

УДК 621.91

В. Е. ЗАЙЦЕВ¹, Е. А. СКРИПКА¹, О. В. ГНАТЕНКО²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина² ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РЕЗАНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ Ra ПРИ ТОРЦЕВОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА 6082 Т6

Сделан анализ требований, предъявляемых к корпусным деталям летательных аппаратов. Рассмотрены вопросы торцевого фрезерования при высокоскоростной механической обработке корпусных деталей из алюминиевого сплава 6082 Т6. Проведена статистическая обработка экспериментальных данных с целью определить, при каких значениях основных параметров режимов резания (скорости, подачи на зуб, ширины и глубины резания) получаются наиболее рациональные значения шероховатости поверхности. Разработана математическая модель, позволяющая заранее определить величину шероховатости поверхности Ra при торцевом фрезеровании.

Ключевые слова: высокоскоростное фрезерование, корпусные детали, алюминиевые сплавы, статистический анализ, математическая модель, шероховатость поверхности.

Требования к корпусным деталям авиационных агрегатов

В технологии авиастроения повышенное внимание уделяется качеству изготовления корпусных деталей авиационных агрегатов, ведь от них зависят качество, надежность, экономичность и долговечность летательных аппаратов.

Важным параметром при изготовлении исполнения корпусных деталей является шероховатость поверхности после механической обработки. При этом учитывают также технологические факторы, связанные с возможностью получения требуемой конфигурации заготовки, возможностями механической обработки, и удобства сборки.

Постановка задачи

Шероховатость – совокупность микронеровностей, образующих рельеф поверхности. Значение ее величины играет важную роль в том, как изготовленная деталь будет взаимодействовать с рабочей средой (другими деталями, основным агрегатом летательного аппарата и т.д.). Неровные поверхности изнашиваются чаще и имеют более высокий коэффициент трения, чем гладкие поверхности.

Шероховатость часто является показателем качества детали, т.к. неровности поверхности могут образовывать трещины, что приведет к коррозии металла и ухудшению прочностных и эксплуатационных характеристик [1, 2].

Таким образом, шероховатость поверхности

является нежелательной. Полностью избежать ее появления в процессе изготовления детали невозможно, поэтому большое значение имеет контроль значений шероховатости при производстве. Снижение шероховатости прямо пропорционально увеличению стоимости изделия.

Механизм возникновения шероховатости

Все причины возникновения шероховатости можно разбить на следующие группы:

1. Расположение режущих кромок инструмента, относительно обрабатываемой поверхности.
2. Упругая и пластическая деформация обрабатываемого металла.
3. Вибрации в технологической станочной системе.

При процессе фрезерования окончательная шероховатость поверхности является слагаемым двух независимых параметров:

– идеальный случай, когда значение шероховатости зависит от геометрии инструмента и скорости подачи;

– в реальном производстве ее значение является результатом неустойчивости процесса резания.

Целью эксперимента является нахождение модели для количественной оценки параметра «шероховатость Ra», т.е. среднего арифметического отклонения профиля Ra (среднее арифметическое абсолютных значений отклонений профиля y_i от средней линии m в пределах базовой длины, рис. 1):

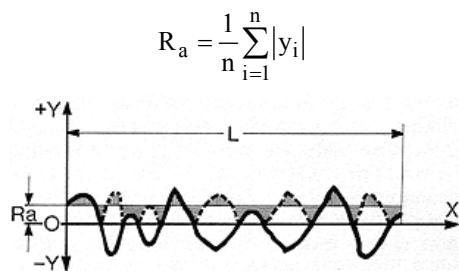


Рис. 1. Схема измерений величины R_a :
 L – длина исследуемой поверхности

Высокоскоростная обработка резанием

Высокоскоростная обработка резанием является наиболее перспективным процессом размерной обработки деталей. Сокращение времени механической обработки корпусных деталей сложной формы является главным фактором внедрения новых технологий в современное авиационное производство.

Возможность фрезерования алюминия на современных обрабатывающих центрах с высокими скоростями и многокоординатной обработкой позволила в авиационной промышленности использовать корпусные детали, имеющие сложную конструкцию, подвергнутые предварительной термообработке и выполненным из цельных алюминиевых заготовок [1].

Подробно остановимся на вопросе шероховатости поверхности после обработки.

В статьях [1] и [2] рассмотрены особенности торцевого фрезерования сплава 6082 Т6, а также свойства алюминиевого сплава 6082 Т6.

Сведения о планировании эксперимента и статистической обработке данных

В соответствии с тенденциями развития современной науки в методологии принят системный и вероятностно-статистический подход к исследованию процессов резания. Обобщенный процесс резания рассматривается как динамическая система, а совокупность входных переменных и выходных характеристик – как многомерные случайные процессы. Важной задачей исследований процесса резания является формализация результатов исследований с целью создания математического описания исследуемого процесса и сокращения сроков исследования.

Цель эксперимента – изучить влияние различных взаимодействий на объект исследования. Эти взаимодействия называются факторами. Если факторы варьируются при исследовании, то они называются варьируемыми или переменными. Если эти факторы в процессе эксперимента стабилизируются

на определенном уровне, то они называются постоянными. Отдельная группа факторов является неуправляемыми и неконтролируемыми, определяющими возможное влияние окружающей среды на процесс резания, например колебание температуры, вибрация пола в помещении, где проводятся эксперименты и т.д. Каждый переменный фактор принимает в эксперименте одно или несколько значений. Эти значения называются уровнями факторов. Факторы, действуя на объект, изменяют его состояние. Выходной величиной объекта или откликом называют такой параметр, по которому судят об изменении состояния объекта.

Выбрать модель – значит выбрать вид этой функции, записать ее уравнение. Тогда останется спланировать и провести эксперимент для оценки численных значений констант этого уравнения. Наглядное, удобное, воспринимаемое представление о функции отклика дает ее геометрический аналог – поверхность отклика. Чаще всего проводятся простые эксперименты – случаи с двумя факторами.

Пространство, в котором строится поверхность отклика, называется факторным пространством. Оно задается координатными осями, по которым откладываются значения факторов и параметра оптимизации (рис. 2).

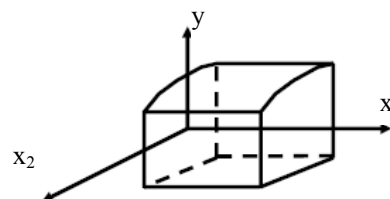


Рис. 2. Пример факторного пространства

Зависимость выходной величины (отклика) y от варьируемых факторов $x_1, x_2, \dots, x_n$, полученная с применением регрессионного анализа, называется регрессионной моделью, которая является частным случаем математической модели объекта.

Математическую модель данного процесса можно представить в виде:

$$y = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i + \sum_{i,j=1}^n b_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n b_{ii} x_i^2 + \dots, \quad (1)$$

где $b_0, b_1, b_2, \dots, b_n$ – коэффициенты, числовые значения которых определяют по результатам эксперимента;

b_0 – свободный член;

$b_1, b_2, \dots, b_n$ – линейные коэффициенты регрессии;

x_i^2 – квадратичный член;

b_{ij} – коэффициенты регрессии при квадратичных членах факторов.

Уравнение вида (1) называют уравнением регрессии. Построенная модель позволяет получить информацию о самом процессе и о способах управ-

ления им. С помощью регрессионной модели легко оценить степень и характер влияния каждого из факторов на выходную величину; модель может послужить основой для оптимизации процесса.

Для получения математической модели был проведен многофакторный эксперимент, в котором варьировали всеми переменными факторами. Эксперимент проводился на специальной установке. Экспериментальная установка моделирует заданный технологический процесс резания в заданных условиях и выдает информацию о параметрах процесса в удобном виде. Экспериментальная установка состоит из режущего устройства и измерительной системы. Описание эксперимента и экспериментальной установки приведено в [2].

Статистическая обработка экспериментальных данных

Для постулирования модели исследуемого процесса применялся метод ANOVA. Подробно о методе в [2].

Закон распределения полученных данных и определение возможных наиболее значимых взаимодействий между факторами представлены соответственно на рис. 3 и 4.

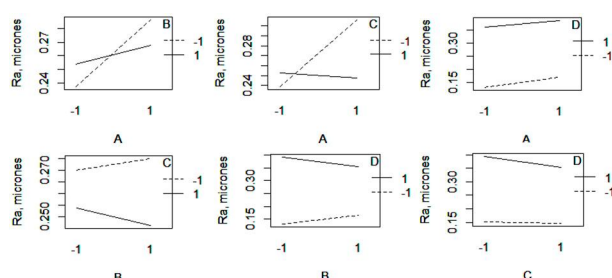


Рис. 3. Диаграмма взаимодействий между факторами

При помощи диаграммы взаимодействий между независимыми переменными мы можем сказать,

что значимыми для определения отклика являются A:B, A:C, B:C (подача на зуб – скорость резания; подача на зуб – глубина фрезерования; скорость – глубина резания).

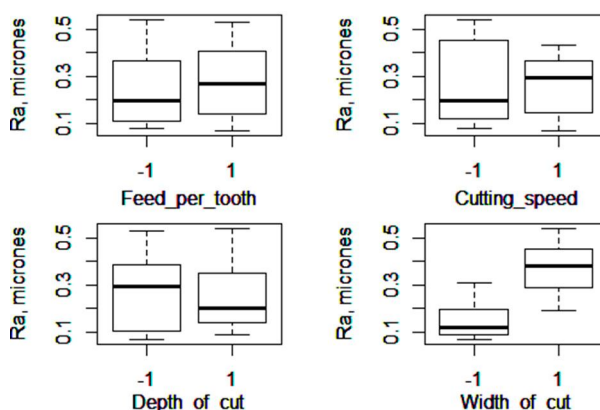


Рис. 4. Ящичковые диаграммы

Эффект от взаимодействий между B:D, C:D не велик, также как и эффект от A:D. Это означает, что наименьшая шероховатость поверхности Ra может быть получена за счет увеличения величин подачи на зуб и скорости резания, увеличения значений подачи, скорости и глубины резания.

Полученные экспериментальные данные имеют нормальное распределение (см. рис. 4).

Для определения значений шероховатости поверхности Ra была предложена следующая модель (2):

$$Y^{0.5} = \beta_0 + \beta_A \cdot A + \beta_B \cdot B + \beta_C \cdot C + \beta_D \cdot D + \beta_{AB} \cdot AB + \beta_{BC} \cdot BC + \beta_{BD} \cdot BD, \quad (2)$$

где $\beta_0, \beta_A, \beta_B, \beta_C, \beta_D, \beta_{AB}, \beta_{BC}, \beta_{BD}$ – параметры модели.

Согласно результатам анализа ANOVA (рис. 5) значение $p = 0,0001435$ и значение коэффициента корреляции $R = 57,33\%$, т.е. предложенная модель является точной на 57,33%.

```
lm(formula = output^0.5 ~ Feed_per_tooth + Cutting_speed + Depth_of_cut +
    Width_of_cut + Feed_per_tooth:Cutting_speed + Feed_per_tooth:Depth_of_cut +
    Cutting_speed:Depth_of_cut, data = dm)

Residuals:
    Min       1Q   Median       3Q      Max
-0.14905 -0.05406  0.01007  0.06662  0.14990

Coefficients:
            Estimate Std. Error t value Pr(>|t|)
(Intercept) -1.058e-01  4.223e-01  -0.250   0.804
Feed_per_tooth  1.677e+00  1.915e+00   0.876   0.390
Cutting_speed  4.677e-04  6.622e-04   0.706   0.487
Depth_of_cut   3.149e-02  7.336e-02   0.429   0.672
Width_of_cut   1.145e-01  1.684e-02   6.799 4.95e-07 ***
Feed_per_tooth:Cutting_speed -1.880e-03  2.994e-03  -0.628   0.536
Feed_per_tooth:Depth_of_cut -9.468e-02  1.123e-01  -0.843   0.407
Cutting_speed:Depth_of_cut -3.071e-05  1.123e-04  -0.274   0.787
---
Signif. codes:  0 '***' 0.001 '**' 0.01 '*' 0.05 '.' 0.1 ' ' 1

Residual standard error: 0.09527 on 24 degrees of freedom
Multiple R-squared:  0.6696,    Adjusted R-squared:  0.5733 
F-statistic: 6.949 on 7 and 24 DF,  p-value: 0.0001435
```

Рис. 5. Результаты анализа ANOVA

На рис. 6 показаны результаты сравнения полученных данных с теоретическими значениями. Как видно из рисунка, фактор D является наиболее значимым.

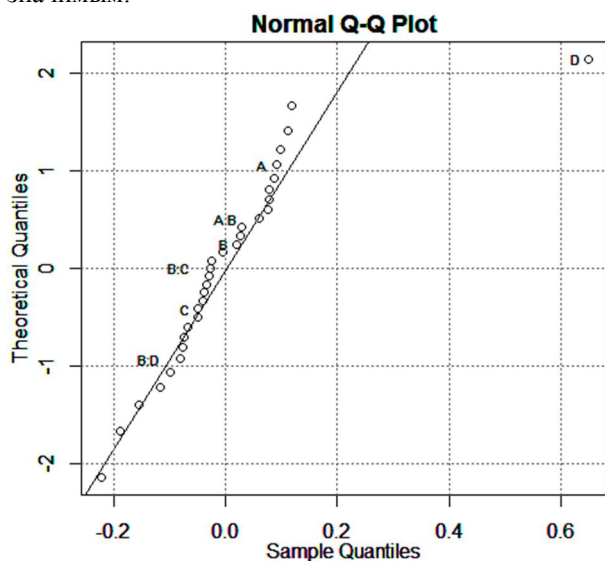


Рис. 6. Диаграмма «квантиль – квантиль»

Уравнение модели, описывающей шероховатость R_a , имеет вид (3):

$$Y^{0,5} = -0,1058 + 1,677 \cdot A + 4,677 \cdot 10^{-4} \cdot B + 3,149 \cdot 10^{-2} \cdot C + 0,1145 \cdot D - 1,88 \cdot AB - 9,486 \cdot 10^{-2} \cdot AC - 3,071 \cdot 10^{-5} \cdot BC. \quad (3)$$

Модель только с одним значимым фактором не может быть постулирована. В первую очередь, тот факт, что скорость резания и подача на зуб не влияют на отклик, не может быть принят. Являясь главными параметрами процесса, они влияют на величину шероховатости.

Объяснить такие результаты эксперимента можно следующим образом. После фрезерования на поверхности остаются следы от фрезы (рис. 7).

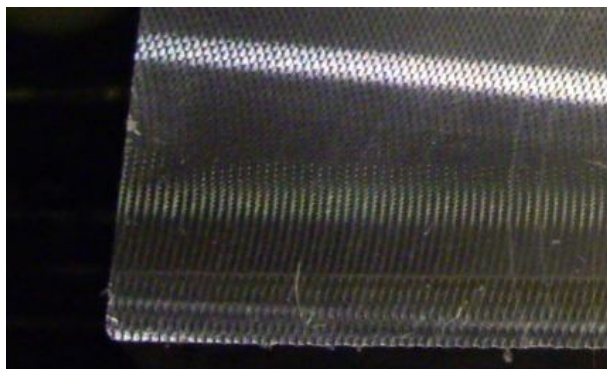


Рис. 7. Поверхность после фрезерования

В ходе эксперимента шероховатость измерялась в направлении, перпендикулярном оси инстру-

мента (в направлении глубины резания) и в случаях, когда глубина и ширина резания имели наименьшие значения (по 1 мм каждое) было достаточно трудно установить иглу профилометра и определить величину шероховатости из-за маленькой измеряемой площади. Такие результаты ANOVA могут быть объяснены тем, что погрешности при измерении вызваны следами фрезы и поэтому фактор D оказывает наибольшее влияние на отклик.

Существует два метода оценки качества поверхности: количественный и качественный. Исходя из всего вышеизложенного, данная модель является пригодной для качественной оценки.

Проверка адекватности модели

Результаты теста Шапиро-Уилка для исследуемой модели следующие: значения величины $p = 0,5701$, что является достаточным для принятия данной модели.

Согласно результатам проверки (рис. 8 и 9), экспериментальные данные не характеризуются нормальным распределением.

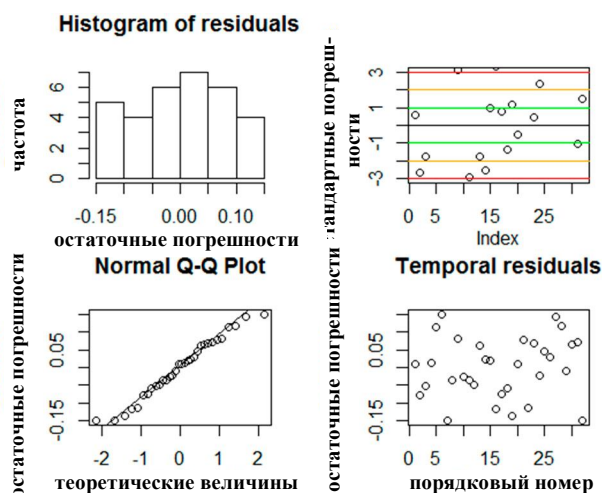


Рис. 8. Результаты проверки модели на адекватность

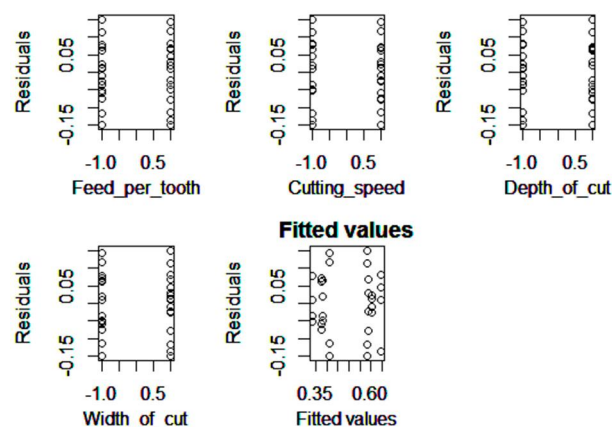


Рис. 9. Остаточные погрешности независимых переменных

Это также подтверждает ранее предположенный источник возникновения погрешностей измерения – небольшая «полезная» площадь при проведении эксперимента.

Как видно из диаграмм «квантиль – квантиль» (см. рис. 6) и остаточных погрешностей (см. рис. 9), данные имеют достаточно однородное распределение, что позволяет использовать модель для качественной оценки.

Заключение

На рис. 10 изображены контурные диаграммы:

При помощи диаграмм можно получить стабильную величину отклика в зависимости от изменяемых параметров. Как видно из диаграмм, значение шероховатости R_a стабильно (рис. 10, а) в диапазоне скоростей 550...700 м/мин при величине подачи $f_z = 0,15...0,20$ мм/зуб. Также хорошо видно, что величина подачи при скорости близкой к 640 м/мин может принимать любые значения.

