для работы системы кондиционирования, охлаждения, подбора материалов, а именно, его теплофизических и механических свойств (коэффициентов температуропроводности и теплопроводности, модуля Юнга и коэффициента Пуассона, соответственно).

Выводы

Экономичность состоит в том, что дороговизна и сложность экспериментальных исследований вызывает необходимость создания расчетно-теоретических методик исследования данных технических объектов.

Одним из перспективных способов обеспечения теплового режима является жидкостное охлаждение [4] (при проектировании таких устройств возникает комплексная задача размещения РЭА как источников теплоты) так и сосредоточенных масс и стоков теплоты. Для ее решения так же, как в случае размещения только источников теплоты, удобно пользоваться аппаратом геометрических обратных задач теплопроводности и термоупругости при естественной и искусственной конвекции.

Литература

1. Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. Методы расчета теплового режима приборов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.
2. Алексеев В.А.. Расчет нестационарной теплопередачи многослойной стенки с неодинаковыми площадями контакта между слоями // Инж.-физ. журнал. – Минск. – 1985. – Том XLIX, № 3. – С. 491-496.
3. Алексеев В.А., Чукин В.Ф., Митрошкина М.В. Математическое моделирование тепловых режимов аппаратуры на ранних этапах ее разработки. – М.: Информатика – Машиностроение, изд. "Вираз – Центр", 1998. – С. 17-22.
4. Алексеев В.А., Антонов В.В. Расчет устройств охлаждения электронной аппаратуры с использованием плавящихся веществ // Электронная техника в автоматике. – М.: Радио и связь, 1985. – Вып. 16. – С. 147-155.

Поступила в редакцию 22.02.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.Д. Доценко, Национальный технический университет "ХПИ", Харьков.

УДК 621.391:53.08

А.И. БЕЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ МОДЕРНИЗИРОВАННЫМ СЛЕПЫМ МЕТОДОМ

Рассмотрен статистический подход устранения неоднозначности к задаче восстановления изображений слепым методом. Формула восстановления проверена с помощью компьютерного моделирования на зашумленных изображениях объектов, состоящих из случайных импульсов. Предложенный подход применим ко многим другим обратным задачам.

слепой метод, независимый компонентный анализ, восстановление изображений, компонентный базис, число компонент, число наблюдений, обратная матрица

Введение

Для получения оперативной информации о природной среде все большее применение находит дистанционное зондирование Земли (ДДЗ). Двумерные массивы данных, сформированные системами ДДЗ, содержат важную информацию о геологии, полезных ископаемых, экологии исследуемого региона. Существенно искажают эту информацию и затрудняют анализ данных различного рода воздействия, представленные в виде аддитивной смеси шумовой компоненты и массива наблюдений.

Следовательно, если предположить, что наблюдение представляет собой линейную суперпозицию интересующих нас параметров, тогда проблема восстановления изображений будет заключаться в том, чтобы по наблюдаемому двумерному массиву найти более полные характеристики (параметры) искомого объекта.

Формулирование проблемы. Для задач восстановления изображений земной поверхности мало-размерные и протяженные объекты будем рассматривать как импульсные случайные процессы [1]. А математическая модель радиолокационного изображения (РЛИ) будет представлена в виде аддитивной смеси этих случайных процессов, на фоне подстилающей поверхности.

Модель формирования РЛИ представим линейным интегральным уравнением вида

$$g(\xi, \eta) = \int \int_{-\infty}^{+\infty} f(x, y) h(\xi, \eta, x, y) dx dy + n(\xi, \eta), \quad (1)$$

где $f(x, y)$ – исходное изображение;

$g(\xi, \eta)$ – принятое изображение;

$h(\xi, \eta, x, y)$ – весовая функция системы формирования;

$n(\xi, \eta)$ – аддитивный шум системы формирования РЛИ.

Тогда исходное изображение принимает вид аддитивной смеси, состоящей из двух компонент

$$f(x, y) = f_1(x, y) + f_2(x, y), \quad (2)$$

где $f_1(x, y)$ – импульсный случайный процесс;

$f_2(x, y)$ – произвольная реализация фона подстилающей поверхности.

Следовательно, при такой постановке появляется информация о числе компонент $k = 2$.