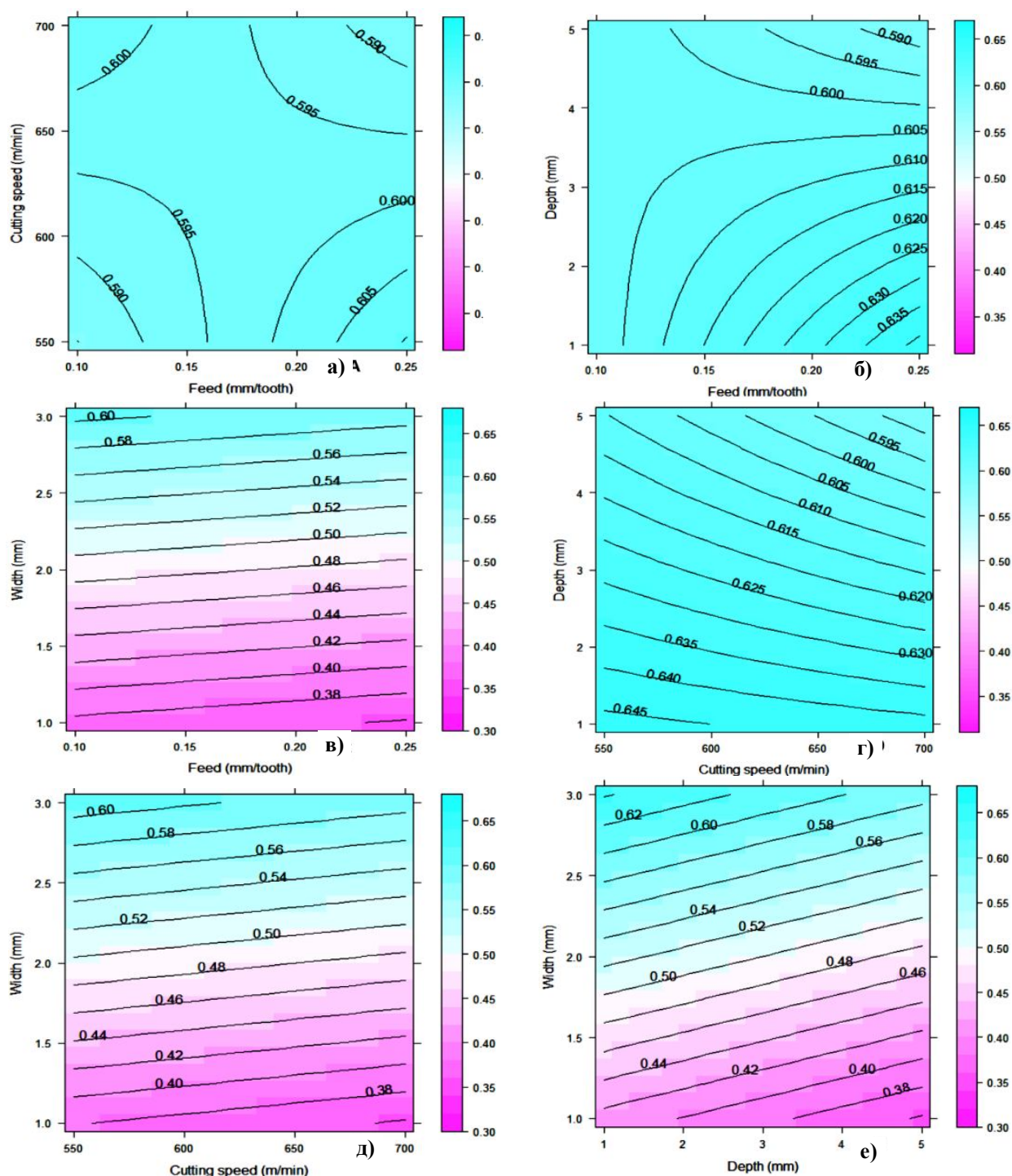


Рис. 10. Контурные диаграммы

Любое изменение глубины резания при величине подачи 0,1 мм/зуб и любое изменение подачи на зуб при глубине резания равной 3,7 мм не оказывают влияния на величину Ra (рис. 10, б). Стабильность отклика постоянна в любых диапазонах ширины резания и подачи (рис. 10, в), ширины и скорости резания (рис. 10, г), глубины и ширины резания (рис. 10, д). Как было сказано ранее, значение шероховатости зависит от глубины и скорости резания (рис. 10, е).

Изучение шероховатости поверхности Ra в рассматриваемом случае не является достаточно достоверным, тем не менее, модель исследуемого отклика может использоваться для качественной оценки.

Литература

1. Макаров, А. И. Особенности технологических процессов высокоскоростного фрезерования сложных поверхностей [Электронный ресурс] / А. И. Макаров // Материалы 65-й Международной научно-технической конференции Ассоциации автотомобильных инженеров (ААИ) "Приоритеты развития отечественного автотракторостроения и подготовки инженерных и научных кадров" Международного научного симпозиума «Автотракторостроение – 2009». – Книга 7. – Москва, МГТУ «МАМИ», 2009. – С. 147–149. – Режим доступа: http://www.mami.ru/science/autotr2009/scientific/article/s07/s07_27.pdf. – 1.09.2013.
2. Зайцев, В. Е. Исследование влияния основных параметров резания на величину крутящего момента при торцевом фрезеровании алюминиевого сплава 6082 Т6 [Текст] / В.Е. Зайцев, Е. А. Скрипка // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 5(102). – С. 4–11.

Поступила в редакцию 1.05.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. Проектирования ракетно-космических аппаратов В. Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ РІЗАННЯ НА ВЕЛИЧИНУ ШОРСТКОСТІ ПОВЕРХНІ Ra ПРИ ТОРЦЕВОМУ ФРЕЗЕРУВАННІ АЛЮМІНІСВИХ СПЛАВІВ 6082 Т6

В. Є. Зайцев, К. А. Скрипка, О. В. Гнатенко

Зроблено аналіз вимог, пропонованих до корпусних деталей літальних апаратів. Розглянуто питання торцевого фрезерування при високошвидкісній механічній обробці корпусних деталей з алюмінієвого сплаву 6082 Т6. Проведено статистичну обробку експериментальних даних з метою визначити, при яких значеннях основних параметрів режимів різання (швидкості, подачі на зуб, ширини і глибини різання) виходять найбільш раціональні значення шорсткості поверхні. Розроблено математичну модель, що дозволяє заздалегідь визначити величину шорсткості поверхні Ra при торцевому фрезеруванні.

Ключові слова: високошвидкісне фрезерування, корпусні деталі, алюмінієві сплави, статистичний аналіз, математична модель, шорсткість поверхні.

INVESTIGATION OF THE CUT MAIN PARAMETERS INFLUENCE TO SURFACE ROUGHNESS Ra OF ALUMINUM ALLOY 6082 T6 MILLING

V. E. Zaitsev, K. A. Skrypka, O. V. Gnatenko

The analysis of the requirements of body parts flying machines. The problems in high-speed end milling machining parts made from aluminum alloy 6082 T6. Statistical processing of the experimental data in order to determine for which values of the main parameters of cutting conditions (speed, feed per tooth, the width and cut depth) are obtained by the most rational of surface roughness. A mathematical model, which allows determining the value Ra of torque.

Key words: high-speed milling, body parts, aluminum alloys, statistical analysis, torque mathematical model, surface roughness.

Зайцев Віталій Егоревич – д-р техн. наук, професор кафедри технології виробництва летальних апаратів, проректор по науково-педагогічній роботі, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: vitaliy.zaytsev@khai.edu.

Скрипка Катерина Андріївна – магістр кафедри технології виробництва летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: kateckrpuna@gmail.com.

Гнатенко Олег Віталіїв – Гл. металург, ПАО «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна, e-mail: vitaliy.zaytsev@khai.edu.

УДК 681.2.002.2

Н. Д. КОШЕВОЙ, З. Э. ЧИСТИКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ТЕРМООБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ВЫСОКОУГЛЕРОДИСТЫХ СТАЛЕЙ**

Проведен полный факторный эксперимент по изучению технологического процесса термообработки деталей из высокоуглеродистых сталей, на основании которого выданы рекомендации относительно оптимальных режимов работы при данном виде обработки. Построена математическая модель, характеризующая зависимость количества дефектов при термообработке от температуры закалки, температуры охлаждения маслом и температуры охлаждения водой. Выполнена оптимизация методом крутого восхождения (мысленные опыты). Подтверждена эффективность реализации мысленных опытов с помощью определения твердости у лучших образцов по методу Роквелла. Некоторые из реализованных опытов дали лучший результат по сравнению с наилучшим опытом полного факторного эксперимента, что дало возможность еще больше повысить качество деталей.

Ключевые слова: планирование эксперимента, термообработка, полный факторный эксперимент, параметр оптимизации, количество дефектов, режим работы, крутое восхождение.

Введение

Постановка проблемы. Детали (резцы, фрезы, протяжки, прутки и др.) из высокоуглеродистых сталей, таких как У7, У8А, У9, У10, У11, У12 имеют большое количество недопустимых дефектов (трещины, деформация, перегрев, недогрев и др.). Решить сложившуюся проблему можно путём оптимизации технологического процесса термообработки с помощью методов планирования эксперимента. В данной статье был рассмотрен образец из материала У8А.

Анализ последних исследований и публикаций. В последнее время вопрос оптимизации режимов термообработки активно изучают ряд исследователей [1, 2], а также известны локальные методы термической обработки и метод с использованием микроволнового излучения [3 - 5]. В известных источниках в явном виде не приведены математические модели процесса термической обработки. Для оптимизации технологического процесса данного вида обработки целесообразно использовать метод планирования эксперимента [6], с помощью математических моделей выполнить крутое восхождение и проверить эффективность реализации серии мысленных опытов.

Цель работы: уменьшить количество дефектов в деталях из высокоуглеродистых сталей после термообработки. Минимизировать время и затраты на устранение дефектов уже после изготовления вышеуказанных деталей.

Основные результаты исследований

В качестве количественного параметра оптимизации выберем число дефектов. Определим доминирующие факторы, с помощью которых можно воздействовать на оптимизируемый объект. В технологическом процессе указаны основные параметры термообработки данной детали: температура и время для закалки, охлаждения водой, охлаждения маслом, отпуска. Такие параметры как время для закалки, охлаждения водой, охлаждения маслом, отпуска и температура отпуска оставались неизменными в ходе всего эксперимента.

В технологической документации приведены рекомендации по выбору температуры закалки, охлаждения водой, охлаждения маслом. Диапазоны этих величин являются верхними и нижними уровнями факторов:

$$X_1 \in (780^\circ \text{C}; 800^\circ \text{C}),$$

$$X_2 \in (10^\circ \text{C}; 30^\circ \text{C}),$$

$$X_3 \in (20^\circ \text{C}; 70^\circ \text{C}),$$

где X_1 – температура закалки;

X_2 – температура охлаждения водой;

X_3 – температура охлаждения маслом.

План и результаты эксперимента приведены в таблице 1.

Здесь Y – количество дефектов; Y^* – оценка качества образца по 10-тибальной шкале (10 баллов означает отсутствие дефектов); +1 – верхний предел диапазонов величин температур закалки, охлаждения водой, охлаждения маслом; -1 – нижний предел

диапазонов величин температур закали, охлаждения водой, охлаждения маслом.

Таблица 1

План полного факторного эксперимента, результаты исследования и расчет коэффициента X_{ji}

№ опыта (i)	№ фактора (j)			Y	Y*
	1	2	3		
1	-1	-1	+1	2	8
2	+1	-1	-1	2	8
3	-1	+1	-1	0	10
4	+1	+1	+1	0	10
5	-1	-1	-1	3	7
6	+1	-1	+1	1	9
7	-1	+1	+1	0	10
8	+1	+1	-1	1	9

С целью минимизации количества дефектов на данном этапе проведения эксперимента можно дать следующие рекомендации: температура закали должна составлять 780°C, температура охлаждения водой – 30°C, температура охлаждения маслом – 20°C. Также отсутствие дефектов было достигнуто при режимах, где температура охлаждения водой имеет значение 30°C, температура охлаждения маслом – 70°C, температура закали – 780°C или 800°C. Нельзя использовать температуру закали значением 780°C с температурой охлаждения водой величиной 10°C и температурой охлаждения маслом – 20°C.

Модель исследуемого процесса, которую мы будем получать – алгебраический полином первой степени:

$$Y^* = b_0 + b_1X_1 + b_2X_2 + b_3X_3,$$

где b_0, b_1, b_2, b_3 – неизвестные коэффициенты модели.

По результатам эксперимента найдем значение данных коэффициентов. Их оценки вычислим по формуле:

$$b_j = \frac{\sum_{i=1}^N X_{ji} Y_i^*}{N}, \quad j=0,1,2,3,$$

где N – число опытов;

j – номер фактора;

i – номер опыта.

После вычисления получим математическую модель:

$$Y^* = 8,875 + 0,125X_1 + 0,875X_2 + 0,375X_3.$$

Коэффициенты при независимых переменных указывают на силу влияния факторов на параметр

оптимизации.

Для оптимизации качества термообработанных деталей проведём крутое восхождение (мысленные опыты), т. е. движение в направлении градиента функции отклика [7]. В таблицах 2, 3 приведены параметры планирования серии мысленных опытов до тех пор, пока оценка качества образца достигнет $Y^{**} \geq 20$ баллов.

Таблица 2

Исходные данные для проведения крутого восхождения

Параметры плана	X_1	X_2	X_3
Основной уровень	790	20	45
Интервал варьирования I_j	10	10	25
Верхний уровень	800	30	70
Нижний уровень	780	10	20
b_j	0,125	0,875	0,375
$b_j \times I_j$	1,25	8,75	9,375
Шаг	0,43	3	3,21

Таблица 3

План оптимизации технологического процесса термической обработки методом крутого восхождения (мысленные опыты)

№ опыта	X_1	X_2	X_3	Y^{**}
1	801,72	42	82,84	11,52
2	802,15	45	86,05	11,83
3	802,58	48	89,26	12,14
4	803,01	51	92,47	12,45
5	803,44	54	95,68	12,76
6	803,87	57	98,89	13,07
7	804,30	60	102,10	13,38
8	804,73	63	105,31	13,69
9	805,16	66	108,52	14,0
10	805,59	69	111,73	14,31
11	806,02	72	114,94	14,62
12	806,45	75	118,15	14,93
13	806,88	78	121,36	15,24
14	807,31	81	124,57	15,55
15	807,74	84	127,78	15,86
16	808,17	87	130,99	16,17
17	808,60	90	134,20	16,48
18	809,03	93	137,41	16,79
19	809,46	96	140,62	17,10
20	809,89	99	143,83	17,41
21	810,32	102	147,04	17,72
22	810,75	105	150,25	18,03
23	811,18	108	153,46	18,34
24	811,61	111	156,67	18,64
25	812,04	114	159,88	18,96
26	812,47	117	163,09	19,27
27	812,90	120	166,30	19,58
28	813,33	123	169,51	19,89
29	813,76	126	172,72	20,2

Некоторые из мысленных опытов были реализованы на практике. Результаты исследований приведены в таблице 4.

Таблица 4
Результаты практической реализации некоторых мысленных опытов

№ п/п	X ₁	X ₂	X ₃	Y ^{**}	Y [*]
1	801,72	42	82,84	11,52	10
2	802,15	45	86,05	11,83	10
3	803,01	51	92,47	12,45	9
4	804,30	60	102,10	13,38	6
5	805,16	66	108,52	14,0	7
6	809,46	96	140,62	17,10	5
7	812,90	120	166,30	19,58	4
8	813,76	126	172,72	20,2	5

Здесь Y^{**} – теоретическая оценка качества образца.

Чтобы сравнить качество образцов прошедших термообработку первой и второй серии опытов необходимо определить твердость у лучших образцов по методу Роквелла (рис. 1). Результаты испытаний указаны в таблицах 5, 6.

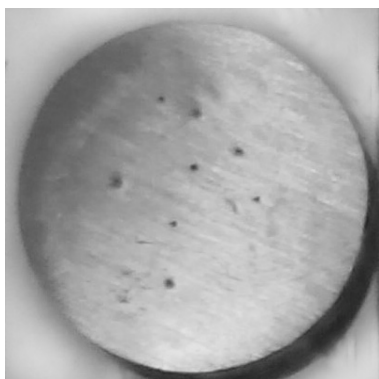


Рис. 1. Образец после измерения твердости по методу Роквелла

Таблица 5
Результаты определения твердости у лучших образцов, полученных при реализации мысленных опытов

№ п/п	X ₁	X ₂	X ₃	Y ^{**}	Y [*]	HRC, кгс
1	801,72	42	82,84	11,52	10	65
2	802,15	45	86,05	11,83	10	64

Здесь HR – обозначение твердости, определённой по методу Роквелла. К символу HR добавляется буква, указывающая на шкалу, по которой проводились испытания (HRC).

Таблица 6
Результаты определения твердости у лучших образцов, полученных при реализации полного факторного эксперимента

№ п/п	X ₁	X ₂	X ₃	Y [*]	HRC, кгс
1	780,0	30	20	10	63
2	800,0	30	70	10	64
3	780,0	30	70	10	63

Выводы

С учетом результатов исследования возможно использование следующих параметров режимов работы при термической обработке деталей из материала У8А:

1) температура охлаждения водой имеет значение 45°C, температура охлаждения маслом – 86°C, температура закалки – 802°C;

2) температура охлаждения маслом составляет 70°C, температура закалки – 800°C, температура охлаждения водой – 30°C.

Наивысший показатель твердости материала детали был достигнут при следующем режиме: температура закалки должна составлять 802°C, температура охлаждения водой – 42°C, температура охлаждения маслом – 83°C.

Литература

1. Зенкин, Р. Ю. Изучение микроструктуры высокопрочного чугуна при различных методах термообработки [Текст] / Р. Ю. Зенкин, М. М. Уткин, А. И. Вальтер // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2013. – № 4. – С. 174–178.

2. Макаров, С. В. Термическая обработка сварочных электродов [Текст] / С. В. Макаров // Технические науки — от теории к практике: материалы XII международной заочной научно-практической конференции, Новосибирск, 30 июля 2012 г. – Новосибирск, 2012. – С. 44.

3. Тарасова, Т. В. Исследование процессов лазерного легирования поверхности алюминиевых сплавов [Электронный ресурс] / Т. В. Тарасова, Г. О. Гвоздева. – Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/330611.html>. – 03.03.2013.

4. Термообработка листового теплоизоляционного материала с использованием микроволнового излучения [Текст] / А. В. Мамонтов [и др.] // Ежемесячное приложение к научно-техническому журналу «Измерительная техника». Метрология. – 2010. – № 11. – С. 38–42.

5. Исследование возможности плавления базальта с помощью СВЧ-энергии [Текст] /

А. В. Мамонтов [и др.] // Измерительная техника. – 2012. – № 9. – С. 49–50.

6. Данилишина, З. Э. Исследование и оптимизация технологического процесса термообработки изделий авиационной техники из высокоуглеродных сталей [Текст] / З. Э. Данилишина // Интегрированные компьютерные технологии в машиностроении ИКТМ-2013 : тез. докл. всеукраинской научно-

технической конференции, Харьков, 26 – 28 ноября 2013 г. – Х., 2013. – С. 32.

7. Кошевой, Н. Д. Оптимальное по стоимостным и временным затратам планирование эксперимента [Текст]: моногр. / Н. Д. Кошевой, Е. М. Костенко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – 317 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. информатики М. Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ ТЕРМООБРОБКИ ДЕТАЛЕЙ З ВИСОКОВУГЛЕЦЕВИХ СТАЛЕЙ

М. Д. Кошовий, З. Е. Чистикова

Проведено повний факторний експеримент з вивчення технологічного процесу термообробки деталей з високовуглецевих сталей, на підставі якого видано рекомендації щодо оптимальних режимів роботи при даному виді обробки. Побудовано математичну модель, яка характеризується залежністю кількості дефектів при термообробці від температури загартування, температури охолодження маслом і температури охолодження водою. Виконано оптимізацію методом крутого сходження (уявні досліди). Підтверджено ефективність реалізації уявних дослідів за допомогою визначення твердості у краях зразків за методом Роквелла. Деякі з реалізованих дослідів дали кращий результат порівняно з найкращим дослідом повного факторного експерименту, що дало можливість ще більше підвищити якість деталей.

Ключові слова: планування експерименту, термообробка, повний факторний експеримент, параметр оптимізації, кількість дефектів, режим роботи, круте сходження.

STUDY AND OPTIMIZATION OF THE HEAT TREATMENT PROCESS OF THE DETAILS MADE OF HIGH CARBON STEEL

N. D. Koshevoj, Z. E. Chystikova

A complete factorial experiment to study the heat treatment process of the aircraft engineering details made of high carbon steel has been conducted; on the basis of it, the recommendations for optimal operation modes in this kind of treatment were given. A mathematical model, which defines the dependence of the number of defects in the heat treatment on the hardening temperature, the temperature of oil and water cooling, was drawn up. The optimization by a steepest ascent method (mental experiment) was carried out. The effectiveness of the mental experiments' implementation by the determination of the Rockwell hardness of the best specimens was confirmed. Some of implemented experiments gave better results as compared with the best experience of the complete factorial experiment that made it possible to improve further quality of the details.

Keywords: an experimental design, a heat treatment, a complete factorial experiment, an optimization parameter, a number of defects, an operation mode, steepest ascent.

Кошевой Николай Дмитриевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kafedraapi@rambler.ru.

Чистикова Златослава Эдуардовна – аспирант кафедры авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.981.06

В. Т. СИКУЛЬСКИЙ, Ю. В. ДЬЯЧЕНКО, Е. Е. ХИТРЫХ, И. А. ВОРОНЬКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМООБРАЗОВАНИЯ РЕБРИСТЫХ ПАНЕЛЕЙ ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ СО СЛОЖНОЙ ВНУТРЕННЕЙ ГРАВЮРОЙ**

Рассмотрены особенности получения панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой для изделий аэрокосмической техники с использованием перспективного технологического процесса формообразования местной гибкой с посадкой (разводкой). Приведены описание применяемого оборудования и методика расчета необходимого количества местных воздействий для получения панелей требуемых формы и размеров. Проведено экспериментальное исследование точности получаемых размеров путем замеров высот точек формованной панели с дальнейшим сравнением полученных данных со значениями координат теоретического контура панели.

Ключевые слова: технологический процесс, формообразование, панель, двойная кривизна, сложная внутренняя гравюра, посадка, разводка, пластическая деформация, прогиб.

Введение

В самолетостроении для формообразования, правки и доводки монолитных панелей широко используют дробеударную обработку, свободную местную гибку, прокатку и другие процессы. Указанные методы позволяют получать только панели небольшой двойной кривизны с нежесткими ребрами, так как они не обеспечивают совместное деформирование полотна и ребер панели. Известные методы не обеспечивают также достаточные точность и производительность.

В последние годы наметилась тенденция увеличения габаритов панелей, что ставит задачу получения панелей сложных форм при неизменных габаритах изделия. Наибольшую трудность представляет получение панелей двойной кривизны из плоских ребренных заготовок, панелей конической формы, у которых направление ребер не совпадает с образующей корпуса и т. п.

Получение панелей двойной кривизны является сложной задачей, так как требует создания в материале полотна сложного напряженного состояния при минимальном уровне остаточных напряжений.

Определенную сложность представляет изготовление панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой, имеющих нерегулярную структуру поперечных сечений (включающих разрезные ребра, местные поперечные утолщения и другие элементы).

Для формоизменения панелей, в том числе двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой, в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» на кафедре технологии производства ле-

тательных аппаратов разработан метод локального деформирования панелей посадкой или разводкой ребер совместно с полотном, сочетанием этих методов и др.

Анализ состояния вопроса и постановка задачи исследования

Анализ публикаций, направленных на совершенствование технологического процесса формообразования панелей со сложной внутренней гравюрой, показывает, что для успешного применения их на предприятиях они должны обладать следующими качествами [1]:

1. Обеспечивать необходимое поле деформации независимо от сечения панели и формы гравюры.
2. Универсальность устройства, обеспечивающего формообразование разнообразных форм с широким диапазоном размеров поперечных сечений.
3. Возможность монотонного изменения формы с целью поэтапного ее контроля, корректировки процесса и повышения точности формы.
4. Возможность местной правки и доводки панелей с отклонениями формы в разные стороны.

Для создания технологического процесса, удовлетворяющего заданным требованиям, было невозможно использовать процессы деформирования с нагревом, так как для большинства алюминиевых сплавов использование нагрева до температур эффективного деформирования запрещено действующими инструкциями. По этой же причине нельзя использовать процессы, в основе которых применяются явления ползучести или сверхтекучести. Использование процессов вытяжки и других процессов холодного деформирования ограничено от-

сутствием технологических припусков по ширине панели, что связано с особенностями получения заготовок. Кроме того, при деформировании таким образом большое влияние на процесс деформирования оказывают ребра панелей, жесткость которых существенно больше жесткости полотна.

Используемые в отрасли процессы дробеударного формообразования обеспечивают получение панелей с одинарной кривизной поперек оребрению либо небольшой двойной кривизны при маложестком или прерывистом оребрении.

Изготовление панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой отличается рядом особенностей. В частности, такие панели (рис. 1) имеют различную форму и, следовательно, различные моменты инерции поперечных сечений в продольном и поперечном направлениях. Поэтому применение для формообразования таких панелей традиционных методов (например, свободной гибки) в некоторых случаях ограничено или невозможно.

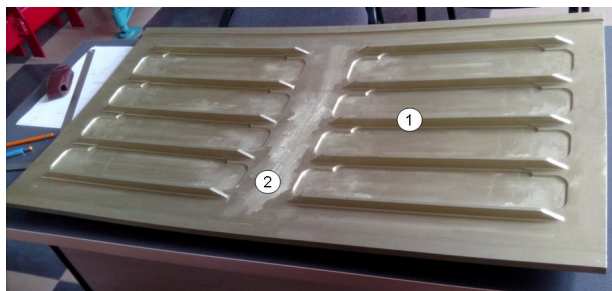


Рис. 1. Панель фюзеляжа двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой:

1 – разрезные ребра; 2 – местные утолщения

При использовании же процессов локального пластического деформирования (местной гибки с посадкой или разводкой) имеется возможность получить любое местное напряженно-деформированное состояние заготовки, необходимое для формообразования панели требуемой формы и размеров. Поэтому использование предложенного в ХАИ метода получения таких панелей представляется перспективным.

Цель исследования

Развитие самолетостроения и других отраслей ставит задачу получения целого ряда сложных форм панелей с оребрением (в частности, панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой), что, в свою очередь, требует создания технологических процессов, удовлетворяющих приведенным требованиям [3].

Таким образом, **цель работы** – экспериментальное и теоретическое исследование технологического процесса получения ребристых панелей двой-

ной кривизны со сложной внутренней гравюрой местной гибкой с посадкой (разводкой).

Процесс и оборудование для получения панелей двойной кривизны

Для решения заданной задачи был выбран метод местного деформирования участка ребра с прилегающим полотном, при этом схема деформирования представляла собой местный изгиб в сочетании с посадкой или разводкой.

Сущность процесса получения панели сложной формы состоит в поэтапном придании панели обобщенного поля деформаций, состоящего из отдельных местных (локальных) деформаций. Эти местные деформации должны быть распределены определенным образом по панели и по времени их приложения, чтобы обобщенные деформации соответствовали постепенному приближению к требуемой форме панели при условии образования минимальных остаточных напряжений в полотне и ребрах панели. Исследования показали, что обеспечить эти условия только посадкой или разводкой невозможно. Поэтому в качестве местной деформации было решено применять деформацию участка полотна и ребра панели в направлении оси ребра и совместный изгиб этого участка в плоскости ребра.

Для реализации данного процесса было создано специальное устройство, внешний вид которого показан на рис. 2. Устройство содержит две пары верхних и одну пару нижних губок, закрепленных подвижно на верхней и нижней плитах соответственно.

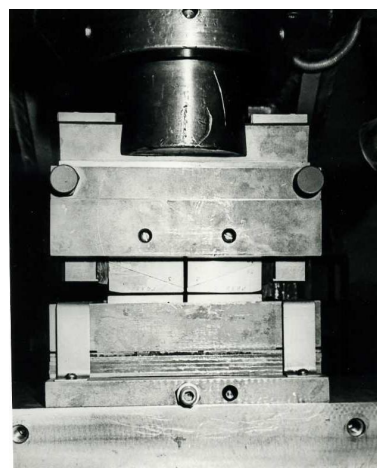


Рис. 2. Устройство для формоизменения панелей разводкой с изгибом

Принципиальная схема работы устройства показана на рис. 3.

В исходном положении верхние губки допускают свободное перемещение панели вдоль штампа, который устанавливается в одностоечный пресс. При нажатии прессы и увеличении усилия до

5...10 кН верхние пары губок захватывают ребро панели. В таком положении верхние губки поддерживают ребро в течение всего процесса деформирования. При возрастании усилия до 200...300 кН штамп изгибает участок ребра с прилегающим участком полотна на нескольких градусах. При столь малых прогибах соседние ребра не оказывают заметного влияния на процесс в очаге деформации. Для изменения величины прогиба штамп снабжен клиновым регулятором с винтовым приводом, установленным под нижними губками.

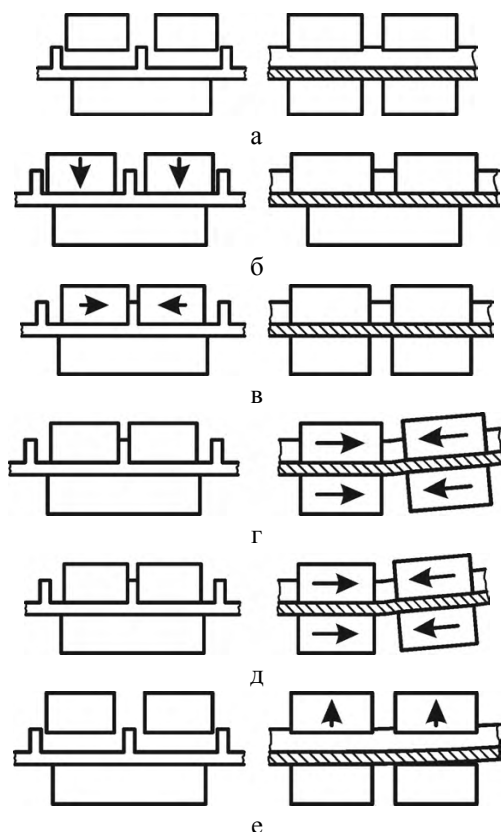


Рис. 3. Принципиальная схема работы устройства: а – исходное положение; б – захват полотна; в – захват ребра; г – изгиб ребра; д – посадка (разводка) ребра; е – возврат в исходное положение

При дальнейшем увеличении усилия до 1500...2000 кН верхние и нижние губки совместно сближаются при посадке либо раздвигаются при разводке. В конструкции штампа предусмотрено осуществление обоих режимов, причем время переключения с одного режима на другой составляет несколько минут. Совместное действие изгибающих и сжимающих (или растягивающих) напряжений уменьшает величину пружинения и положительно отражается на качестве гибки.

Конструкцией устройства предусмотрено осуществление режимов посадки и разводки, посадки и разводки с изгибом в одну или другую стороны либо только гибки участка панели в обе стороны.

Устройство для посадки и разводки панели не имеет насечек на рабочих поверхностях губок. Предотвращение скольжения достигается путем выбора соотношения деформируемого сечения и площади губок, а также оптимального удельного давления при сжатии материала губками.

Методика расчета процесса формообразования

Рассмотрим упрощенную методику расчета приложения местных воздействий на примере получения панели двойной кривизны. Представим получение двойной кривизны в два этапа. На первом этапе получают одинарную кривизну поперек продольному оребрению R_c , на втором – создают поле деформации с изгибом панели с продольным радиусом R_n . В случае использования процесса разводки с изгибом средние зоны панели должны быть удлинены в зависимости от радиуса R_n .

На рис. 4 показаны возможные поля деформаций при получении двойной кривизны разводкой средних зон (рис. 4, а) и посадкой периферийных зон (рис. 4, б). При использовании процесса посадки с изгибом для получения радиуса R_n периферийные части панели должны быть сокращены (рис. 4, б).

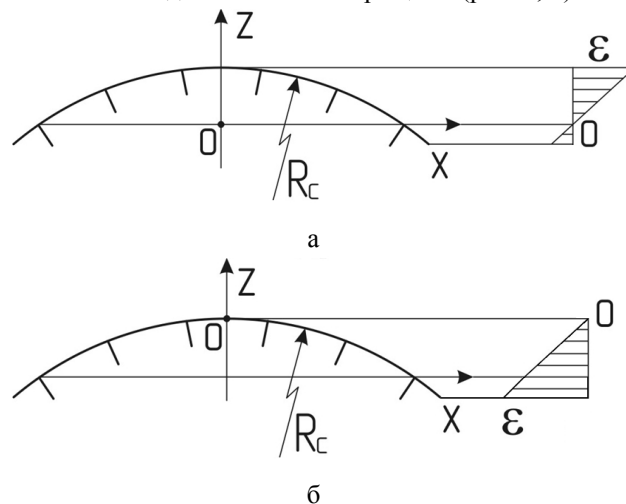


Рис. 4. Относительные деформации при образовании двойной кривизны: а – методом разводки; б – методом посадки

Расстояния между точками воздействия штампа на каждом ребре при получении панелей двояковыпуклой формы разводкой могут быть определены по следующей методике. В этом случае крайние ребра панели не деформируют, а главные относительные деформации вдоль продольных осей средних ребер в точке пересечения вертикальной оси ребра и срединной плоскости полотна

$$\varepsilon_1 = (\sqrt{R_c^2 - x^2} - \sqrt{R_c^2 - \ell^2}) / R_n, \quad (1)$$

где R_n , R_c – продольный и поперечный радиусы кривизны панели соответственно;

2ℓ – расстояние между крайними ребрами в поперечном сечении панели (приведенная ширина);
 x – расстояние от оси симметрии поперечного сечения панели до деформируемого ребра.

При получении панелей двояковыпуклой формы посадкой периферийных ребер расстояние между точками воздействия [4]

$$t_i = ksR_n(R_c - \sqrt{R_c^2 - x^2})^{-1}, \quad (2)$$

где s – величина сжимаемого участка панели в направлении оси ребра. При посадке эта величина лежит в пределах 4...8 мм.

Число равномерно распределенных элементарных воздействий по длине ребра определяют по формуле

$$n_i = \varepsilon_1 \frac{\ell'}{e_i}, \quad (3)$$

где ℓ' – длина панели.

Результаты вычислений по формуле (5) показывают, что расстояние между точками воздействия при посадке в 3 – 4 раза больше, чем при формообразовании с посадкой. Следовательно, число воздействий при разводке во столько же раз меньше, что выгодно отличает этот процесс при получении панелей двойной кривизны.

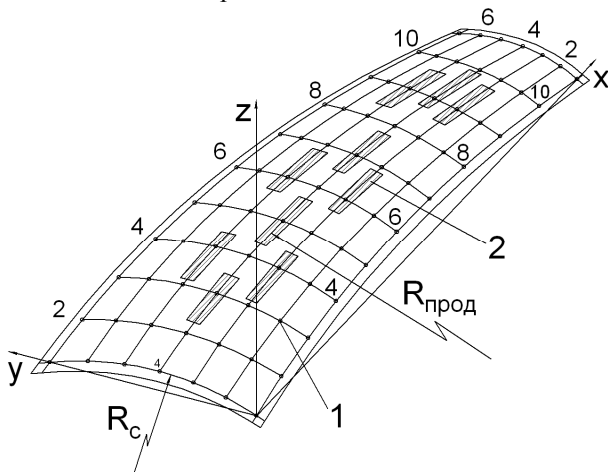


Рис. 5. Эскиз панели: 1 – точки измерений; 2 – участки локального деформирования

Проведем расчет в соответствии с приведенной методикой для панели фюзеляжа со следующими конструктивными и геометрическими характеристиками:

- число ребер, шт. 5;
- длина панели, мм 1050;
- приведенная ширина панели, мм 400;
- расстояние между ребрами, мм 100;
- продольный радиусгиба R_n , м 5;
- поперечный радиусгиба R_c , м 1,3.

Определим по формуле (1) необходимые продоль-

ные деформации растяжения панели в месте стыка каждого ребра с полотном:

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_{15} = 0,$$

$$\varepsilon_{12} = \varepsilon_{14} = \frac{1}{5} \left(\sqrt{1,3^2 - 0,1^2} - \sqrt{1,3^2 - 0,2^2} \right) = 2,2 \cdot 10^{-3},$$

$$\varepsilon_{13} = \frac{1}{5} \left(\sqrt{1,3^2} - \sqrt{1,3^2 - 0,2^2} \right) = 3 \cdot 10^{-3}.$$

По формуле (3) определяем число требуемых элементарных воздействий устройства при разводке каждого ребра:

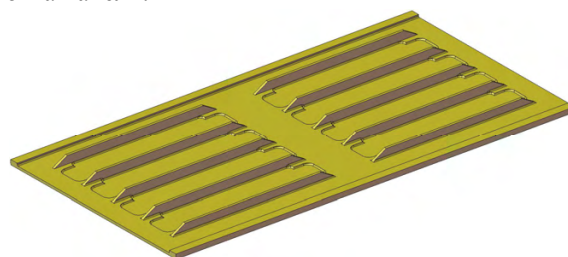
$$n_2 = n_4 = \frac{1,05}{0,02 \cdot 0,05} 2,2 \cdot 10^{-3} \approx 3,$$

$$n_5 = \frac{1,05}{0,02 \cdot 0,05} 3 \cdot 10^{-3} \approx 4.$$

Полученное количество элементарных воздействий распределено равномерно вдоль оси ребра, как показано на рис. 5.

Экспериментальное исследование процесса получения панелей двойной кривизны

Полученные с использованием предложенной технологии образцы панелей (рис. 6) размерами 500x1000 мм и ребрами высотой 30 мм имели гладкую поверхность без огранки. Дополнительная обработка или зачистка мест разводки двояковыпуклых панелей не требуется. Места посадки с внешней стороны требуется зачищать, так как выступание материала достигает 0,05...0,1 мм над уровнем полотна панели.



а



б

Рис. 6. Панель двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой: а – твердотельная модель заготовки панели с плоским полотном; б – панель, отформованная методом местного изгиба с разводкой

Зачистка ребра в обоих случаях не требуется, так как деформация ребра не локализуется в пространстве между губками. На образцах были достигнуты минимальные радиусы продольной кривизны 6,5 м, поперечной – 3 м.

Двойная кривизна панели достигалась как из плоских образцов, так и с панелей одинарной кривизны. Схема технологического процесса в этом случае оставалась прежней.

Экспериментальная проверка технологии и устройства на образцах панелей из сплава Д16Т показала, что двояковыпуклые панели целесообразно получать разводкой средней части панели, а двояковогнутые – посадкой периферийных участков панелей с соответствующим углом гибки ребер.

Устройство может найти широкое применение при доводке формы панели. Оно позволяет подгибать на малые углы отдельные ребра панели на базе 10...20 мм, что весьма сложно осуществить другими методами.

Было проведено экспериментальное исследование по определению точности получаемых размеров при гибке панелей с посадкой (разводкой) (рис. 5). Для этого на полученную панель была нанесена сетка точек с шагом 100 мм вдоль длинной стороны (всего 11 точек), вдоль короткой стороны точки находились на расстоянии 75 мм (между крайними точками) и 100 мм (между остальными точками) (всего 7 точек).

С помощью измерительного прибора (катетометра В-630) были определены высоты всех $11 \times 7 = 77$ точек.

Катетометр В-630 предназначен для бесконтактного измерения вертикальных координат точек изделий; предел допустимой основной погрешности прибора для рассматриваемого случая составил не более ± 40 мкм. Измерения проводились с использованием мерного штихмасса длиной 161,41 мм.

Измеряемая панель устанавливалась на измерительный стол по четырем опорам (по точкам 1-1, 1-7, 11-1 и 11-7), при этом три точки (1-1, 1-7, 11-1)

служили реперными (выставлялись в горизонтальную плоскость), а опора над точкой 11-7 была настраиваемой (выставлялась на уровень плоскости трех реперных точек).

Результаты измерений (значения высот точек относительно нуля прибора) были пересчитаны с учетом длины мерного штихмасса и приведены к нулевой точке (1-1) (см. рис. 5). Полученные данные представлены в табл. 1.

Для анализа были выбраны три продольных (2-2, 4-4 и 6-6) и пять поперечных сечений (2-2, 4-4, 6-6, 8-8 и 10-10) (см. рис. 5). Для выбранных сечений были построены графики (рис. 7, 8), с помощью которых определено, насколько точно получены размеры панели в сравнении с теоретическим контуром фюзеляжа, представленным дугой окружности заданного радиуса.

Анализ точности размеров по всем сечениям панели приведен в табл. 2.

В некоторых случаях для получения заданной формы и размеров панелей их кромки требуют дополнительной посадки, в ряде точек панели требуется последующая доводка по ребрам и кромкам. Для доводки в продольном направлении применяют подгибание ребер на специализированном устройстве, в поперечном – местную посадку (доводку) с помощью посадочного устройства.

Анализ полученных результатов показал, что без учета крайних точек сечений (кромки панели требуют дополнительной посадки) максимальная величина относительной погрешности (разности между высотой панели и теоретическим контуром) не превышает 7 %.

Это позволяет сделать вывод о том, что предложенная технология получения панелей двойной кривизны методом местной гибки с посадкой (разводкой) может быть эффективно использована для изготовления панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой.