Задача восстановления радиолокационного изображения сводится к решению интегрального уравнения (1), т.е. необходимо сформировать обратный оператор $h^{-1}(\xi, \eta, x, y)$ [2]:

$$f(x, y) = \int \int_{-\infty}^{+\infty} g(\xi, \eta) h^{-1}(\xi, \eta, x, y) d\xi d\eta. \quad (3)$$

Далее для упрощения изложений принимаем, что система формирования идеальна, т.е. весовая функция $h(\xi, \eta, x, y)$ равна дельта-функции Дирака

$$h(\xi, \eta, x, y) = \delta(\xi - x, \eta - y).$$

Тогда уравнение (1) принимает следующий вид

$$g(x, y) = f(x, y) + n(x, y). \quad (4)$$

Ранее процесс восстановления РЛИ понимали как решение интегрального уравнения (1) и поиск ограничивался нахождением одной компоненты $f_1(x, y)$, хотя существовали и нелинейные методы, позволявшие восстанавливать исходный базис например, метод максимума энтропии [3].

Теперь с точки зрения анализа независимых компонент (АНК) под процессом восстановления будем понимать процесс нахождения компонентного базиса $f_1(x, y)$ и $f_2(x, y)$, в котором и был сформирован процесс $g(x, y)$. Следовательно, решается обратная задача по отношению к компонентам $f_1(x, y)$ и $f_2(x, y)$, причем отсутствуют априорные данные о самих компонентах. Самое большее, что мы можем сделать, это ввести наиболее физически вероятные предположения об искомых параметрах, т.е. практически “вслепую” необходимо восстановить компонентный базис [4 – 7].

Или другими словами – сводится к решению системы линейных уравнений, владея только матричной смесью наблюдений G :

$$G = A \cdot F + N, \quad (5)$$

где
$$G = \begin{bmatrix} \bar{g}_1(x) \\ \bar{g}_2(x) \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} \bar{f}_1(x) \\ \bar{f}_2(x) \end{bmatrix};$$

$$N = \begin{bmatrix} \bar{n}_1(x) \\ \bar{n}_2(x) \end{bmatrix}; A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix};$$

F – ортогональный компонентный базис;

G – матричная смесь наблюдений;

A – оператор вращения;

N – двумерный массив аддитивного шума.

Принцип работы слепого метода сводится к поиску такой обратной матрицы вращения A^{-1} , кото-

рая дает нам на выходе компоненты $f_1(x, y)$, $f_2(x, y)$ наиболее независимые

$$F = G \cdot A^{-1}. \quad (6)$$

Таким образом, в методе АНК априорно вводится предположение о равенстве числа компонент числу наблюдений. Данное ограничение приводит к тому, что какое бы число наблюдений не использовалось, столько же компонент и будет найдено.

Решение проблемы

Решить отмеченную проблему возможно в рамках метода максимума правдоподобия (МП), вводя ограничения на класс независимых процессов.

Согласно уравнению (5), одна из выборок $g_1(x, y)$, содержащаяся в матрице G , представляет собой линейную суперпозицию случайных процессов

$$g_1(x, y) = a_{11} \cdot f_1(x, y) + a_{12} \cdot f_2(x, y) + n_1(x, y). \quad (7)$$

Это выражение возможно представить в виде линейного интегрального уравнения следующим образом:

$$g_1(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f_1(\xi, \eta) h_1(\xi, \eta, x, y) d\xi d\eta. \quad (8)$$

Искомую оценку $f_1(x, y)$ восстановим, формируя обратный оператор $h_1^{-1}(\xi, \eta, x, y)$. В качестве ядра в уравнении (8) выступает передаточная функция оптимального параметрического фильтра $h_1^{-1}(\xi, \eta, x, y) = h_\theta(\xi, \eta, x, y)$,

$$\hat{f}_1(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} g_1(\xi, \eta) h_\theta(\xi, \eta, x, y) d\xi d\eta. \quad (9)$$

Для оценки пространственного положения объекта $f_1(x, y)$ представим уравнение правдоподобия в виде

$$\left. \frac{\partial \ln(P(g_1(x, y) | f_1(x, y)))}{\partial f_1(x, y)} \right|_{f_1(x, y) = \hat{f}_1(x, y)} = 0. \quad (10)$$

Другими словами, в рамках метода МП необходимо таким образом подобрать ядро $h_g(\xi, \eta, x, y)$ интегрального уравнения (9), чтобы обеспечить наименьшее отклонение оценки $\hat{f}_1(x, y)$ от истинного двумерного массива $f_1(x, y)$

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} (f_1(x, y) - \hat{f}_1(x, y))^2 = \min. \quad (11)$$

Обратные задачи, как правило, имеют много решений, но действительный интерес для нас будут представлять лишь те оценки, которые совпадают с эффективными как в уравнении (11), либо практически близки к ним [8].