Таблица 1

Результаты измерений (приведенные высоты точек панели)

Номер точки	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	0,00	4,31	7,80	10,51	12,73	13,59	12,73	10,72	7,62	3,97	0,12
2	5,47	10,22	14,23	17,43	19,84	20,96	19,77	17,17	13,93	9,38	5,15
3	11,29	16,74	21,69	26,08	29,44	31,25	30,17	26,00	21,28	16,42	11,15
4	13,05	19,50	25,18	30,30	34,00	35,90	34,85	31,12	25,70	19,74	13,70
5	10,83	16,49	21,34	25,70	29,53	31,46	30,51	26,54	21,91	17,05	11,24
6	5,29	9,23	13,73	17,23	20,06	20,59	19,95	16,96	14,17	10,01	5,52
7	-0,19	3,72	8,60	10,04	12,43	13,02	12,51	10,29	7,87	3,97	-0,05

Таблица 2

Отклонения полученного профиля от теоретического контура

Сечения		Точки										
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		Значения отклонений (мм/%)										
продольные	2-2	1,43	–	0,77	0,95	0,53	–	0,39	0,79	0,44	–	2,16
		35,40	–	5,41	5,50	2,67	–	1,97	4,60	3,16	–	72,24
	4-4 (середина панели)	2,76	–	1,48	1,48	0,85	–	0,06	0,77	1,14	–	3,11
		26,82	–	5,88	4,88	2,50	–	0,17	2,47	4,44	–	29,37
	6-6	2,34	–	0,40	0,42	0,25	–	0,05	1,08	0,54	–	1,59
		79,32	–	2,91	2,44	1,26	–	0,25	6,37	3,81	–	40,46
поперечные	2-2	2,65	–	0,57	–	0,32	–	3,42				
		159,60	–	3,40	–	1,94	–	1140,00				
	4-4	4,69	–	1,04	–	1,32	–	4,49				
		80,60	–	3,99	–	5,14	–	80,90				
	6-6 (середина панели)	6,18	–	0,98	–	0,58	–	6,12				
		83,40	–	3,14	–	1,84	–	88,70				
	8-8	6,15	–	1,67	–	1,03	–	6,01				
		134,57	–	6,42	–	3,88	–	58,41				
	10-10	3,70	–	0,66	–	0,34	–	2,83				
		1370,40	–	4,02	–	1,99	–	248,25				

Анализ полученных данных также показал, что в ряде точек панели (например, точка 3 на рис. 7, точка 8 на рис. 8) требуется доводка панели по ребрам и кромкам. Для доводки в продольном направлении применяют подгибание ребер на специализированном устройстве, в поперечном – местную посадку (доводку) с помощью посадочного устройства.

Сравнение полученных размеров панели по трем продольным и пяти поперечным сечениям показало, что максимальная величина относительной погрешности (разности между высотой панели и теоретическим контуром) без учета крайних точек не превышает 7 % и составляет 1,48 мм для продольных сечений и 1,67 мм – для поперечных.

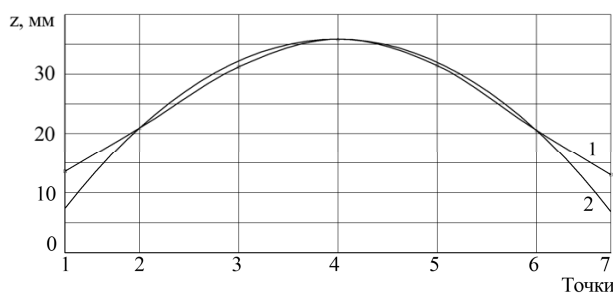


Рис. 7. Отклонения высот точек панели от теоретического контура (поперечное сечение 6-6, середина панели): 1 – экспериментальные значения; 2 – теоретический контур

При сравнении полученных значений высот четырех угловых точек 1-1, 1-7, 11-1 и 11-7 с координатами z соответственно 0, –0,19, 0,12 и –0,05 мм было установлено, что максимальная разница по высоте между угловыми точками панели составляет 0,31 мм. Это позволяет заключить, что при изготовлении панелей с оребрением методом местной гибки с посадкой (разводкой) крутка имеет малые значения и не приводит к искажению ее формы. Указанная крутка может легко компенсироваться при упругой сборке конструкции.

Относительная волнистость наружной поверхности панели по всем сечениям (без учета крайних точек) имеет удовлетворительные значения: не более 1,5 % для продольных сечений и не более 2 % – для поперечных.

Выводы

1. Рассмотрены особенности перспективного технологического процесса формообразования ребристых панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой местной гибкой с посадкой (разводкой).

2. Приведено описание конструкции разработанного для реализации процесса формообразования штампа и описан порядок его работы.

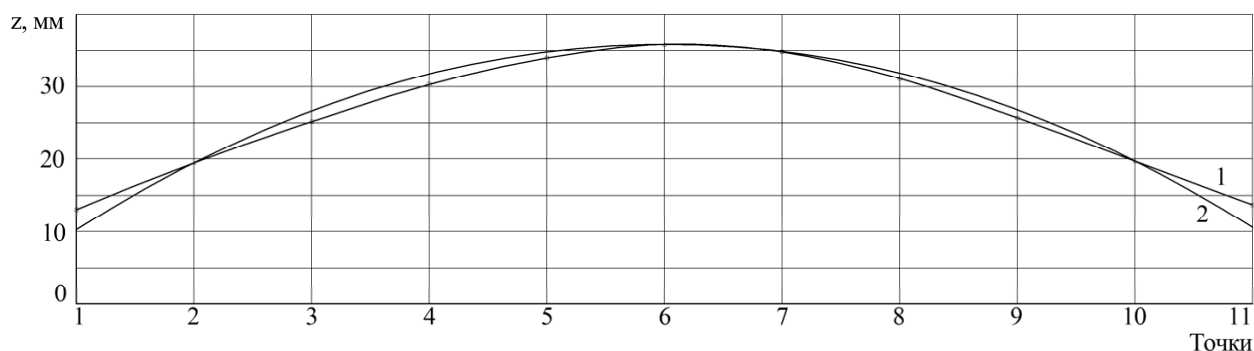


Рис. 8. Отклонения высот точек панели от теоретического контура (продольное сечение 4-4, середина панели): 1 — экспериментальные значения; 2 — теоретический контур

3. На примере получения панели двойной кривизны рассмотрена и апробирована методика расчета процесса формообразования.

4. Проведено экспериментальное исследование точности изготовления панели фюзеляжа двойной кривизны. Максимальная величина полученной относительной погрешности (разности между высотой панели и теоретическим контуром) не превышает допустимых значений. Это позволяет сделать вывод о том, что предложенная технология получения панелей местной гибкой с посадкой (разводкой) может быть эффективно использована для изготовления ребристых панелей двойной кривизны со сложной внутренней гравюрой.

Литература

1. Веричев, С. Н. *Forming of monolithic stiffened double-curvature Panels of Aircraft Structures [Текст]* / С. Н. Веричев, В. Н. Максименко, С. В. Леваков // *Proceedings of 2009 International Forum on Strategic Technologies, October 21 – 23. Ho Chi Minh City, Vietnam: Vietnam National University, Ho Chi Minh City Publishing House.* – С. 185 – 187.
2. Сиккульский, В. Т. *Создание технологии правки и доводки формы монолитных панелей без использования прессы [Текст]* / В. Т. Сиккульский // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2013. – № 3/100. – С. 31 – 35.
3. Сиккульский, В. Т. *Формообразование монолитных панелей сложных форм [Текст]* / В. Т. Сиккульский // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2013. – № 5-102. – С. 15 – 19.
4. Сиккульский, В. Т. *Формообразование панелей с продольным ребрением местной гибкой с посадкой (разводкой) [Текст]* / В. Т. Сиккульский // *Вестник Национального технического университета «Харьковский политехнический институт»: сб. науч. тр. Нац. техн. ун-та «Харьк. политехн. ин-т».* – 2014. – № 5 (1048). – С. 73 – 80.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства летательных аппаратов С. И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ ФОРМОУТВОРЕННЯ ОРЕБРЕНИХ ПАНЕЛЕЙ ПОДВІЙНОЇ КРИВИЗНИ ЗІ СКЛАДНОЮ ВНУТРІШНЬОЮ ГРАВЮРОЮ

В. Т. Сікульський, Ю. В. Д'яченко, Є. Є. Хитрих, І. О. Воронько

Розглянуто особливості отримання панелей подвійної кривизни зі складною внутрішньою гравюрою для виробів аерокосмічної техніки з використанням перспективного технологічного процесу формоутворення місцевим згинанням з посадкою (розводкою). Наведено опис обладнання, що використовується, та методику розрахунку потрібної кількості місцевих дій для отримання панелей потрібної форми та розмірів. Проведено експериментальне дослідження точності отриманих розмірів шляхом вимірювання висот точок від-

формованої панелі з подальшим співставленням отриманих даних зі значеннями координат теоретичного контуру панелі.

Ключові слова: технологічний процес, формоутворення, панель, подвійна кривизна, складна внутрішня гравюра, посадка, розводка, пластична деформація, угин.

INVESTIGATION OF SHAPING OF DOUBLE CURVED STIFFENED PANELS WITH COMPLEX INNER GEOMETRY

V. T. Sikulskiy, Y. V. Dyachenko, E. E. Khytrykh, I. O. Voronko

The article analyzes the peculiarities of manufacturing of double curved (spoon) panels with complex inner geometry for aircrafts by use of prospective manufacturing process of shaping by local bending with squeezing (stretching). The description of used equipment and the method of calculating required number of local deforming that guarantees getting of panels of required shape and dimensions, were stated. Experimental study of dimensions' accuracy was performed by measuring of shaped panel points' heights with further comparison of measurement data with theoretical contour points' values.

Key words: manufacturing process, shaping, panel, double curvature, complex inner geometry, squeezing, stretching, plastic deformation, deflection.

Сикольский Валерий Терентьевич – канд. техн. наук, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Дьяченко Юрий Вениаминович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Хитрых Евгений Евгеньевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: E.Khytrykh@yahoo.com.

Воронько Ирина Александровна – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.735.45.035

А. Ю. ДЬЯЧЕНКО, В. С. КРИВЦОВ, А. М. ТИМЧЕНКО

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

АНАЛИЗ МЕТОДОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Предложен обзор теорий и методов аэродинамического расчета несущего винта вертолета. Порядок изложения методов соответствует их концептуальному развитию. Проанализированы основные достоинства и недостатки каждого из методов. Приведены результаты выполненных расчетов распределения средней циркуляции вдоль лопасти и угла взмаха лопасти несущего винта вертолета Ми-2 с использованием схемы плоской вихревой пелены. Рассмотрены вопросы возможности наиболее рационального применения каждого метода для конкретного этапа проектирования вертолета, а также режима полета вертолѐта с учетом требуемой точности вычислений и располагаемых вычислительных ресурсов.

Ключевые слова: несущий винт, лопасть, аэродинамический расчет, азимут, угол атаки, угол взмаха, угол притекания, аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления, число Маха (M), число Рейнольдса (Re).

Введение

На этапе эскизного проектирования вертолетов выполняют основную часть расчетных и экспериментальных исследований аэродинамики и динамики несущего винта (НВ), рулевого винта (РВ) и вертолета в целом. Для повышения достоверности расчетов и снижения количества экспериментальных исследований целесообразно применять несколько (в идеале – все) теорий и методов аэродинамического расчета. Но прежде чем разрабатывать, приобретать или осваивать методики аэродинамического расчета (включая новые и известные компьютерные программы их реализации), конструктор вертолета должен четко представлять суть, возможности, особенности и сложности известных теорий и методов определения аэродинамики вертолета.

При разработке нового вертолета ключевое место занимает задача расчёта аэродинамических характеристик его НВ, так как он является элементом конструкции, в значительной степени определяющим практически все лѐтно-технические и маневренные характеристики вертолѐта.

Для расчёта аэродинамических характеристик НВ сформировалось две группы теорий:

1. В первой (классической) – распределение индуктивных скоростей v_i по диску НВ задают априори и независимо от действующих на элементы лопасти сил, а их среднее значение v_{cp} определяют, например, по теореме о количестве движения. К этой группе относится теория Глауэрта-Локка [3] и последующие её развития [3, 4, 9].

2. Во второй – индуктивные скорости v_i для ка-

ждого элемента длины лопасти (рис. 1) рассматриваются как функции аэродинамических сил, действующих на все лопасти. А эти силы являются, в свою очередь, функцией этих индуктивных скоростей. Для их определения разработаны вихревые модели, которые с той или иной степенью точности позволяют моделировать течение в области винта.

Следует рассматривать также импульсную теорию идеального винта, которая может быть использована при развитии энергетических методов аэродинамического расчета и при интерпретации результатов экспериментального определения аэродинамических характеристик НВ.

Аэродинамические силы и моменты, действующие на лопасть НВ, первоначально следует определять на основе "крыльевой" **теории элемента лопасти**, которая базируется на гипотезе плоских сечений.

Рассматривают лопасть НВ на некотором азимуте ψ . Выделяют на ней элемент dr , находящийся на радиусе r от оси вращения НВ (рис. 1).

Элемент dr относительно вектора скорости V набегающего потока воздуха имеет угол атаки α . Учитывая, что площадь данного элемента $dS = b \cdot dr$ определяют элементарные аэродинамические силы dY_a и dX_a с помощью известных соотношений [3]:

$$\begin{aligned} dY_a &= C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot dr; \\ dX_a &= C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b \cdot dr, \end{aligned} \quad (1)$$

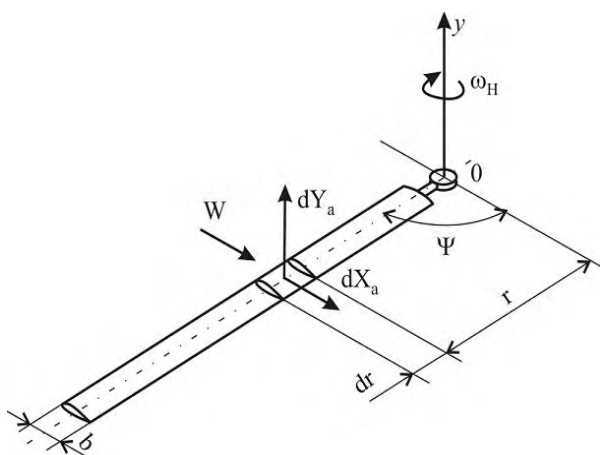


Рис. 1. Расчетная схема лопасти НВ в теории элемента её длины

где C_y , C_x — аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления профиля элемента лопасти, например, посередине его длины (определяют по данным преимущественно круговой продувки профилей).

Для нахождения элементарных аэродинамических сил вычисляют скорости обтекания V данного элемента и его угол атаки α в зависимости от режима полета вертолета. Проинтегрировав силы по радиусу лопасти, определяют аэродинамические силы и моменты одной лопасти, а затем и НВ в целом¹⁾. Следует отметить (рис. 2), что элементарные силы — тягу dT , аэродинамическое сопротивление dQ , момент dM_K сопротивления вращению элемента лопасти НВ и потребляемую мощность dN_{Π} определяют по следующим формулам [1, 3, 4, 8]:

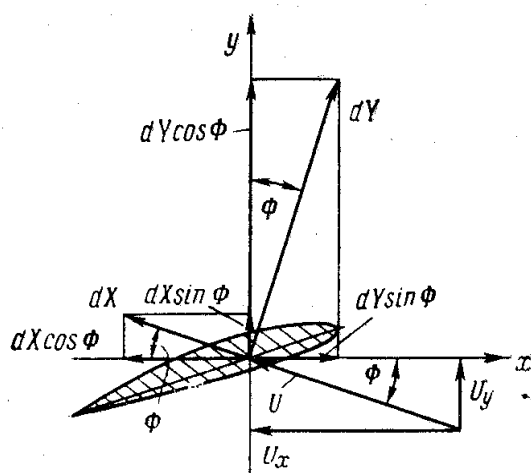


Рис. 2. Аэродинамические силы в сечении лопасти НВ вертолета

¹⁾ Влияние особенностей (интерференции лопастей, прикомлевых и концевых эффектов обтекания лопасти, интерференции потоков, отличающихся по длине лопасти вследствие геометрии в плане, крутки и др.) учитывают при этом соответствующими поправками в виде коэффициентов и функций.

$$\begin{aligned}dT &= dY_a \cos \phi + dX_a \sin \phi; \\dQ &= dX_a \cos \phi - dY_a \sin \phi; \\dM_K &= r \cdot dQ; \\dN_{\Pi} &= \omega \cdot dM_K,\end{aligned}\quad (2)$$

где $\alpha = \phi$ — угол атаки α равен углу притекания ϕ ; ω — угловая скорость вращения НВ.

1. Основные методы аэродинамического расчета

1.1. Импульсная теория

В импульсной теории индуктивные скорости находят посредством применения общих теорем механики к потоку, обтекающему НВ [3, 9]. При приближенных расчетах для вычисления сил и мощности используют формулы теории идеального НВ с поправками для реальной среды. В дифференциальной формулировке теоремы механики применяют к кольцевым элементам потока, а для определения сил и мощности используют теорию элемента лопасти. Такой подход позволяет рассчитать неравномерность поля индуктивных скоростей на осевых режимах работы НВ. Импульсная теория применяется для предварительной оценки интегральных характеристик НВ (получила распространение вследствие своей наглядности и простоты).

Для вертолета, движущегося по вертикали или висящего в воздухе неподвижно, расчетные формулы несложно получить, воспользовавшись импульсной теорией воздушных винтов, развитой Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым в 1910 г. С самого начала в ней делались допущения, что давления, возникающие в струе, создаваемой самим НВ, относительно невелики, и скорость вращения в струе уходящего от НВ воздуха мала. Для вертолета эти допущения очень близки к действительности.

Классическую вихревую теорию воздушных винтов, охватившую единым анализом и едиными формулами все типы винтов: гребные винты, НВ вертолетов, вентиляторы и ветряные двигатели, создал Н.Е. Жуковский в 1912 г. Она более точно учитывает давления и скорость вращения в струе винта и является огромным научным достижением в аэродинамике. Однако в применении к вертолетам вихревая дает те же самые формулы, что и импульсная теория, если отбросить в формулах очень малые для НВ члены, зависящие от давлений и скоростей вращения струи. Выводы же по импульсной теории во много раз нагляднее, чем по вихревой теории.

В современной импульсной теории рассматривают не всю струю сразу, а ее разбивают на отдельные

ные кольцевые струи, поэтому её тоже называют теорией элемента лопасти. Изменением скоростей по окружности в этой теории обычно пренебрегают, а скорость подсасывания (индуктивную скорость) и скорость отбрасывания берут по средним значениям. Изменение же скоростей по радиусу в этой теории учитывают. Импульсная теория исходит при выводе формул или из рассмотрения элементарной струйки, или из рассмотрения работы элемента лопасти как крыла, что позволяет получить основное выражение этой теории – уравнение связи.

В импульсной теории форма сечения лопасти задается законом изменения индуктивной скорости по лопасти, а в вихревой теории форма задается законом изменения циркуляции скорости вокруг профилей лопасти.

При вертикальном снижении вертолета формулы импульсной теории не дают объяснения возникновению режима вихревого кольца, но выражения для индуктивных скоростей позволяют разобраться в таком явлении. Поэтому формулы импульсной теории здесь применимы лишь условно, так как возникает другая форма потока, чем та, которая предполагалась при выводе этих формул. Не всегда струю винтов на этом режиме изучают с помощью наблюдения самого потока. Часто идут обратным путем и, имея полученные из опытов кривые коэффициента силы тяги и крутящего момента, находят среднюю скорость в плоскости диска винта на радиусе $r_{0,7}$ по основной формуле импульсной теории.

Импульсную теорию целесообразно использовать для расчетов первого приближения.

1.2. Классическая теория

Глауэртом и Локком была разработана (1927 г.) теория НВ автожира. При этом были учтены индуктивные скорости и маховое движение лопастей [3].

В своем анализе они применили метод тригонометрических рядов. Для определения средней индуктивной скорости на ометаемом лопастями диске НВ использовали теорию индуктивного сопротивления, дающую общие формулы для любых несущих систем. На возможность применения этой теории для расчета вертолетов впервые указали также Локк и Глауэрт.

Несущая поверхность (например, крыло или лопасть) заменена здесь так называемыми присоединенными вихрями Жуковского, идущими по размаху крыла. Они сбегает с крыла в виде вихревой пелены. Эти вихри создают в окружающем крыло воздухе так называемые индуктивные скорости. В случае крыла с эллиптическим законом изменения циркуляции по размаху вертикальная скорость скоса по всему размаху одинакова. За крылом, на расстоя-

нии его полуразмаха, эта скорость, оставаясь почти постоянной по размаху, увеличивается примерно в два раза.

Индуктивная скорость может сильно изменяться по диску винта, но средняя индуктивная скорость, вычисленная при применении секундного импульса подъемной силы для косой обдувки, оказывается одинаковой с индуктивной скоростью, вычисленной по импульсной теории. Индуктивные скорости при больших горизонтальных скоростях полета вертолета примерно в 5 раз меньше индуктивной скорости при висении.

Следует отметить, что на самом деле вихревая пелена неустойчива и быстро сворачивается в два отдельных вихревых жгута. Поэтому расчет индуктивных скоростей можно делать исходя также из так называемых "П-образных" вихрей.

При расчете вертолетов для решения дифференциального уравнения второго порядка махового движения лопастей обычно ограничиваются рядами Фурье с первыми гармониками по углу азимута лопастей. Угол взмаха, найденный при решении уравнения махового движения, используют при определении аэродинамических сил и моментов, действующих на лопасти.

В классической теории можно найти угол атаки на любом азимуте и радиусе элемента, зная угол установки лопастей. Результаты получаются довольно близкими к действительности, за исключением сечений, расположенных в прикомлевой зоне лопасти (у втулки НВ).

Много новшеств в теорию Глауэрта-Локка внесли М. Л. Миль и А. П. Проскуряков. Миль впервые изучил неустановившееся движение лопастей НВ и разработал теорию НВ с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении, представляющую собой более общий случай теории Глауэрта-Локка, написанной для прямолинейного движения. Ряд ценных теоретических исследований провел А. П. Проскуряков. Он уточнил теорию НВ с автоматом перекоса, исследовал колебания лопастей около вертикальных шарниров и первым начал исследование вопросов устойчивости движения лопастей.

Действие автомата перекоса на НВ автожира теоретически исследовал А. М. Михайлов в 1940 г [5]. Он также ввел понятие эквивалентного винта, упрощающее приложение теории Локка к винту, снабженному автоматом перекоса.

Общие критические замечания к классической теории несущего винта:

1. Угол притекания ϕ потока воздуха к элементу лопасти вычисляется весьма приближенно, так как его истинная величина

$$\phi = \arctg(W_y/W_x) \quad (3)$$

заменяется упрощенным выражением

$$\phi = W_y/W_x. \quad (3a)$$

Такая замена допустима для углов $\phi < 10^\circ$. Однако на НВ реализуется значительно больший диапазон значений углов ϕ , а на некоторых режимах полета – круговая обдувка профилей лопастей на все 360° .

2. Входящий во все выражения этой теории коэффициент подъемной силы C_y сечений вводится в виде линейной зависимости от α (или ϕ), что справедливо до $\phi = 12...14^\circ$. Угол атаки же изменяется – на все 360° .

3. Угол взмаха лопастей считается малым. На самом деле этот угол в некоторых случаях достигает величины 15° (при наличии компенсатора взмаха).

4. В этой теории пренебрегают радиальными составляющими скоростей обтекания профиля, хотя угол скольжения потока по радиусу достигает $\pm 45^\circ$. В таких условиях коэффициенты подъемной силы и аэросопротивления должны сильно изменяться.

5. Не учтено влияние скорости изменения угла атаки профиля на величину подъемной силы, а, следовательно, не учтено явление аэродинамического гистерезиса.

6. В классической теории или совсем не учитывают или учитывают грубо основные аэродинамические критерии подобия Re и M .

7. В этой теории не учитывают изменение индуктивной скорости на ометаемом лопастями диске НВ и берут ее среднее значение, что приводит к ошибочным значениям для режимов маневрирования, крутого взлета и т.д. Для нормальных режимов полета истинные индуктивные скорости оказываются малыми, и закон их изменения по диску мало влияет на окончательный результат.

8. Опыты показывают, что лопасть иногда очень сильно изгибается под действием воздушных и инерционных нагрузок и сильно закручивается, что должно заметно влиять на аэродинамику НВ.

Отклонения вычисленных по классической теории и полученных из экспериментов величин расходятся обычно на $10...15\%$, а на некоторых режимах на $20...25\%$. Поэтому классическая теория представляет собой только первое приближение для расчета НВ при косой обдувке.

Наиболее существенным усовершенствованием классической теории является использование в расчетах махового движения и аэродинамических сил методов численного интегрирования с помощью компьютеров. Это сделало возможным использова-

ние для определения C_y и C_x сечения в функции угла атаки α непосредственно экспериментальных характеристик профилей, взятых для нужного значения чисел Рейнольдса и числа Маха, и таким образом учесть также влияния сжимаемости.

В дальнейшем оказалось возможным ввести в расчеты не только исходную геометрическую форму лопасти, но и ее деформации как от изгиба в плоскости тяги и плоскости вращения, так и, что особенно важно, от кручения.

Но и после всех этих уточнений остается в силе довольно грубое допущение о равномерном распределении индуктивных скоростей по диску НВ, что приводит не только к неточностям в определении индуктивных потерь мощности, но и к ошибкам в определении истинных углов атаки отдельных сечений лопасти и отсюда – к ошибкам в профильной мощности, тяге и продольной силе.

Таким образом, дальнейшее уточнение теории НВ происходит по пути развития вихревой теории, единственно способной определить распределение индуктивных скоростей в зависимости от действующих на каждом данном элементе лопасти сил [4].

Вихревая теория, унаследовавшая все уточнения, внесенные при развитии численных методов расчета по классической теории, по существу становится наиболее точной теорией. В ее развитии можно и не пользоваться предположением о стационарности обтекания сечений лопасти и уточнять поляру сечения, используя экспериментальные данные о влиянии центробежных сил на явления, протекающие в пограничном слое.

Классическая теория НВ. Метод численного интегрирования

При расчетах следует в первую очередь отказаться от принятой в теории Глауэрта–Локка аппроксимации характеристик профиля [4].

В уточненных методах расчета в каждой точке ометаемого диска находят угол атаки и число M , а затем аэродинамические коэффициенты определяют по графикам характеристик профиля. Расчет может быть построен на основе определения β и $d\beta/d\psi$ численным интегрированием уравнения махового движения. При этом используются следующие допущения:

1. Аэродинамические коэффициенты сечений определяют без учета углов скольжения и изменений в пограничном слое из-за действия центробежных сил.

2. Пренебрегают влиянием нестационарности обтекания сечений лопасти, совершающей сложное движение, на аэродинамические характеристики

профиля. Расчет аэродинамических характеристик может выполняться вместе с расчетом деформаций лопасти и с учетом распределения индуктивных скоростей, вызванных вихревой системой произвольной формы.

Индуктивная скорость в классической теории

В классической теории для определения угла атаки лопасти необходимо найти вертикальную составляющую индуктивной скорости. В случае осевого обтекания эпюра распределения этой скорости имеет преимущественно воронкообразную форму (рис. 3,а), а в случае горизонтального полета – примерно линейное распределение (рис. 3,б) [4].

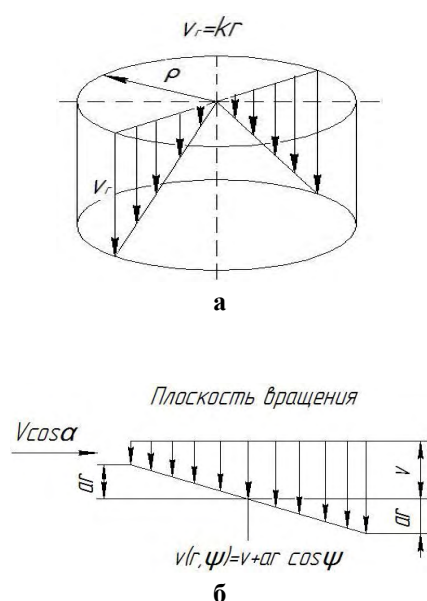


Рис. 3. Распределение индуктивной скорости в классической теории:

а – осевое обтекание; б – косая обдувка

Следует отметить, что при использовании классической теории распределение индуктивной скорости по диску винта может быть определено по импульсной теории.

Учет неоднородности распределения индуктивной скорости увеличивает индуктивные потери примерно на 13% по сравнению со случаем равномерного распределения на режиме висения. При больших скоростях полета максимальное уточнение в потребной мощности путем учета неравномерности распределения индуктивных скоростей может составить лишь 1...2 % в мощности.

Таким образом, ясно, что для расчета основных летных данных вертолета (соответствующих стационарным режимам полета) существенно более сложные расчеты аэродинамических характеристик

НВ по вихревой теории целесообразны, но не край обязательно. Уточнение в углах атаки сечений, даваемой вихревой теорией, становится необходимым при расчете напряжений в конструкции при встрече лопасти с вихревым полем, для определения граничных режимов.

1.3. Вихревые теории несущего винта

Главной задачей вихревой теории НВ является определение аэродинамических нагрузок на его лопасти с учетом неравномерного поля индуктивных скоростей [1].

Решение этой задачи позволяет:

1. Уточнить аэродинамические характеристики НВ на ускоренных режимах полета вертолета.

2. Определить как постоянные, так и переменные аэродинамические нагрузки на лопасть и по этим нагрузкам рассчитать колебания лопасти, уточнить деформации лопасти, квазипостоянные и переменные напряжения в её элементах конструкции.

С помощью вихревой теории оказывается возможным объяснить такие явления, как резкое возрастание переменных нагрузок на лопасть и вибрации вертолета на режимах малых скоростей полета. При этом поле индуктивных скоростей особенно неравномерно и наблюдается явление, которое называют индуктивным срывом потока. Последнее возникает вследствие больших индуктивных скоростей, возникающих в зоне вихрей, сходящих с законцовок лопастей.

Не менее важной задачей вихревой теории является также определение поля индуктивных скоростей, вызываемых винтом в потоке, обтекающем вертолет и его отдельные части в полете.

Вихревая теория НВ, разработанная Жуковским (в 1912–1918 гг.), предусматривает замену воздействия лопастей винта на окружающую среду воздействием системы вихрей – «присоединенных» к лопасти и «свободных», которые сбегает с лопасти и движутся по линиям тока в относительном движении. Г. И. Майкапар обобщил (в 1947 г.) вихревую теорию Жуковского, рассмотрев НВ с конечным и бесконечным числом лопастей при косом обтекании. Для случая бесконечного числа лопастей была предложена схема скошенного вихревого цилиндра.

Схема плоской вихревой пелены

При достаточно большой скорости полета вертолета можно считать, что вихревой цилиндр превращается в плоскость, а свободные вихри принимают циклоидальную форму (рис. 4). Разработка вихревой теории на базе **схемы плоской вихревой**

пелены и доведение ее до инженерного приложения осуществлены Л. С. Вильдгрубе [1, 10].

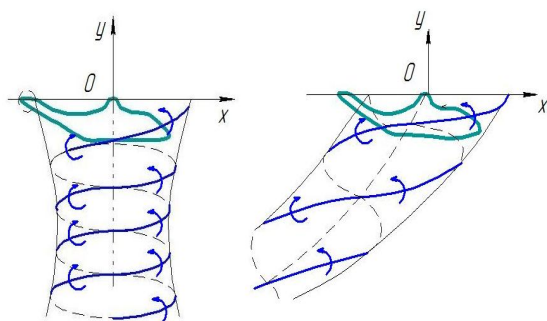


Рис. 4. Форма струи при различных режимах полета

Ниже приведены результаты расчетов угла взмаха β для вертолета Ми-2 с использованием схемы плоской вихревой пелены.

Для определения компонентов индуктивной скорости, влияющей на маховое движение, необходимо знать распределение по длине лопасти средней по окружностям ее сечений циркуляции. Необходимо отметить, что в данном случае учитывают только среднюю циркуляцию, т.е. принимают, что она постоянна по окружности сечения лопасти. В окончательном виде формула для определения циркуляции по теореме Жуковского о подъемной силе имеет следующий вид [1, 10]:

$$\bar{\Gamma}_r = B \cdot \left(\phi_3 \cdot \bar{r} \cdot \left(1 + 0,5 \cdot \mu^2 / \bar{r}^2 \right) + \mu \cdot \alpha_3 \right), \quad (4)$$

$$\text{где } B = \frac{4 \cdot \pi \cdot a_\infty \cdot \mu \cdot \bar{b}_7}{8 \cdot \pi \cdot \mu + a_\infty k \cdot \bar{b}_7 \cdot \left(1 + \mu^2 / \bar{r}^2 \right)}. \quad (5)$$

Здесь a_∞ – угловой коэффициент касательной к кривой C_y ; μ – характеристика режима работы НВ; $\bar{b}_7$ – относительная хорда лопасти в сечении на радиусе $r_{0,7}$; ϕ_3 – угол притекания к сечению лопасти эквивалентного винта; α_3 – угол атаки сечения лопасти эквивалентного несущего винта.

Маховое движение лопасти относительно плоскости вращения НВ определяют (учитывая только первую гармонику ряда Фурье) [1, 2, 3, 4, 10] по выражению

$$\beta = a_0 - a_{10} \cdot \cos \psi - b_{10} \cdot \sin \psi. \quad (6)$$

Здесь a_{10} и b_{10} – коэффициенты махового движения лопастей при отсутствии регулятора взмаха ($\bar{k} = 0$) и нейтральном положении управления ($\theta_1 = \theta_2 = 0$).

Формула для угла конусности [1, 10] имеет вид

$$a_0 \approx 0,125 \cdot \gamma \cdot C_T / \sigma, \quad (7)$$

где γ – массовая (весовая) характеристика лопасти; C_T – коэффициент силы тяги НВ (для приближенных расчетов принимают соответствующим тяге НВ равной $T_{НВ} = 1,03 \dots 1,05 \cdot G_0$); σ – коэффициент заполнения НВ; m_d – масса лопасти НВ.

Из выражения (6) после подстановок всех известных величин получим для прямоугольной лопасти с коэффициентом концевых потерь $\chi \approx 0,94$ при коэффициенте компенсатора взмаха $\bar{k} = 0$ и угле общего шага, равного углу атаки (углу притекания) эквивалентного винта $\phi_0 = \phi_{03}$ [1, 10]

$$a_{10} = (1,5 \cdot \mu - 0,6 \cdot \sigma) \cdot C_T / \sigma - 1,64 \cdot \mu^2 \cdot \alpha_3. \quad (8)$$

Согласно (6) запишем формулу для нахождения b_{10} в случае прямоугольной лопасти [1, 10]

$$b_{10} = \left(\frac{4}{3} \cdot \mu \cdot a_0 - 4 \cdot \hat{V}_b \right) / \left(1 + \frac{1}{2} \cdot \mu^2 \right), \quad (9)$$

где $\hat{V}_b$ – составляющая индуктивной скорости, при вычислении которой используют распределение циркуляции по радиусу лопасти и табличные значения одного из коэффициентов при разложении индуктивной скорости в ряд Фурье.

Согласно данной методике была разработана программа расчета циркуляции и коэффициентов махового движения лопастей для вертолета Ми-2 на двух режимах горизонтального полета с относительной скоростью $\mu = 0,15$ и $\mu = 0,25$. Практические результаты приведены в [6]. Расчетные данные показаны на рис. 5 и 6

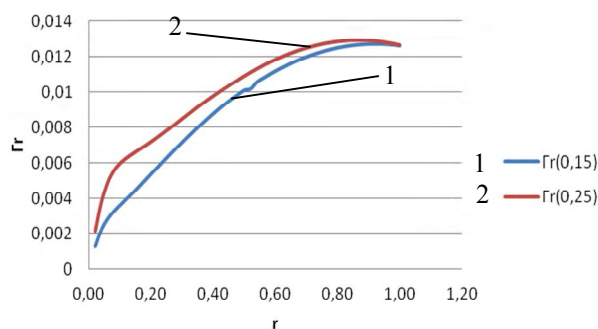


Рис. 5. Эпюра средних (по окружностям движения элементов лопасти) циркуляций по относительному радиусу лопасти

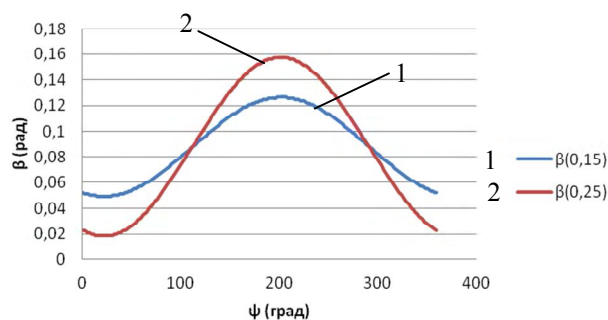


Рис. 6. Зависимость угла β взмаха лопасти от ее азимутального положения

Линейная и нелинейная вихревые теории

Для расчёта распределённых и интегральных аэродинамических характеристик НВ в настоящее время широко используют **линейные вихревые теории**. В вихревой теории НВ заменяют системой из присоединённых и свободных вихрей. Если каждая лопасть НВ, рассматриваемая отдельно от остальных, характеризуется своей индивидуальной вихревой системой, то такую теорию называют **лопастной**. Если НВ заменить активным диском, что соответствует переходу к винту с бесконечным числом лопастей, который каждой своей точкой оказывает силовое воздействие на окружающую среду, то соответствующую теорию называют **дисковой**.

В линейных теориях задачу о деформации системы свободных вихрей не решают или решают в упрощённом виде. Предполагают, что свободные вихри движутся вместе с невозмущённым потоком или же учитывается главная часть деформаций (**квазилинейные теории**). В любом случае, форму следа за винтом постулируют [1, 4].

Допущения квазилинейной вихревой теории НВ

Для НВ характерны малые скорости вертикального перемещения, при которых влияние индуктивных скоростей на форму свободных вихрей весьма значительно и должно быть учтено. Для этого задачу НВ при малой скорости полета решают приближенно численным методом на основе обычных допущений теории винта и известной гипотезы, применяемой при малой скорости полета [1]:

1. Лопасть НВ схематизируется радиальным отрезком несущей линии с переменной по длине циркуляцией.
2. Обтекание профилей лопасти НВ плоское.
3. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки предполагается линейной.

4. Отделяющиеся от произвольной точки вращающейся несущей линии элементы свободных вихрей движутся в пространстве прямолинейно со скоростью, равной сумме скорости набегающего потока и средней по ометаемому диску индуктивной скорости, что дает главную часть влияния поля индуктивных скоростей на движение вихрей.

В соответствии с первой теоремой Гельмгольца о вихрях от произвольной точки несущей линии будут непрерывно отделяться элементы вихрей, которые, перемещаясь вместе с частицами потока, образуют свободный вихрь. Совокупность таких вихрей образует вихревую пелену. Составив параметрические уравнения поверхности вихревой пелены и подставив эти соотношения в известную формулу Био-Савара, можно получить индуктивные скорости, индуцированные системой свободных вихрей винта.

Таким образом, в основе данного численного метода лежит замена непрерывного вихревого слоя совокупностью дискретных подковообразных вихрей.

Применение схемы тонкой несущей поверхности

Гипотеза плоских сечений не вполне корректна, если обтекание лопастей существенно отличается от плоскопараллельного. В этом случае при определении аэродинамических нагрузок оправдано применение теорий, в которых лопасть рассматривают как тонкую несущую поверхность, что позволяет рассчитать несущие свойства лопастей [1, 7, 8].

Применение схемы несущей поверхности к расчету НВ вызвано необходимостью изучения обтекания концевой части лопасти, где классическая схема несущей линии не применима. В общем случае задача сводится к интегрированию уравнения неразрывности.

Граничным условием задачи будет условие плавного и безотрывного обтекания, согласно которому нормальная составляющая относительной скорости потока на несущей поверхности равна нулю. Постулат Чаплыгина – Жуковского о конечности скорости на задней кромке обеспечивает единственность решения задачи.