Теперь воспользуемся оценкой $\hat{f}_1(x, y)$, полученной методом МП для восстановления компоненты $\hat{f}_2(x, y)$.

Решение этой задачи возможно получить в рамках АНК. В качестве априорных данных для восстановления обратной матрицы A^{-1} в методе АНК используется статистическая информация второго порядка, которая содержится в ковариационной матрице наблюдений.

Формируем ковариационную матрицу $\hat{W}$, вводя оценку $\hat{f}_1(x, y)$, представленную уравнением (9). Например, для одного из сечений РЛИ – $g_1(x, y)$ в азимутальной плоскости ковариационная матрица может быть представлена как

$$\hat{W} = \hat{G}_1 \cdot \hat{G}_1^T, \quad (12)$$

$$\text{где } \hat{G}_1 = \begin{bmatrix} \hat{g}_1(x) \\ \hat{f}_1(x) \end{bmatrix}.$$

Уравнение реставрации (10) теперь можно представить в виде

$$P(g_1(x, y) | f_1(x, y)) = m \times \exp \left\{ - \int_{-\infty}^{+\infty} \left[g_1(x, y) - \sum_{j=1}^k a_{1j} \cdot \hat{f}_j(x, y) \right]^2 dx dy \right\}, \quad (13)$$

где m – константа.

В качестве порога в методе МП используем аппроксимацию производных высоких порядков с помощью конечных разностей процессов $g_1(x, y)$ и $a_{12} \cdot f_2(x, y) + n_1(x, y)$:

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{d^n g_1(x, y)}{d(x, y)^n} &\approx \\ &\approx \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{d^n (a_{12} \cdot f_2(x, y) + n_1(x, y))}{d(x, y)^n}, \end{aligned} \quad (14)$$

где n – порядок производной.

Обосновать использование этого критерия возможно, выдвинув предположения, что негауссовский процесс $f_1(x, y)$ – это импульсный случайный, следовательно, имеет конечное число производных. Т.е., все высшие производные наблюдения $g_1(x, y)$ будут определяться только слагаемым $a_{12} \cdot f_2(x, y) + n_1(x, y)$. Это предположение и отражено в уравнении (14).

Контрольные реставрации

Приведем пример восстановления компонентной информации модернизированным слепым методом [9].

На рис. 1 представлены импульсные процессы, состоящие из случайных ступенек, подверженных искажению гауссовским случайным процессом (рис. 2). Для наглядности ограничимся лишь случаем идеальной системы формирования. Представим на рис. 3 линейную суперпозицию искоемых компонент. Результат реставрации исходного компонентного базиса представим на рис. 4 и рис. 5. Как мы видим, предложенный подход удовлетворяет условию не отрицательности решения.

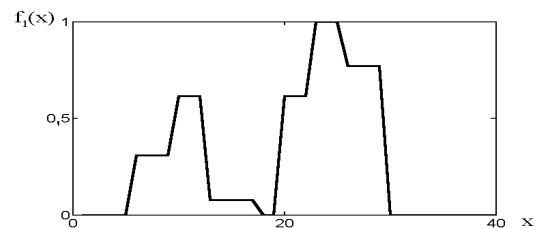
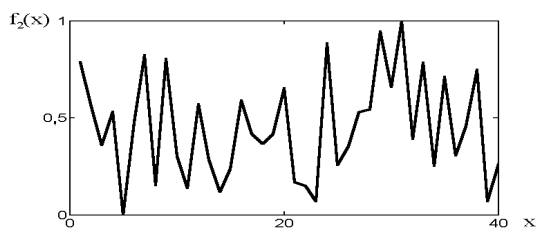
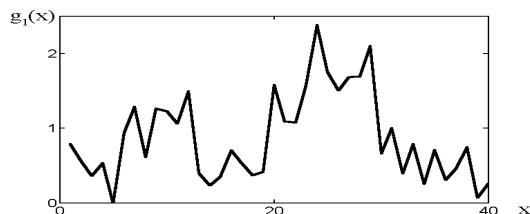
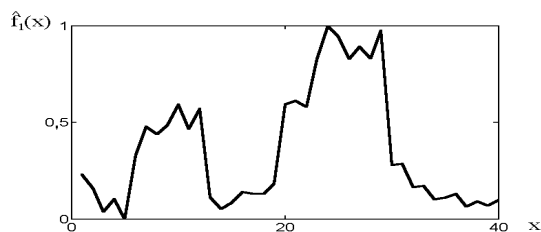
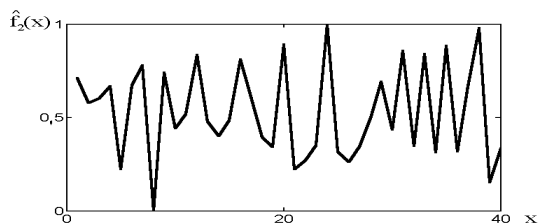