Несущая поверхность может быть заменена слоем присоединенных вихрей, интенсивность которых зависит от положения их на поверхности. В соответствии с теоремой о постоянстве циркуляции на слое присоединенных вихрей непрерывно образуются элементы свободных вихрей, которые сначала перемещаются по несущей поверхности, а затем сбегая с нее и движутся по линиям тока, образуя слой свободных вихрей. Связь вектора индуктивной

скорости с интенсивностью слоя вихрей выражается интегральным соотношением на основе закона Био-Савара. Это соотношение является решением уравнения неразрывности, поэтому задача сводится к расчету интенсивности вихревого слоя на основе граничных условий. Математически эта задача сводится к решению основного интегрального уравнения типа Фредгольма первого рода. По вычисленному распределению интенсивности присоединенных вихрей аэродинамические нагрузки определяют по теореме Жуковского в основном.

Для практических расчетов вихревой слой представляется совокупностью дискретных подковообразных вихрей. В результате такого подхода основное интегральное уравнение заменяется системой алгебраических уравнений, определяющей искомые циркуляции дискретных вихрей.

Решение задачи расчёта сил сопротивления лопасти и крутящего момента НВ при таком подходе содержит определённые трудности, связанные с корректным составлением и решением больших систем алгебраических уравнений.

Нелинейная вихревая теория

В последние годы благодаря бурному развитию вычислительной техники появилась возможность применения **нелинейных вихревых теорий** для решения практических задач, в том числе моделирования аэродинамики несущего винта при боевом маневрировании вертолёта [1].

Основным допущением линейной теории для расчета индуктивных скоростей является то, что перенос вихрей происходит с постоянной скоростью. Это допущение позволяет сразу построить форму вихревой пелены, вводимую далее в расчеты индуктивных скоростей. Линейная теория дает хорошие результаты, если индуктивные скорости малы по сравнению со скоростями набегающего на винт однородного потока, так что скорости переноса вихрей близки к скорости невозмущенного потока. Такой случай имеет место при полете вертолета с большой горизонтальной скоростью. При полете же с малой скоростью индуктивные скорости сравнимы со скоростью набегающего потока и, являясь переменными, приводят к деформации реальной системы вихрей по сравнению с теоретической схемой линейной теории. Для уточнения поля скоростей течения, вызываемого винтом на этих режимах, расположение вихрей желательно определять вместе с полем вызываемых ими переменных индуктивных скоростей. При этом требуется разработка еще более сложных расчетных программ, реализуемых на компьютерах соответствующего уровня.

1.4. Метод численного интегрирования уравнений Навье-Стокса

В последнее время получили развитие методы расчёта характеристик НВ с помощью численного решения системы уравнений Навье-Стокса. Точность таких расчетных методов в определении аэродинамических сил и моментов значительно возросла за счет, как уточнения математических моделей, так и усовершенствования прикладных пакетов для построения расчетных сеток [11].

В настоящее время наиболее распространенными методами моделирования турбулентных течений являются методы, основанные на решении уравнений Рейнольдса, возникающих вследствие применения осреднения уравнений Навье-Стокса (например, RANS, URANS). Вместе с тем, результаты расчетов по этим методам очень чувствительны к выбору той или иной замыкающей полуэмпирической модели турбулентности, а иногда и просто не способны отразить характерные особенности, присущие реальным турбулентным течениям. Свойственная этим моделям генерация высокого уровня турбулентной вязкости препятствует развитию крупномасштабных трехмерных пульсаций, которые в действительности определяют структуру осредненного движения. Этот подход не в состоянии обеспечить приемлемую для практики точность описания турбулентных течений при наличии в потоке обширных отрывных зон. Считается, что возможности усовершенствования полуэмпирических моделей в принципе еще не исчерпаны, но существенный прогресс в этой области весьма затруднен. Это объясняется специфическими физическими особенностями отрывных течений, в частности, наличием в них так называемых организованных (когерентных) вихревых нестационарных структур, геометрические параметры которых определяются конкретными характеристиками рассматриваемого течения и граничными условиями. Это делает построение универсальной полуэмпирической модели турбулентности для расчета отрывных течений исключительно сложной, если вообще разрешимой задачей. Метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) предполагает аккуратный расчет переноса импульса и тепла лишь крупными, энергетически важными структурами, что позволяет рассчитывать термоконвективные течения – при относительно высоких значениях числа Рейнольдса с привлечением сравнительно простых замыкающих моделей. Однако моделирование турбулентных течений в присутствии твердых границ на основе метода LES в чистом виде сопровождается требованиями по сеточному разрешению пристеночных областей, в которых присутствуют относи-

тельно мелкие вихри. Стремление преодолеть ограничения RANS и LES привело к появлению гибридного подхода в 1997 г. Был сформулирован новый подход к моделированию отрывных течений, получивший название – метод Моделирования Отсоединенных Вихрей (Detached Eddy Simulation, DES). В этом методе пристеночные области рассчитывают на основе RANS, а вне их используют LES.

Среди названных подходов к численному описанию турбулентности все возрастающей привлекательностью обладает метод прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation, DNS). Однако метод DNS обеспечивает надежность результатов расчетов только при полном разрешении всех составляющих движения. Выполнение данного условия налагает жесткие требования к вычислительным ресурсам, быстро возрастающие при увеличении чисел Рейнольдса. Поэтому характерной особенностью течений, исследованных до настоящего времени в рамках DNS, является их пространственная ограниченность (течения в канале, пограничный слой) при сравнительно небольших числах Рейнольдса.

Несмотря на бурный (экспоненциальный) рост производительности компьютеров и значительные успехи, достигнутые в последние годы в области построения эффективных численных алгоритмов для решения задач аэродинамики и теплообмена, расчет турбулентных течений, как и на протяжении многих предшествующих десятилетий, является одной из наиболее сложных проблем вычислительной аэродинамики.

Вместе с тем общий прогресс вычислительной аэродинамики существенно способствует решению проблем моделирования турбулентности. В частности, в последние годы все большее применение находят подходы к моделированию турбулентности,

базирующиеся на первых принципах аэродинамики (DNS, LES). Однако из-за крайней вычислительной трудоемкости этих подходов их широкое практическое использование для решения сложных задач аэродинамики может начаться лишь в ближайшем будущем. Данный вывод наглядно иллюстрирует таблица, заимствованная из работы [12], опубликованной в 2000 году.

В таблице представлены оценки вычислительных ресурсов, необходимых для расчета обтекания типичного гражданского самолета или автомобиля с использованием всех известных методов расчета турбулентных течений, начиная от полуэмпирических методов, базирующихся на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса (RANS) и кончая полностью свободным от эмпиризма методом DNS. Данные этой таблицы для RANS основаны на реальном опыте использования соответствующих методов, имевшемся в 2000 г., а прогноз готовности методов DNS, LES и DES сделан на основе весьма оптимистичной оценки темпов роста производительности компьютеров (в два раза каждые пять лет). При этом оценки вычислительных ресурсов, необходимых для DNS, LES и DES, основываются на общих представлениях о характеристиках турбулентности и свойствах указанных методов. В применении к задачам моделирования обтекания НВ вертолёта кроме указанной сложности задачи моделирования внешнего обтекания нестационарным потоком существует также ряд специфических трудностей – в частности, учет изгибных и крутильных деформаций лопасти. По этой причине остаётся целесообразным использование вихревых теорий при моделировании вихревого следа за НВ и его влияния на формы поверхностей выступающих в поток элементов конструкции вертолёта.

Таблица

Вычислительные ресурсы и перспективы практического применения различных подходов к моделированию турбулентных течений [11, 12]

Метод	Необходимое число узлов сетки	Необходимое число шагов по времени	Год готовности ^{*)}
3D STEADY RANS	10^7	10^3	1985
3D UNSTEADY RANS	10^7	$10^{3.5}$	1995
DES	10^8	10^4	2000
LES ^{**)}	$10^{11.5}$	$10^{6.7}$	2045
DNS	10^{16}	$10^{7.7}$	2080 ^{***)}

^{*)} Под готовностью подразумевается возможность расчета одного варианта в течение суток на самых мощных из доступных компьютеров.

^{**)} Имеется в виду LES с пристеночным RANS моделированием; в случае LES вплоть до твердых стенок затраты оказываются сопоставимыми с затратами DNS.

^{***)} На компьютере с производительностью 1 терафлоп время расчета составляет ~5000 лет!

1.5. Метод дискретных вихрей

Появление нового, весьма мощного и общего метода исследований – численного эксперимента – как никогда ранее тесно увязало физическое содержание задачи, математическую формулировку и численный метод её решения, учитывающий особенности компьютерной техники.

Перспективность вихревых методов обусловлена тем, что во многих практических задачах обтекания тел завихренность сосредоточена в относительно небольших объемах – следах тел. Это позволяет сосредоточить вычислительные ресурсы в таких областях, достигая там высокого разрешения структуры течения с относительно небольшими затратами. Вихревые модели допускают бессеточную реализацию, что является их значительным преимуществом, так как построение сеток с существенно различной степенью детализации в разных областях течения представляет собой достаточно сложную задачу, особенно при рассмотрении обтекания тел изменяющейся формы и с подвижными границами течения. Еще одним важным преимуществом вихревых бессеточных методов является простота удовлетворения граничных условий на бесконечности при решении задач внешнего обтекания.

Идея рассматриваемого подхода, получившего название «метод дискретных вихрей», состоит в следующем. Непрерывный вихревой слой, моделирующий несущую поверхность и след за ней, заменяют системой дискретных вихрей. На несущей поверхности выбирают точки, называемые расчетными, в которых выполняется условие непротекания (сумма нормальных составляющих скоростей, индуцируемых вихрями, и набегающего потока равны нулю) (рис. 7, 8). Задача нахождения неизвестных циркуляций дискретных вихрей сводится к системе линейных алгебраических уравнений [7, 8, 13 - 19].

Решение задачи не единственно и может иметь особенности на краях и изломах несущей поверхности. Нужный класс решения определяется физическим содержанием задачи и выделяется выбором указанных особенностей. В методе дискретных вихрей он осуществляется следующим образом (Б-условие метода дискретных вихрей). К тем краям, где решение должно быть неограниченным, ближайшими располагают дискретные вихри, а к тем, где оно ограничено, – расчетные точки. Кроме того, суммы, которыми заменяют сингулярные интегралы в теории несущей поверхности, должны соответствовать главным значениям интегралов в смысле Коши. Для этого внутренние расчетные точки должны лежать посередине между вихрями на поверхности (или стремиться к этим положениям).

Вихревое моделирование течений осуществляется на основе уравнений, не содержащих давления, так как уравнение эволюции поля завихренности получается из уравнений Навье – Стокса после применения к нему оператора rot , в результате чего давление выпадает. Это облегчает решение уравнений, однако в случае, когда требуется вычисление сил, действующих на тела, или распределения давления в пространстве течения, необходимо иметь формулы для восстановления этих величин из характеристик вихревого поля.

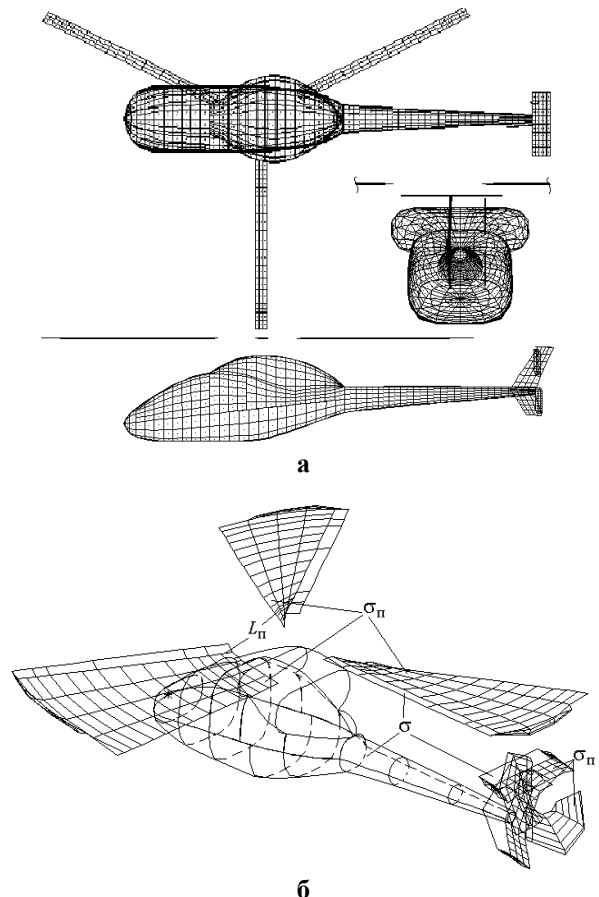


Рис. 7. Вихревая схема вертолета [19]:

а – расчетная вихревая схема;

б – вихревая схема компоновки

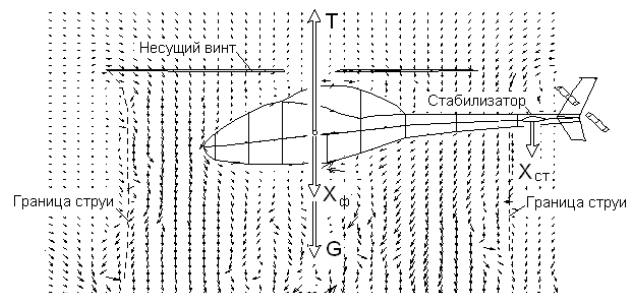


Рис. 8. Влияние планера вертолета на поток от НВ при режиме висения [19]

Для расчета давления в безвихревых областях нестационарного течения методом дискретных вихрей обычно применяют формулу Коши-Лагранжа. При этом потенциал скорости вычисляют как интеграл от потенциалов прямолинейных или замкнутых вихревых нитей. Но эта формула неприменима в вихревых и неодносвязных областях. Поэтому приходится интегрировать уравнения движения жидкости, предварительно вычисляя производные скорости по пространству и времени, что в случае дискретного распределения вихрей является довольно сложной процедурой. Задача еще более усложняется при вихревом моделировании вязких течений, для которых в уравнениях движения жидкости присутствуют вторые производные по пространству. Решение уравнения Пуассона для давления, применяемое на эйлеровых сетках, в бессеточных методах все же трудно реализуемо.

Выводы

В связи со сложностью решения задач аэродинамики и динамики несущего винта вертолета необходимо, прежде чем проводить наземные экспериментальные исследования и лётные испытания, использовать все доступные и/или освоенные методы расчета. Для этого следует продолжать разрабатывать эффективные методики, алгоритмы, программы реализации, обработки и интерпретации результатов расчета аэродинамических нагрузок, действующих на лопасти и НВ в целом на различных режимах полета вертолета. Целесообразно применять каждый из приведенных методов расчета на соответствующих этапах проектирования вертолета с учетом требуемой для каждого этапа точностью. Так, на этапе предварительного проектирования вертолета вполне достаточным является применение "крыльевой" теории элемента лопасти, базирующейся на гипотезе плоских сечений, с использованием импульсной и фрагментов классической теорий. Следует отметить, что на наиболее трудоемком и ответственном этапе эскизного проектирования вертолета хорошие расчетные результаты дает получить совместное применение классической теории (метод численного интегрирования) и метода дискретных вихрей при активном использовании прикладных расчетных программ и современных сред ЭВМ.

Литература

1. Теория несущего винта [Текст] / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Возжаев, Г.И. Майкопар; под. ред. д-ра техн. наук А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.

2. Проскураков, А. П. Аэродинамический расчет несущего винта с переменным по азимуту углом установки лопасти [Текст] / А. П. Проскураков // Труды ЛПИИ. – 1946. – № 16. – С. 1–18.

3. Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов [Текст] / Б. Н. Юрьев. – М.: Оборонгиз, 1956. – 559 с.

4. Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман и др. – М.: Машиностроение, 1966. – 456 с.

5. Михайлов, А. Н. Теория ротора автожира с переменным углом установки [Текст] / А. Н. Михайлов // ТВФ. – 1940. – № 3. – С. 54–66.

6. Зозуля, В. Б. Практическая аэродинамика вертолета Ми-2 [Текст] / В. Б. Зозуля, К. Н. Лалетин, Н. И. Гученко. – М.: Воздушный транспорт, 1984. – 176 с.

7. Белоцерковский, С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа [Текст] / С. М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1965. – 244 с.

8. Белоцерковский, С. М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов [Текст] / С. М. Белоцерковский, Б. Е. Локтев, М. И. Ништ. – М.: Машиностроение, 1992. – 221 с.

9. Джонсон, У. Теория вертолета [Текст] / У. Джонсон. – М.: Мир, 1983. – Кн. I. – 502 с.

10. Вильдгрубе, Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных [Текст] / Л. С. Вильдгрубе. – М.: Машиностроение, 1977. – 150 с.

11. Гарбарук, А. В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений [Текст] / А. В. Гарбарук, М. Х. Стрелец, М. Л. Шур. – Спб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.

12. Spalart, P.R. Strategies for turbulence modeling and simulations [Text] / P. R. Spalart // Int. J. Heat Fluid Flow. – 2000. – V. 21. – P. 252–263.

13. Белоцерковский, С. М. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях [Текст] / С. М. Белоцерковский, И. К. Лифанов. – М.: Наука, 1985. – 256 с.

14. Лифанов, И. К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент [Текст] / И. К. Лифанов. – М.: ТОО "Янус", 1995. – 504 с.

15. Ковалев, Е. Д. Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета [Текст] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // Технология и организация производства. – К.: Укр. НИИНТИ., 1992. – № 1. – С. 54–58.

16. Ковалев, Е. Д. Аэродинамическое проектирование воздушного винта [Электронный ресурс] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // Авиация общего назначения. – Харьков, 1999. – № 6. – Режим доступа: <http://www.aviajournal.com/archiv/1999/699/Fr699.htm>. – 12.04.2014.

17. Ковалев, Е. Д. Расчет аэродинамических характеристик воздушных винтов численными

методами [Электронный ресурс] / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко // *Авиация общего назначения*. – Харьков, 1999. – № 11. – Режим доступа: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/1199/st6_1199.html. – 12.04.2014.

18. Ковалев, Е. Д. Исследование аэроупругих характеристик лопастей несущего и рулевого винтов вертолета [Текст] / Е. Д. Ковалев, А. М. Тимченко,

В. Н. Чередников // *Вісті Акад. інж. наук України "Машинобудування і прогресивні технології"*. – К., 2006. – Спец. випуск № 3(30). – С. 132 - 136.

19. *Общее проектирование тяжелых одновинтовых вертолетов [Текст] : учебник / А. Г. Гребеников, А. М. Тимченко, Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко и др. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 507 с.*

Поступила в редакцию 12.04.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, гл. науч. сотр. кафедры аэрогидродинамики Ю. А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».

АНАЛІЗ МЕТОДІВ АЕРОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА

О. Ю. Дьяченко, В. С. Кривцов, О. М. Тимченко

Запропоновано огляд та аналіз теорій і методів аеродинамічного розрахунку несучого гвинта вертольота. Порядок викладу методів відповідає їх концептуальному розвитку. Проаналізовано основні переваги та недоліки кожного з методів. Наведено результати виконаних розрахунків розподілу середньої циркуляції вздовж лопаті та кута маху лопаті несучого гвинта вертольота Мі-2 з використанням схеми плоскої вихрової пелени. Розглянуто питання можливості найбільш раціонального застосування кожного методу для конкретного етапу проектування вертольота, а також режиму польоту вертольота з урахуванням необхідної точності обчислень і наявних обчислювальних ресурсів.

Ключові слова: несучий гвинт, лопать, аеродинамічний розрахунок, азимут, кут атаки, кут маху, кут притікання, аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, число Маха (M), число Рейнольдса (Re).

ANALYSIS METHODS OF AERODYNAMIC CALCULATIONS OF HELICOPTER'S ROTOR

O. Ju. Diachenko, V. S. Krivtsov, O. M. Timchenko

An overview of theories and methods for aerodynamic calculations of a helicopter rotor is presented. The order of methods presentation is consistent with their conceptual development. Main advantages and disadvantages of each method are analyzed. Results of calculations of the average circulation distribution along the blade and the flapping angle of the helicopter Mi-2 blade using the plane vortex sheet scheme are presented. Taking into account required calculation accuracy and availability of computational resources, the possibility of application of each method in the best possible manner for a particular design phase and flight mode is considered.

Keywords: main rotor, blade, aerodynamic calculation, azimuth, angle of attack, flapping angle, flow angle, aerodynamic coefficients of lift and drag forces, the Mach number (M), the Reynolds number (Re).

Дьяченко Александр Юрьевич – аспирант каф. технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: sania.dja4enko@yandex.ua.

Кривцов Владимир Станиславович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии производства летательных аппаратов, ректор, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Тимченко Алексей Михайлович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: amtimchenko@mail.ru.

УДК 533.666.2: 629.7

Ю. Г. МЕХОНОШИН¹, В. Н. ЧИЖУХИН², П. И. ИВАНОВ³, Р. П. ИВАНОВ⁴¹ ЗАО «Научно-внедренческий центр «Атмосфера», Россия² ОАО РКК «Энергия», Россия³ ГП НИИ аэроупругих систем, Россия⁴ г. Харьков, Украина

ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ РАЗРАБОТКИ, ВЫБОР КОНЦЕПЦИИ И ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

В работе рассматривается и обсуждается проблема спасения с помощью парашютной системы наиболее ценной составляющей ракеты-носителя – двигательного отсека с жидкостным реактивным двигателем с целью оценки возможности его многократного использования. Приводятся и обосновываются причины, заставляющие разработчиков проводить детальные исследования этой проблемы. Предложена концепция выбора воздушно-космической парашютной системы. Приводятся некоторые результаты баллистических и других расчетов, выполненных в процессе поиска возможных вариантов решения проблемы. Выявлен ряд существенных факторов, которые могут оказаться возможными препятствиями на пути поиска решения проблемы. Предложены варианты конструкции воздушно-космической парашютной системы.

Ключевые слова: воздушно-космическая парашютная система, выбор концепции, проблемные вопросы проектирования.

Введение

Все космические аппараты выводятся на свои орбиты искусственных спутников Земли (ИСЗ) с помощью транспортных космических систем (ТКС).

Энергетические затраты на запуск искусственного спутника Земли сегодня таковы, что масса космических аппаратов, выводимых на низкие орбиты, составляет не более 5,5% стартовой массы ракеты-носителя, а при выведении на геостационарную орбиту – менее 1,5%.

Понятно, почему так велика стоимость выведения полезной нагрузки в космос: от 3 до 30 тысяч долларов США за один килограмм.

Основу современного парка ТКС составляют одноразовые ракеты-носители (РН).

Современные одноразовые РН привязаны к определенным стартовым комплексам. Вследствие этого, при выведении на орбиты с наклонением, меньшим широты точки старта, требуются дополнительные энергетические затраты на поворот плоскости орбиты, что уменьшает экономическую эффективность системы.

Кроме того, необходимы обширные зоны отчуждения земель в местах падения отработавших ступеней РН [1].

Основными критериями, практически полностью определяющими целесообразность разработки и создания новых ТКС, являются их экономическая

эффективность, а в последние годы также и экологическая безопасность.

В настоящее время поиски путей повышения экономической эффективности и экологической безопасности ТКС проходят в трех основных направлениях [1]:

- модульность конструкции, позволяющая на базе типовых модулей создавать различные семейства РН. За счет увеличения серийности выпуска отдельных модулей сокращаются затраты на производство ТКС. Модульность конструкции особенно важна для совершенствования современных одноразовых ракет-носителей;

- многократность, предполагающая спасение и повторное использование конструкции ТКС или ее элементов;

- мобильность, сочетающая подвижность старта ТКС с его оперативностью и автономностью запуска.

Существенными факторами, определяющими перспективы развития ТКС, являются прогнозируемый объем грузопотоков и номенклатура полезных грузов.

В настоящее время отсутствует явная тенденция к росту объема грузопотока, что сдерживает привлечение инвестиций, без которых создание перспективных ТКС нового поколения невозможно.

Все эти обстоятельства приводят к необходимости поиска малозатратных технических решений,

на основе которых можно было бы создать более экономичные транспортные космические системы [1].

1. Постановка задачи

Цель настоящей работы – обоснование необходимости проектирования и выбор концепции для воздушно-космической парашютной системы, обсуждение выбранной концепции, что связано с важной практической задачей спасения возвращаемых на Землю объектов и разделяемых ступеней ракет-носителей.

Последние исследования и публикации, на которые опираются авторы данной статьи, представлены в работах [1-4].

2. Основная часть

2.1. Техническое решение

Одним из таких технических решений является спасение и многократное повторное применение ракетного блока (РБ) или его наиболее ценной составляющей – двигательного отсека (ДО) с жидкостным реактивным двигателем (ЖРД) посредством применения парашютной системы (ПС).

В зависимости от назначения и ресурса ЖРД – его цена может достигать до 90% от стоимости РБ. Корпус РБ представляет собой пустотелую конструкцию – баки из алюминиевых сплавов с трубопроводами, оснащенные электропневмоприводными дренажными и отсечными клапанами компонентов.

Его спасение также возможно и целесообразно, хотя бы из-за исключения районов падения фрагментов РБ при стохастическом разрушении корпуса к высотам $H \approx 20\text{--}15\text{ км}$.

В этом случае корпус РБ хотя и приземляется с относительно большой скоростью $V \leq 15\text{ м/с}$, но, тем не менее, сохраняет свою целостность. РБ может быть эвакуирован с места приземления как объект вертолетом или иным транспортом, а отдельные узлы и клапаны РБ демонтированы, проверены на работоспособность и могут быть повторно использованы в составе другого РБ [1].

Приземление РБ производится точечным касанием с его последующей эвакуацией.

Повреждений и какого-либо экологического воздействия, по сравнению с районом широкого рассеивания, при стохастическом падении фрагментов РБ данному участку приземления практически не наносится.

Следовательно, часть весьма обширных зон не выводится из землепользования.

Таким образом, при спасении РБ посредством ПС районы падения переводятся в другую катего-

рию – районы приземления РБ, и тогда уже не производятся выплаты за их отчуждение из средств финансирования запуска РН.

Снижение РБ на ПС занимает десятки минут.

Координаты приземления РБ на ПС при таких условиях несложно получить по данным радиолокационного сопровождения, так как отсутствует разрушение РБ.

Это снижает трудозатраты по поиску РБ, и данную статью затрат в составе общих расходов на запуск РН можно также уменьшить.

2.2. Выбор концепции

Из выше сказанного следует необходимость в предложении и обосновании новой концепции применения ПС с новыми для парашютостроения (учитывая ее тяжелые режимы и условия работы, теплонапряженность трассы полета) серийными высокотемпературными, термостойкими и термопрочными кремнеземными и кварцевыми текстильными материалами, которую уже можно выделить в новый класс воздушно-космических парашютных систем (ВКПС).

В соответствии с этой концепцией стабилизация, торможение, снижение и приземление РБ массой 3,5–11 тонн может выполняться на одних и тех же парашютах, изготовленных из высокотемпературных текстильных материалов, образующих ВКПС, причем ввод ВКПС в действие может производиться и сразу же после отделения отработанного ракетного блока от РН.

В качестве такой воздушно-космической парашютной системы может быть предложена многокупольная парашютная система, обоснование в пользу выбора которой будет приведено ниже.

2.3. Описание процесса функционирования воздушно-космических парашютных систем

Общая схема работы ВКПС с вертолетным подхватом отделяемого ДО приведена на рис. 1.

ВКПС начинает работу в высокоразреженных слоях атмосферы (более 60 км) на гиперзвуковых скоростях порядка 3 км/с и траекторных углах от 17° до 30° .

На одних и тех же парашютах производится стабилизация и торможение как на восходящем участке траектории при подъеме в точку апогея, так и на нисходящей ее ветви – при снижении.

Основное уменьшение величины скорости до $M < 1$ и выход на вертикальное снижение должно происходить к высоте порядка 40–45 км до входа в относительно плотные слои атмосферы, и заканчивается либо приземлением РБ со скоростью от 7 до 15 м/с, либо его вертолетным подхватом в воздухе.



Рис. 1. Схема действия ВКПС для отделяемого ДО ракетносителя «Союз-2-1в»

Таким образом, все режимы аэродинамического и теплового нагружения ВКПС при наполнении куполов парашютов и стабилизации на гиперзвуковых скоростях, торможение от гиперзвуковой скорости до сверхзвуковой, преодоление критичной трансзвуковой области с перестройкой обтекания парашютов в области $V \approx 1$ М и выход на дозвуковую – должны происходить при относительно малой интенсивности и протяженности скачков уплотнения в условиях воздушной среды чрезвычайно малой плотности (в десятки тысяч раз меньшей по сравнению с приземной плотностью).

Обычно это происходит в диапазоне высот от 60 до 80 км на восходящей части траектории, через апогейную точку на высоте 150 км, и нисходящей ветви траектории от 150 до 40–45 км.

Нужно отметить, что в 1965-1990 г.г. аналогичным образом, но на еще больших положительных траекторных углах (до $\theta = 85^\circ$), вводились в действие и работали на скоростях от 1 до 2,3 М – ПС с площадью купола до 100 м^2 , изготовленные из обычных капроновых материалов, применяемые для отделяющихся головных частей (ГЧ) метеорокет, массой порядка 12–80 кг.

В 1985-1989 г.г. ЦАО успешно применяло ПС с площадью купола 100 м^2 более чем в 50 пусках метеорокеты М-100Б при вводе на скорости до 2 М и высоте 80-90 км (и более 3000 пусков ПС площадью 42 м^2 на метеорокете М-100). На основании этих данных можно сделать обоснованное предположе-

ние о том, что, по крайней мере, при вводе однокупольных ВКПС с площадью 500 м^2 на высоте 80-90 км и скорости до 6 М – особых проблем с вводом и раскрытием купола ожидать не следует. Здесь, вероятно, возможно раскрытие ВКПС без каких-либо вспомогательных систем принудительного раскрытия купола [2].

2.4. Анализ результатов предварительных баллистических расчетов

Рассматривалось движение хвостового отсека (ХО) полетной массой $m = 5,5 \text{ т}$ с миделевым сечением площадью 12 м^2 после разделения РН и введения в действие трехкупольной связки ПС суммарной площадью $F_{\Pi} = 1500 \text{ м}^2$ с коэффициентом сопротивления $c_{\Pi} = 0,5$ при следующих начальных режимах и условиях: $H = 66 \text{ км}$, $V = 2800 \text{ м/с}$. Параметры атмосферы брались в соответствии со стандартом [3]. Влияние числа Маха на коэффициент сопротивления ПС на гиперзвуковых режимах учитывалось. Расчеты выполнялись для двух значений траекторных углов: $\theta = 20^\circ$ и $\theta = 30^\circ$.

Расчеты показали следующее.

При $\theta = 30^\circ$ точка апогея достигается на высоте 150 км к 138 секунде с момента разделения. Скорость системы в точке апогея составляет 2055 м/с. Возвращение на высоту разделения $H = 66 \text{ км}$ происходит на 277 с, при этом скорость системы составляет 2131 м/с, скоростной напор $q = 323 \text{ н/м}^2$, число

Маха $M=6,98$, перегрузка $n=4,6$, температура и давление в точках торможения потока $T_T=2532^0\text{ К}$ и $P_T=4255\text{ н/м}^2$ соответственно. Переход к дозвуковому режиму ($M=1$) осуществляется к 317 с на высоте 42 км. Перегрузка в этот момент составляет $n=2,1$, скоростной напор $q=150\text{ н/м}^2$.

При $\theta=20^0$ точка апогея достигается на высоте 102 км к 88 секунде с момента разделения. Скорость системы в точке апогея составляет 2078 м/с. Возвращение на высоту разделения $H=66\text{ км}$ происходит на 179с, при этом скорость системы составляет 1869м/с, скоростной напор $q=232\text{ н/м}^2$, число Маха $M=6,13$, перегрузка $n=3,3$, температура и давление в точках торможения $T_T=1998^0\text{ К}$ и $P_T=2417\text{ н/м}^2$ соответственно. Переход к дозвуковому режиму ($M=1$) осуществляется к 230 с на высоте 43,27 км. Перегрузка при этом составляет $n=1,83$, скоростной напор $q=130\text{ н/м}^2$.

Сравнительный анализ рассмотренных выше случаев показывает, что условия функционирования для ВКПС тем лучше, чем меньше величина траекторного угла в момент разделения РН.

При относительно больших траекторных углах в момент разделения ВКПС входит фактически в космическое безвоздушное пространство и пребывает там значительное время в нагретом состоянии. Это приводит к интенсивному испарению противостоимой и других видов пропиток ткани основы и материала строп ВКПС, что ухудшает ее прочностные характеристики и, в процессе погружения в плотные слои атмосферы, может привести к ее разрушению.

С другой стороны, выход на высоты за границу условного захвата атмосферой (более 100 км) приводит к уменьшению скоростного напора до величины, при которой парашюты уже фактически не наполняются, что приведет к складыванию куполов связки и, в случае, если спасаемый объект (ХО) неустойчив, к спутыванию куполов между собой. Если же объект будет также и вращаться относительно своего центра масс, то это может привести к намагниванию куполов на объект и полному отказу по функционированию связки куполов ВКПС.

Все эти особенности объекта должны быть учтены при проектировании ВКПС.

Расчеты также показывают, что ПС может удовлетворительно работать только до высот порядка 90 км. Выше ее эффективность существенно снижается.

Чем меньше траекторный угол в момент разделения, тем меньше высота апогея и, тем больше времени ПС работает в более плотной среде, а, значит, тем больше ее тормозящий эффект, и она уже

на большей высоте (до верхней границы стратосферы) приходит к режиму дозвуковой скорости, который может выдерживать сколь угодно долго.

Итак, предварительный анализ показал, что в момент разделения РН крайне желательно иметь, по возможности, как можно меньший начальный траекторный угол для спасаемого объекта.

Кроме того, существует и ряд других факторов, например, факторы теплового воздействия и ударного, пульсационного нагружения элементов конструкции, которые должны быть учтены на этапе более тщательного анализа функционирования аэроупругой оболочки ВКПС на гиперзвуковых режимах.

2.5. Формулировка задачи

Таким образом, окончательно, задачу можно сформулировать следующим образом:

– необходимо создание воздушно-космических парашютных систем (ВКПС), работающих на высотах 60-150 километров для спасения и компактного приведения в некоторую точку заданного района поверхности ракетных блоков первых ступеней ракет-носителей сверхлёгкого, легкого и среднего классов и их двигательных установок с целью возврата в землепользование больших районов падения, возникающих от стохастически разрушающихся фрагментов отделяемых блоков, а также с целью возможности многократного использования их элементов.

Эта задача автоматически требует выбора базовой концепции построения и функционирования ВКПС и создания новых высокотемпературных текстильных материалов для парашютных систем.

Здесь необходимо создание парашютных систем из термостойких тканей с рабочей температурой более 600 градусов, обеспечивающих торможение и спуск грузов с высот 80–150 километров до самого приземления.

Экономические расчеты показывают, что при пятикратном использовании РН, экономия составит примерно одну стоимость двигательной установки (ДУ) в одноразовом исполнении. Реализация проекта с положительными результатами может обеспечить его коммерциализацию в ракетно-космической отрасли, в том числе за счет перехода к созданию или использованию уже разработанных многоразовых двигателей и ракетных блоков.

В наибольшей степени это относится к ракетно-носителям легкого и сверхлегкого класса, так как для них особенно проблематично выдержать отношение массы ракетносителя к массе запускаемого аппарата, близкое к аналогичному отношению для более тяжелых классов РН, при одинаковой техно-

логии изготовления. Весовые ограничения по массе ВКПС и условиям обеспечения минимальных перегрузок на ДО, после его отделения от бакового отсека, обуславливают применение вертолетного подхвата и транспортировки ДО на внешней подвеске [2, 3].

2.6. Выбор конструкции воздушно-космических парашютных систем

Расчеты показывают, что ВКПС вводится в действие на гиперзвуковых скоростях и больших высотах с высокотемпературным и силовым аэродинамическим воздействием до 4–5 минут. Непосредственный ввод ВКПС с минимальной задержкой после отделения отработанного блока РН может позволить в полной мере использовать особенность весьма малой плотности атмосферы на больших высотах как фактор существенного замедления скорости прогрева купола и строп и одновременно существенно снизить скорость системы. ВКПС должен обеспечивать для отработанного блока РН по всей траектории стабилизацию, торможение, снижение и приземление частей РН на одних и тех же куполах со скоростью 7–15 м/с.

Прежде всего, расчеты показывают, что для эффективного торможения РБ на больших высотах до входа в верхнюю границу стратосферы, где начинается интенсивное стохастическое разрушение РБ на фрагменты, ВКПС должна иметь достаточно большую суммарную площадь: 1500–3000 м² и более.

В практике парашютостроения уже имеется опыт создания и проверки на функционирование в летных испытаниях парашютов площадью 1400–1500 м², применяемых в связке для спуска грузов массой до 40 тонн. Однако создание и эксплуатация таких больших парашютов связаны с целым рядом трудностей как технического, так и технологического характера, а также особенностями их введения в действие и функционирования.

В свете сказанного выше, для ВКПС представляется целесообразным применение многокупольной ПС с площадью базовых куполов, из которых состоит связка, не более 1000 м², например, от 500 м² до 1000 м².

Сегодня пока еще неизвестно, как поведет себя связка куполов – многокупольная парашютная система (МКС) при малой плотности воздуха на больших высотах и гиперзвуковой скорости при условии, что спасаемый объект может быть весьма неустойчивым в процессе движения по траектории и может совершать всевозможные колебания. Здесь потребуются предварительные исследования интерференционного взаимодействия куполов связки ме-

жду собой как при устойчивом, так и неустойчивом движениях спасаемого объекта. Ясно одно, что одиночный купол связки должен быть весьма устойчив, что однозначно диктует выбор комбинированной конструкции, например, такой, как крестообразно-конусный парашют.

Известно, что как крестообразный, так и конусный парашюты обладают весьма высокими характеристиками устойчивости – как маятниковой, так и пульсационной при удовлетворительных значениях всех остальных.

Все виды устойчивости купола зависят, в частности, от угла наклона (конусности) и угла атаки нижней кромки купола по отношению к оси симметрии парашюта. Угол наклона кромки купола парашюта – угол между касательной к кромке в меридиональном сечении купола и прямой, параллельной оси купола и проходящей через точку кромки. Угол наклона кромки будем считать положительным, если при движении от полюса к кромке вдоль меридиана купола касательная к кромке остается направленной вверх, и отрицательным – если в точке кромки она направлена вниз. У конусных куполов – угол наклона (конусности) отрицательный.

Круглые купола с положительным углом наклона кромки, без проницаемости, как правило, плохо устойчивы.

Конусные купола имеют отрицательный угол наклона кромки к оси симметрии парашюта и, как правило, обладают высокой степенью всех видов устойчивости. Устойчивость конусного парашюта возрастает также при наличии явно выраженной линии излома меридиана в миделевом сечении купола, что связано со стабилизацией линии отрыва потока строго на миделевом сечении купола.

Известно также, что с увеличением высоты функционирования, энергия собственных колебаний парашюта уменьшается, что способствует их более стабильному функционированию на больших высотах.

Балансировочный угол атаки устойчивого парашюта α_6 – это угол атаки, при котором аэродинамический момент парашюта равен нулю, т.е. $m_z = 0$, а производная от коэффициента момента по углу атаки $m_z^\alpha < 0$.

У конусного парашюта, в отличие от круглого, имеется только один балансировочный угол: $\alpha_6 = 0^\circ$, а коэффициент сопротивления парашюта при этом равен $c_{x0} = 0,55$. С увеличением угла атаки коэффициент сопротивления возрастает и к углу атаки $\alpha = 10^\circ$ достигает значения $c_x = 0,7$ [4]. Возрастает также и коэффициент аэродинамической подъемной силы от $c_y = 0$ при $\alpha = 0^\circ$, до $c_y = 0,1$ при $\alpha = 10^\circ$.

Производная от аэродинамического коэффициента момента m_z^α отрицательна во всем диапазоне изменения углов атаки, что говорит о высокой степени устойчивости конусного парашюта.

Правда, здесь нужно отметить, что существенное изменение формы конусного купола начинает проявляться уже при $|\alpha| > 6^\circ$, тогда как у круглого – только около его устойчивых балансировочных углов атаки, т.е. при $|\alpha| > 35^\circ$ [4].

Эту особенность конусного парашюта нужно будет учитывать при проектировании связки куполов ВКПС.