Рис. 1. Компонента $f_1(x)$, (объект)

Рис. 2. Компонента $f_2(x)$, (фон)Рис. 3. Векторная смесь компонент $g_1(x)$ Рис. 4. Оценка компоненты $\hat{f}_1(x)$ Рис. 5. Оценка компоненты $\hat{f}_2(x)$

Заключение

Предлагаемый модернизированный метод восстановления РЛИ позволяет проводить компонентное разложение только по одной выборке данных, т.е. это стало возможным только через устранение связи, которая существовала между числом компо-

нент и числом наблюдений. Процедуру восстановления можно использовать вновь, применяя алгоритм к каждой найденной компоненте отдельно.

Литература

1. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. – М.: Сов. радио, 1974. – Т. 1. – С. 454-494.
2. Василенко Г.И., Тараторин А.М. Восстановление изображений. – М.: Радио и связь, 1986. – 304 с.
3. Фриден. Б.Р. Улучшение и реставрация изображения. – В кн.: Обработка изображений и цифровая фильтрация / Под ред. Т. Хуанга: Пер. с англ. – М.: Мир, 1979. – 319 с.
4. Cardoso J.F. Source Separation using Higher-Order Moments // ICASSP. – 1989. – P. 2109-2112.
5. Cardoso J.F. Eigen-Structure of the Four-Order Cumulant Tensor with Application to the BSS Problem // ICASSP. – 1990. – P. 2655-2658.
6. Cardoso J.F., Comon P. Tensor-based ICA // EUSIPCO. – 1990. – P. 673-676.
7. Cardoso J.F., Souloumiac A. Blind beamforming for non gaussian signals // IEE-Proceedings-F. – 1993. – Vol.140, no 6. – P. 362-370.
8. Терещук В.Ю. Восстановление изображений при минимальной априорной информации // Успехи физических наук. – 1995. – Т. 165, № 2. – С. 143-176.
9. Метьюз Д. Г., Финк К.Д. Численные методы. Использование MATLAB, 3-е издание: Пер. с англ. – М.: Издательский дом “Вильямс”, 2001. – 720 с.

Поступила в редакцию 20.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 338.244.45

Н.Э. ХОМЯКОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ПРОГРАММНОЕ И ОПТИМАЛЬНОЕ КОРРЕКТИРУЮЩЕЕ
ФИНАНСИРОВАНИЕ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ИНВЕСТИЦИОННЫМИ
ПРОЕКТАМИ И ПРОГРАММАМИ РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ (ОТРАСЛИ)**

Рассмотрена задача проектно-ориентированного управления продуктом инвестиционного проекта (программы), состояние которого аппроксимируется экспоненциальной зависимостью во времени. Программное управление выбирается с учетом требований к желаемой динамике состояния продукта проекта и временных ограничений. Корректирующее управление находится с использованием теории линейного управления динамическими объектами при квадратичном критерии оптимальности.

проектно-ориентированное управление, продукт инвестиционного проекта, программное управление, корректирующее финансирование, квадратичный критерий оптимальности управления

Введение

В современных условиях развития экономики страны резко возросла роль теории и практики управления проектами и программами. Особое значение имеют целевые государственные программы развития отраслей, в частности, авиационной, космической, машиностроительной промышленности [1 – 3]. В [3] отмечается “застарелость основных фондов, низкий их технический уровень” в качестве одной из основных проблем в области машиностроения. Решение этой проблемы невозможно без разработки и реализации инвестиционных проектов, направленных на радикальное изменение основных фондов предприятий и, соответственно, на значительный рост выпускаемой конкурентоспособной продукции. К таким проектам можно отнести, в частности, увеличение парка самолетов гражданской авиации в Украине и России, увеличение объема выпуска микроспутников и др.

Анализ литературы в области теории управления проектами [4, 5] позволяет сделать вывод, что основное внимание уделяется задачам общего организационного управления. Для практического решения таких задач разработаны и созданы соответствующие пакеты прикладных программ, в частности, Microsoft Project [6] и др. Однако недостаточно

внимания уделяется аналитической теории управления проектами, которые, в свою очередь, являются системами управления продуктами проектов (программ). Представляется очевидным, что продукт проекта (программы) и проект (программа) в целом являются управляемыми динамическими объектами, которые подвержены случайным возмущениям и состояния которых наблюдаются с определенными погрешностями.

Следует отметить наличие широкого класса продуктов проектов и программ, динамика которых характеризуется ухудшением их состояния со временем без надлежащего управления. К ним относятся, например, спад выпуска продукции предприятий авиационной, машиностроительной, добывающей отраслей при отсутствии финансирования, снижение запасов при недостаточном воспроизводстве и т.п.

В связи с этим представляется целесообразным применить теорию стохастического управления динамическими объектами к задачам управления состоянием инвестиционных проектов и программ развития предприятий и отраслей. Ниже рассмотрен частный случай, когда динамика продукта проекта (программы) моделируется линейным стохастическим дифференциальным уравнением Ланжевена.

Целью данной статьи является разработка стратегического (программного) управления проектом с

учетом ограничений времени его выполнения, а также разработка оптимального корректирующего финансирования проекта (программы) в процессе его реализации.

Математическая постановка задачи и метод решения

Рассмотрим продукт проекта (программы), динамика которого характеризуется стохастическим дифференциальным уравнением

$$\frac{dp(t)}{dt} = -\alpha p(t) + U(t) + \xi(t), \quad (1)$$

где $p(t)$ - состояние продукта проекта (программы), выраженное в денежных единицах;

α - параметр динамики процесса $p(t)$;

$U(t)$ - управляющая функция;

$\xi(t)$ - случайные возмущения, полагаемые гауссовским шумом с нулевым математическим ожиданием и заданной спектральной плотностью интенсивности возмущений θ_ξ .

Начальные условия для уравнения (1) имеют вид:

$$\langle p(t_0) \rangle = v_0; \quad \langle [p(t_0) - v_0]^2 \rangle = \sigma_{p_0}^2. \quad (2)$$

Уравнение наблюдения:

$$u(t) = p(t) + n(t), \quad (3)$$

где $n(t)$ - белый гауссовский шум с известными статистическими характеристиками.

Задача сводится к нахождению управляющей функции $U(t)$ на интервале времени $t \in (t_0; t_0 + T)$, при которой состояние продукта проекта (программы) в момент $t = t_0 + T$ было бы равно заданному значению p_T .

Представляется целесообразным решение данной задачи выполнять в два этапа. На первом этапе, при организации проекта (программы), следует выбрать стратегию программного управления (финансирования). На втором этапе при реализации проекта (программы) необходимо найти оптимальное корректирующее управление при выбранном квадратичном

критерии качества системы корректирующего управления.

Структура системы управления продуктом проекта (программы) приведена на рис. 1.

Выбор программного управления

При нахождении программного управления $U_0(t)$ можно пренебречь возмущениями. Дифференциальное уравнение программно-управляемого состояния $p_0(t)$ имеет вид:

$$\frac{dp_0(t)}{dt} = -\alpha p_0(t) + U_0(t), \quad (4)$$

с начальным условием

$$p_0(t_0) = v_0. \quad (5)$$

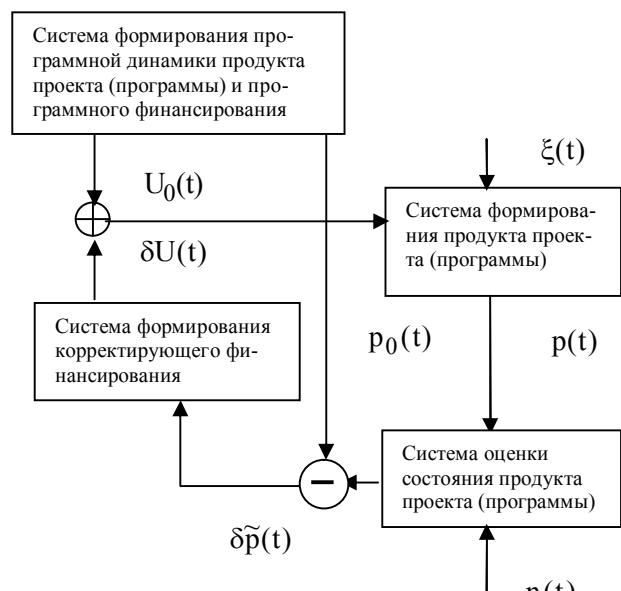


Рис. 1. Система управления продуктом проекта (программы)

При отсутствии управления решение уравнения (4) определяется выражением

$$p_0(t) = p_0 \cdot \exp\{-\alpha(t - t_0)\}. \quad (5)$$

Управляющая функция $U_0(t)$ характеризует скорость финансирования и, соответственно, она определяет скорость изменения процесса $p_0(t)$.

Положим

$$U_0(t) = \beta \cdot p_0(t). \quad (6)$$

При этом получим:

$$\frac{dp_0(t)}{dt} = -(\alpha - \beta)p_0(t) = -\alpha_0 \cdot p_0(t). \quad (7)$$

Программное поведение процесса $p_0(t)$ при управлении (6) определяется выражением:

$$p_0(t) = p_0 \cdot \exp\{-\alpha_0(t - t_0)\}. \quad (8)$$

При $\alpha_0 = 0$, т.е., при $\beta = \alpha$, имеем случай стабилизации состояния продукта проекта (выпуска продукции); если $\beta < \alpha$, наблюдается снижение выпуска; если $\beta > \alpha$, наблюдаем рост процесса.

Если задано значение $p_0(t_0 + T) = p_{0T}$, то значение параметра α_0 находятся из условия:

$$p_{0T} = p_0 \cdot \exp(-\alpha_0 T), \quad (9)$$

а именно:

$$\alpha_0 = -\frac{1}{T} \ln \frac{p_{0T}}{p_0} = \frac{1}{T} \ln \frac{p_0}{p_{0T}}. \quad (10)$$

$$\text{Тогда} \quad \beta_T = \alpha - \frac{1}{T} \ln \frac{p_0}{p_{0T}}. \quad (11)$$

Общие затраты на программное управление (программное финансирование) определяются соотношением:

$$\begin{aligned} Z &= \int_{t_0}^{t_0+T} U_0(t) dt = \beta_T p_0 \int_0^T e^{-\alpha_0 t} dt = \\ &= \frac{\beta_T p_0}{\alpha_0} [1 - e^{-\alpha_0 T}] = \frac{\beta_T (p_{0T} - p_0) T}{\ln \frac{p_{0T}}{p_0}}. \end{aligned} \quad (12)$$

С учетом выражения (11) получим:

$$Z = (p_{0T} - p_0) \left[1 + \frac{\alpha T}{\ln \frac{p_{0T}}{p_0}} \right]. \quad (13)$$

$$\text{При } \alpha_0 \rightarrow 0 \text{ имеем } Z = \alpha p_0 T. \quad (14)$$

Оптимальное корректирующее финансирование проекта (программы) на этапе реализации

Запишем стохастическое дифференциальное уравнение для отклонения $\delta p(t) = p(t) - p_0(t)$ фактического состояния продукта проекта от его программного значения:

$$\frac{d\delta p(t)}{dt} = -\alpha \delta p(t) + \delta U(t) + \xi(t), \quad (15)$$

с начальными условиями:

$$\begin{cases} \langle \delta p(t_0) \rangle = \delta v_0; \\ \langle [\delta p(t_0) - \delta v_0]^2 \rangle = \sigma_{\delta p_0}^2. \end{cases} \quad (16)$$

После перехода к дискретному времени получим разностное стохастическое уравнение:

$$\delta p_k = \Phi_{k,k-1} \cdot \delta p_{k-1} + B_{k,k-1} \cdot \delta U_{k-1} + \eta_k, \quad (17)$$

$$k=1, 2, \dots, M,$$

где $\Phi_{k,k-1}, B_{k,k-1}$ - переходные матрицы по состоянию и управлению объекта:

$$\Phi_{k,k-1} = e^{-\alpha \Delta t}, \quad (18)$$

$$\Delta t = t_k - t_{k-1}.$$

$$B_{k,k-1} = \frac{1 - e^{-\alpha \Delta t}}{\alpha}. \quad (19)$$

При $\Delta t = \text{Const}(t)$ получим:

$$\Phi_{k,k-1} = \Phi = \rho, \quad (20)$$

$$B_{k,k-1} = B = \frac{1 - \rho}{\alpha}. \quad (21)$$

Дискретный белый шум η_k имеет статистические характеристики:

$$\langle p(\eta_k) \rangle = 0; \quad (22)$$

$$\langle \eta_k^2 \rangle = \sigma_{\eta}^2; \langle \eta_k \eta_l \rangle = 0 \text{ при } l \neq k \quad (23)$$

Уравнение наблюдения имеет вид:

$$\delta u_i = \delta p_i + n_i, \quad (24)$$

$$\text{где } \langle n_i \rangle = 0; \quad \langle n_i^2 \rangle = \sigma_n^2;$$

$$\langle n_i \cdot n_j \rangle = 0 \text{ при } i \neq j. \quad (25)$$

При критерии оптимальности

$$\begin{aligned} E_{k,M \min} &= \left\langle F_0 \cdot \delta p_M^2 + \frac{1}{M-k} \sum_{i=k}^M [Q_0 \cdot \delta p_i^2 + \right. \\ &\quad \left. + P_0 \cdot \delta U_i^2] \delta \tilde{u}_l \right\rangle, \end{aligned} \quad (26)$$

где F_0, Q_0, P_0 - весовые коэффициенты, оптимальное корректирующее управление определяется выражением:

$$\delta U_{ionm} = -G_i \cdot \delta \tilde{p}_i, \quad (27)$$

причем, G_i – коэффициент усиления системы корректирующего управления; $\delta \tilde{p}_i$ – калмановская оценка отклонения δp_i фактического состояния p_i от программного p_{0i} .

Усиление системы корректирующего управления определяется в обратном времени ($i = M-1, M-2, \dots, 0$) вместе с вспомогательной функцией W_i [4], а именно:

$$G_i = (P_0 + B^2 \cdot W_{i+1})^{-1} \cdot B \cdot W_{i+1} \cdot \Phi, \quad (28)$$

$$W_i = \Phi \cdot W_{i+1} \cdot (\Phi - B \cdot G_i) + Q_0, \quad (29)$$

причем $W_{M-1} = F_0$.

Калмановская оценка $\delta \tilde{p}_i$ определяется выражениями:

$$\delta \tilde{p}_i = \delta p_i^* + h_i \cdot (\delta u_i - \delta p_i^*), \quad (30)$$

$$\delta p_i^* = (\Phi - B \cdot G_i) \cdot \delta \tilde{p}_{i-1}, i = 1, 2, \dots, M; \quad (31)$$

Усиление h_i фильтра Калмана в данной задаче определяется соотношением

$$h_i = \frac{\tilde{\sigma}_i^2}{\sigma_n^2}, \quad \tilde{\sigma}_i^2 = \left(\begin{matrix} * & -2 \\ \sigma_i & + \sigma_n^{-2} \end{matrix} \right)^{-1}, \quad (32)$$

$$\sigma_i^{*2} = \Phi^2 \cdot \tilde{\sigma}_{i-1}^2 + \sigma_\eta^2; \quad \tilde{\sigma}_0^2 = \sigma_{\delta p_0}^2. \quad (33)$$

Минимальное значение критерия оптимальности при этом определяется выражением:

$$\begin{aligned} E_{k, M \min} = & \delta \tilde{p}_k^2 \cdot W_k + W_k \cdot \tilde{\sigma}_k^2 + \\ & + \frac{1}{M-k} \sum_{i=k}^{M-1} W_{i+1} \cdot \sigma_\eta^2 + \\ & + \frac{1}{M-k} \sum_{i=k}^{M-1} \tilde{\sigma}_i^2 \cdot G_i \cdot W_{i+1} \cdot \Phi, \\ & k = 0, 1, \dots, M-1. \end{aligned} \quad (34)$$

На рис. 2 приведена структура модели формирования отклонения продукта проекта от программного значения и системы корректирующего управления. На основе этой структуры построена имитационная модель системы как программного, так и корректирующего управления продуктом проекта.

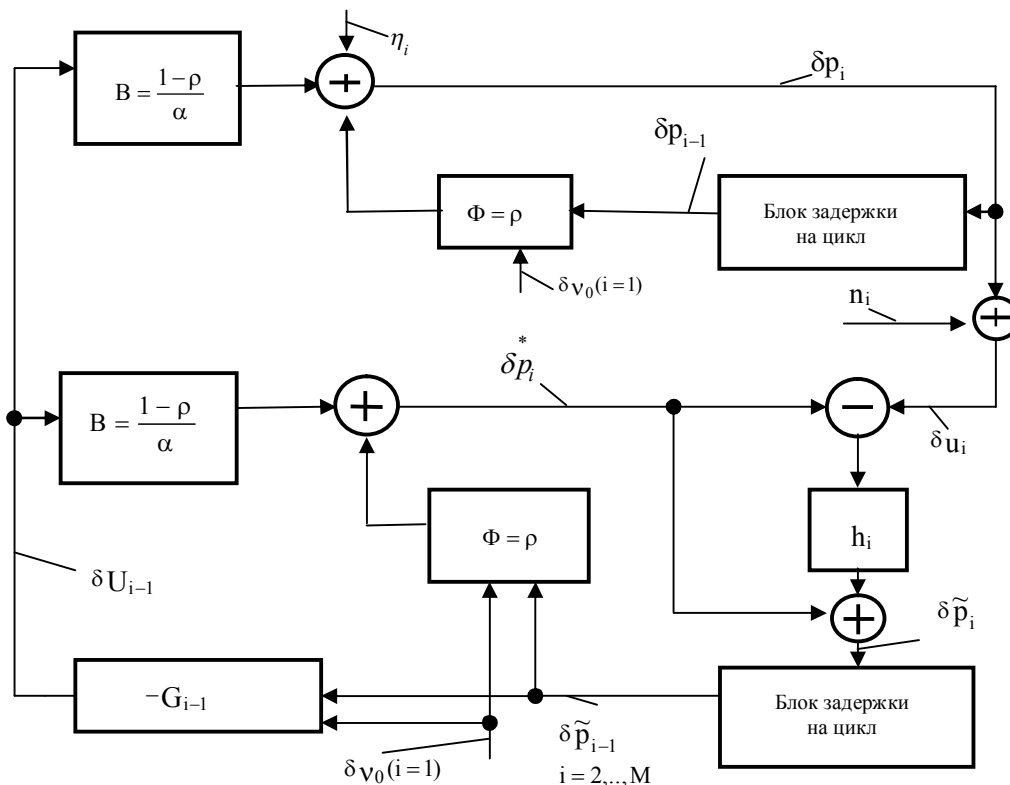


Рис.2. Структура модели формирования отклонения продукта проекта (программы) от программного значения и системы корректирующего управления

Заключение

1. Методы руководства проектами (программами) целесообразно дополнить технологиями управления (Project Control) как при планировании, так и при их реализации.

2. Для использования технологий управления продуктами проектов как динамическими объектами необходимо изучение их динамических характеристик, разработка моделей в виде стохастических дифференциальных и разностных уравнений. Применительно к продуктам проектов, динамика которых описывается уравнением (1), необходима оценка параметра α при отсутствии управляющих воздействий.

3. Выбор программных изменений продукта проекта (программы) и программных управляющих функций можно выполнить с использованием уравнения (4). Функция управления (6) приводит к программным изменениям экспоненциального типа (8). Объем затрат на программное управление определяется выражением (13). Затраты зависят от времени T , отведенного на реализацию проекта, а также от граничных значений продукта проекта.

4. Корректирующая управляющая функция при использовании квадратичного критерия качества (26) определяется выражениями (27 – 29). Для оценки отклонений состояния продукта от программного значения применяется алгоритм фильтра Калмана (30 – 33). Качество корректирующего

управления характеризуется минимальным значением критерия оптимальности (34).

Литература

1. Державна програма розвитку промисловості на 2003-2011 роки. № 1174 від 28 липня 2003 р. [Електрон. ресурс]. – Режим доступа: www.rada.gov.kiev.ua.
2. Державна програма розвитку авіаційної промисловості на період до 2010 року. № 363 від 20 травня 2006 р. [Електрон. ресурс]. – Режим доступа: www.rada.gov.kiev.ua.
3. Державна програма розвитку машинобудування на 2006-2011 роки. № 516 від 18 квітня 2006 р. [Електрон. ресурс]. – Режим доступа: www.rada.gov.kiev.ua.
4. Мазур И.И., Шапиро В.Д., Ольдерогге Н.Г. Управление проектами: Учеб. Пособие / Под ред. И.И. Мазура. – М.: Экономика, 2001. – 574 с.
5. Дитхелм Г. Управление проектами. В 2 т. Пер. с нем. – СПб.: Бизнес-пресса. – 2003. – Т. 1. – 400 с.; 2003. – Т. 2. – 218 с.
6. Богданов В.В. Управление проектами в Microsoft Project. – СПб.: Питер, 2003. – 640 с.

Поступила в редакцию 22.02.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.В. Малеева, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.