На рис. 2 представлена конструкция крестообразно-конусного парашюта, который может быть использован в качестве базового в связке ВКПС [2].

Общий вид и ориентировочные размеры базового парашюта ВКПС площадью 500 м^2 также приведены на рис. 2.

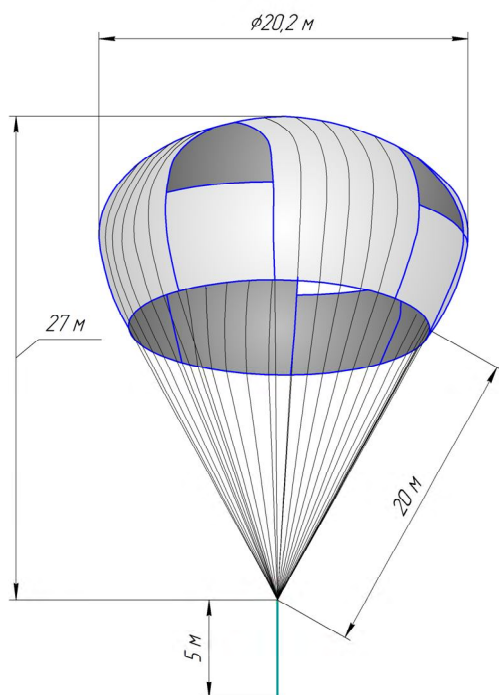


Рис. 2. Базовый парашют ВКПС площадью 500 м^2

Теперь из этих базовых парашютов можно формировать многокупольную связку для ВКПС с целью спасения отделяемых от РН отсеков, частей и блоков.

Основные критерии оптимальности параметров для многокупольных систем заключаются в следующем:

- система должна иметь максимально возможный коэффициент сопротивления, обеспечивающий заданную скорость снижения;
- система должна обеспечивать максимальную

устойчивость при снижении (угол раскачки не более 5°);

- система должна иметь минимальный вес;
- система должна обеспечивать надежность не ниже 0,99 при односторонней доверительной вероятности 0,95;
- система должна обеспечивать минимальное время наполнения связки и, как следствие, минимальный путь наполнения;
- система должна быть технологичной и простой в эксплуатации.

Важной задачей оптимизации многокупольных парашютных систем является выбор количества куполов, их площадей, а также конструкций ПС, входящих в состав связки. Эти параметры, в свою очередь, являются аргументами таких функций, как высота применения, устойчивость, надежность функционирования, объем, вес, стоимость, технологичность, простота в эксплуатации.

На рис. 3 представлена схема связки ВКПС, состоящая из трех базовых парашютов. На рис.3 представлен также общий вид ВКПС, предлагаемый, например, для ХО+ДУ первых ступеней РН «Союз 2-1в» и «Ангара 1.2». Такая же геометрия и размеры могут быть и у ВКПС для ДО первой ступени унифицированной РН сверхлегкого класса «Спелок» [1], [2].

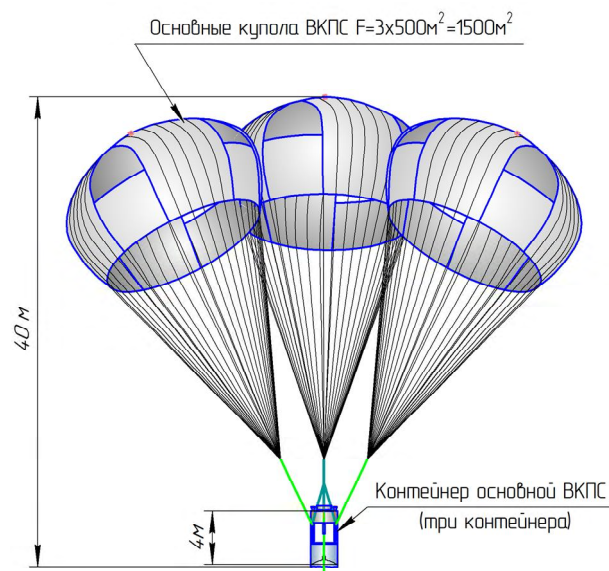


Рис. 3. ВКПС $3 \times 500 \text{ м}^2$, которая может быть использована для спасения ДО первой ступени РН «Союз 2-1в», «Ангара 1.2» и «Спелок»

На рис. 4 представлена схема связки ВКПС из трех базовых парашютов с ВКПС и системой вертолётного подхвата. Наряду с основными куполами, здесь в составе конструкции МКС должен быть парашют подхвата, а также ловитель троса подхвата.

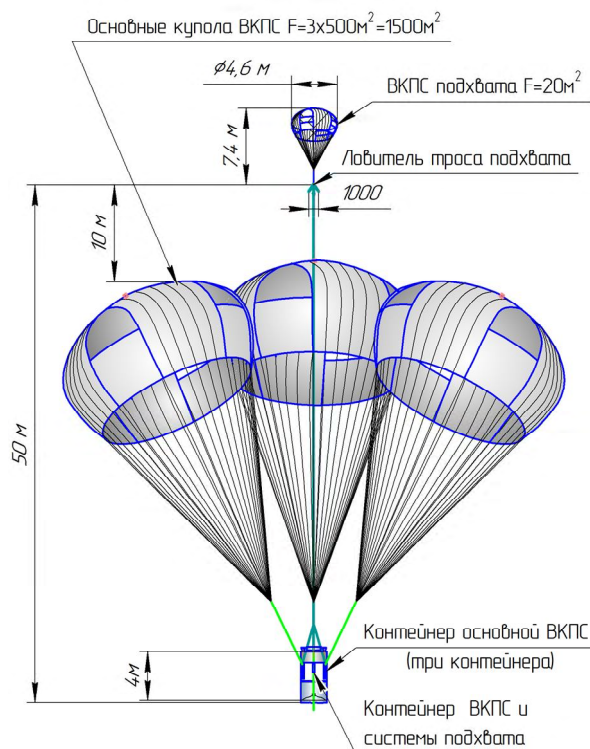


Рис. 4. ВКПС $3 \times 500 \text{ м}^2$, которая может быть использована для спасения ДО первой ступени РН «Союз 2-1в», «Ангара 1.2» и «Спалок» с ВКПС -20 м^2 и системой вертолетного подхвата

Многокупольная парашютная система (МКС), как уже отмечалось выше, представляет собой связку однокупольных парашютов.

Замена одного парашюта связкой МКС позволяет:

- повысить устойчивость куполов в связке и устойчивость снижения объекта. Известно, что связка парашютов, составленная из неустойчивых куполов, в ряде случаев может стать устойчивой;
- повысить надежность работы ПС за счет параллельного резервирования (нагруженный резерв);
- организовать большую суммарную площадь для эффективного торможения спасаемого объекта;
- уменьшить среднее время и путь наполнения связки по сравнению с одиночным парашютом аналогичной площади;
- устранить сложности изготовления и эксплуатации парашютной системы большой площади, т.е. существенно упростить технологию изготовления и эксплуатации ПС;

– удобно размещать (распределять) ПС в уложенном состоянии;

– проводить широкую унификацию при разработке серийных ПС.

Все эти преимущества МКС стали основанием для предложений о внедрении их в конструкцию ВКПС.

Выводы

1. Приведено обоснование необходимости разработки высотной космической парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей.

2. Предложена концепция и выполнена формулировка задачи по проектированию ВКПС.

3. Рассмотрены некоторые проблемные вопросы проектирования и создания высотной космической парашютной системы.

4. Предложен тип и конструкция базового парашюта, а также конструкции связок куполов МКС для спасения хвостового отсека после разделения на активном участке траектории полета РН.

Литература

1. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники [Текст] : сб. научн. тр. / редкол. В.Г. Дмитриев [и др.] ; ФГУП ЦАГИ. – М. : Физматлит, 2005. – 648 с.
2. Научно-технический отчет с конфигурацией и составом воздушно-космических парашютных систем в виде конструктивно-компоновочных схем основных составных элементов ВКПС [Текст] : отчет о НИР (промежуточн.) : №3-М-2013 НТО / ЗАО НВЦ «Атмосфера» ; рук. Чижухин В. Н. ; исполн. : Мехоношин Ю. Г. [и др.]. – М., 2013. – 108 с.
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры [Текст]. – Введ. 01.07.1982. – М. : Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.
4. Носарев, И. М. Аэродинамические исследования парашютов при различных углах атаки [Текст] / И. М. Носарев. – М. : Изд. ЦАГИ, 1976. – 41 с.

Поступила в редакцию 3.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики и математического моделирования Г. С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ РОЗРОБКИ, ВИБІР КОНЦЕПЦІЇ І ПРОБЛЕМНІ ПИТАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНОЇ ПАРАШУТНОЇ СИСТЕМИ

Ю. Г. Мехоношін, В. М. Чижухін, П. І. Іванов, Р. П. Іванов

У роботі розглядається й обговорюється проблема порятунку за допомогою парашутної системи більш кошовної складової ракети-носія – рухового відсіку з рідинним реактивним двигуном з метою оцінки можливості його багаторазового використання. Приводяться й обґрунтовуються причини, що змушують розроблювачів проводити детальні дослідження цієї проблеми. Запропоновано концепцію вибору повітряно-космічної парашутної системи. Наведено деякі результати балістичних і інших розрахунків, виконаних у процесі пошуку можливих варіантів рішення проблеми. Виявлено ряд істотних факторів, що можуть виявитися можливими перешкодами на шляху пошуку рішення проблеми. Запропоновано варіанти конструкції повітряно-космічної парашутної системи.

Ключові слова: повітряно-космічна парашутна система, вибір концепції, проблемні питання проектування.

THE BASIS OF THE NECESSITY OF THE DEVELOPMENT, THE CHOICE OF THE CONCEPTION AND PROBLEMATIC ISSUES OF THE DESIGNING OF AEROSPACE PARACHUTE SYSTEM

Y. G. Mekhonochin, V. N. Chizhukhin, P. I. Ivanov, R. P. Ivanov

The problem of rescue with the help of parachute system the most important component of launch vehicle – an engine bay with liquid-fuel rocket engine is being examined and discussed in the work with the aim of possibility its repetitive using. The reasons that make the developers to carry out detailed studies of this problem are listed and substantiated. The concept of the choice of aerospace parachute system is proposed. Some results of ballistic and other calculations that were made in the process of the search of possible variants of problem solving are listed. A number of material factors that can turn out to be possible barriers on the way of the search of problem solving are revealed. The variants of the construction of aerospace parachute system are proposed.

Key words: aerospace parachute system, the choice of the conception, problematic issues of the designing.

Мехоношін Юрій Геннадьевич – ведущий специалист проекта ВКПС (главный конструктор), инженер-конструктор 1 категории, ЗАО «Научно – внедренческий центр «Атмосфера», г. Долгопрудный, Россия.

Чижухин Владимир Николаевич – советник старшего вице-президента ОАО РКК «Энергия», г. Москва, Россия.

Иванов Петр Иванович – д-р техн. наук, профессор, ведущий специалист по летным испытаниям парашютных систем, ГП НИИ аэроупругих систем, г. Феодосия, Республика Крым, e-mail: ivanovpetr@rambler.ru.

Иванов Роман Петрович – г. Харьков, Украина.

УДК 629.7.072

В. Г. ЛЕБЕДЬ, С. А. КАЛКАМАНОВ

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ДЛЯ ЗАДАЧ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЁТА НА ВЕРТОЛЕТНЫХ ТРЕНАЖЕРАХ

Разработана математическая модель для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик несущего винта вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета в вертолетных тренажерах. Модель учитывает нелинейные эффекты, обусловленные влиянием сжимаемости и вязкости среды, срывом потока и концевыми перетеканиями на лопастях, и позволяет моделировать граничные и критические режимы полета вертолета, за исключением режима «вихревого кольца». Приведены примеры расчетов аэродинамических характеристик несущего винта, результаты которых удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Ключевые слова: несущий винт, нелинейные аэродинамические характеристики, поляра, угол атаки, коэффициент сопротивления, коэффициент подъемной силы.

Введение

Современный этап развития вертолетостроения характеризуется широким применением методов математического моделирования. Модели динамики полета вертолета становятся неотъемлемой частью математического обеспечения современных вертолетных тренажеров и симуляторов полета, находят широкое применение при расследовании лётных происшествий. Для обеспечения достоверности и адекватности результатов моделирования динамики полета вертолета в широком диапазоне изменения параметров полета модель расчета аэродинамических характеристик несущего винта (НВ) должна учитывать нелинейные эффекты, обусловленные влиянием вязкости и сжимаемости среды, а также аэродинамической интерференцией между элементами вертолета. Кроме того, математическая модель должна обеспечить оперативность проведения расчетов. Так, в современных вертолетных тренажерах время одного обращения к блоку расчета аэродинамических характеристик НВ не должна превышать 10 мсек. Поэтому на сегодняшний день актуальными остаются вопросы усовершенствования существующих и разработки новых математических моделей расчета нелинейных аэродинамических характеристик НВ вертолета, позволяющих проводить моделирование динамики полета в вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Для моделирования динамики полета вертолета на тренажерах в настоящее время применяют математические модели расчета аэродинамических характеристик НВ, основанные на дисковой теории

винта или на задании аэродинамических характеристик в виде аппроксимирующих алгебраических выражений [1-4]. Эти математические модели не требуют больших компьютерных ресурсов и позволяют проводить моделирование динамики полета вертолета в режиме реального масштаба времени. Однако для моделирования предельных (граничных) и критических режимов полета (таких как, «валёжка», полет на больших скоростях, «затяжеление» НВ, «подхват» и т.д.), характеризующихся существенной нелинейностью аэродинамических характеристик, данные математические модели не пригодны.

Получивший в последние годы распространение метод дискретных вихрей [5,6], основанный на решении уравнения Лапласа, описывающего течение идеального несжимаемого газа, а также методы вычислительной аэродинамики, основанные на решении уравнений Эйлера или Навье-Стокса [7,8], требуют значительных ресурсов вычислительной техники и не позволяют проводить моделирование динамики полета в вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Целью работы является разработка математической модели для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик несущего винта вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета в вертолетных тренажерах.

Основной материал

Рассмотрим составляющие скорости течения воздуха в сечении лопасти (рис. 1).

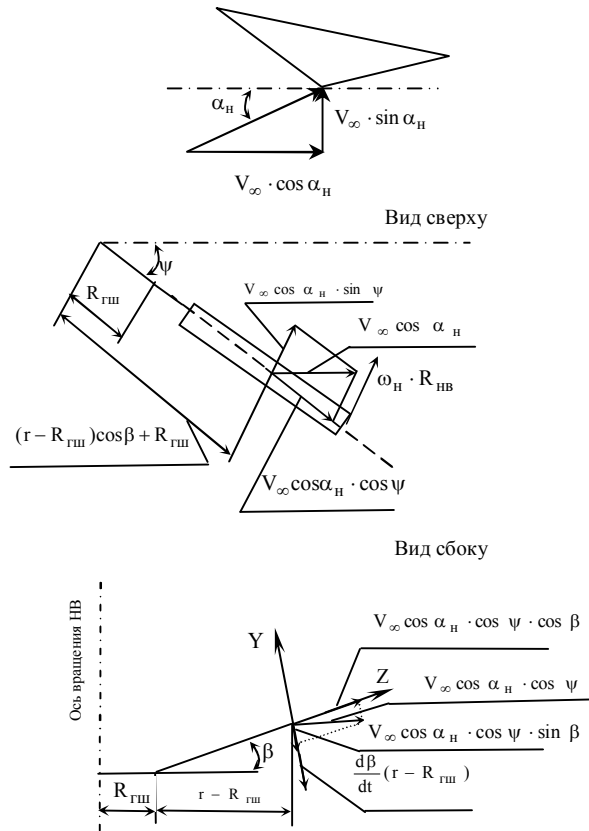


Рис. 1. Составляющие скорости на панели лопасти винта

Если взять местную систему координат OXYZ (см. рис. 1), то составляющие скорости в j-м сечении лопасти винта (на расстоянии r от оси вращения НВ) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} V_{xj} &= \omega_n [(r - R_{гш}) \cdot \cos \beta + R_{гш}] + V_\infty \cos \alpha_n \sin \psi, \\ V_{yj} &= (V_\infty \sin \alpha_n - V_i) \cos \beta - \\ &\quad - V_\infty \cos \alpha_n \cos \psi \sin \beta - (r - R_{гш}) \frac{d\beta}{dt}, \\ V_{zj} &= V_\infty \cos \alpha_n \cos \psi \cos \beta + V_\infty \sin \alpha_n \sin \beta, \end{aligned} \quad (1)$$

где V_i – индуктивная скорость в j-м сечении лопасти, удаленном на расстояние r от оси вращения.

α_n – угол атаки несущего винта;

V_∞ – скорость набегающего потока;

ω_n – угловая скорость несущего винта;

$R_{гш}$ – разнос горизонтального шарнира;

β – угол отклонения лопасти от плоскости вращения винта (угол взмаха);

Ψ – угол азимутального положения лопасти НВ;

r – радиус рассматриваемого сечения лопасти.

Угол взмаха можно определить, решив уравнение движения лопасти под действием моментов от силы тяги, силы тяжести и центробежной силы. Решение уравнения движения лопасти имеет вид [1]:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi; \quad (2)$$

где $a_0 = \gamma \left[\frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi_0 + \frac{1}{3} \lambda \right] + \Delta a_0$;

$$a_1 = \frac{2\mu}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \left(\frac{4}{3} \varphi_0 + \lambda \right) + \Delta a_1;$$

$$b_1 = \frac{4}{3} a_0 \frac{\mu}{1 + \frac{1}{2}\mu^2} + \Delta b_1;$$

$\mu = \frac{V_\infty \cos \alpha_n}{\omega_n R_{нв}}$ – коэффициент скорости;

$\lambda = \frac{V_\infty \sin \alpha_n - V_{инв}}{\omega_n R_{нв}}$ – коэффициент протекания;

ния;

$$\gamma = \frac{v \rho C_{ya}^\alpha R_{нв}^4}{I_{гш}} - \text{число Локка};$$

$$I_{гш} = \int_0^{R_{нв}} r^2 m dr - \text{момент инерции лопасти};$$

v – хорда лопасти в характерном сечении $\gamma=0,7$;

ρ – плотность воздуха;

C_{ya}^α – производная коэффициента подъемной силы профиля лопасти от угла атаки;

$\Delta a_0, \Delta a_1, \Delta b_1$ – приращения коэффициентов махового движения, обусловленные криволинейным движением вертолета и управляющими воздействиями на автомат перекоса [1];

φ_0 – общий шаг лопастей НВ.

$R_{нв}$ – радиус несущего винта;

$V_{инв}$ – осредненная по диску НВ индуктивная скорость.

Определим силы, действующие на несущий винт. Полная аэродинамическая сила R направлена по оси конуса вращения НВ. Она образуется суммированием погонных нагрузок по радиусу в каждом азимутальном положении.

В сечении лопасти винта на участке dr действуют следующие силы (рис. 2): dT – тяга элемента лопасти длиной dr; dQ – элементарная сила сопротивления вращению лопасти длиной dr. На рис. 2: α_j – угол атаки сечения лопасти винта; Φ – угол установки лопасти.

Из рассмотрения схемы сил (рис. 2) следует, что

$$\frac{dT}{dr} = \frac{dY_{ап}}{dr} \cdot \cos \Phi + \frac{dX_{ап}}{dr} \cdot \sin \Phi;$$

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{dX_{ап}}{dr} \cdot \cos \Phi - \frac{dY_{ап}}{dr} \cdot \sin \Phi.$$

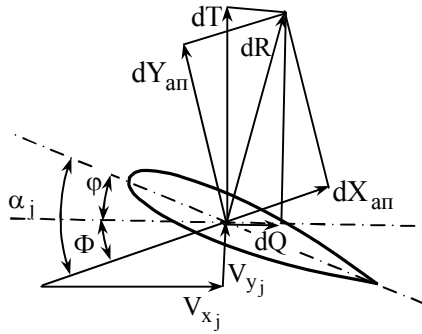


Рис. 2. Схема сил на профиле лопасти винта

Но

$$\cos \Phi = \frac{V_{xj}}{V_j}, \sin \Phi = \frac{V_{yj}}{V_j};$$

$$dY_{ап} = C_{ya j} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 B_j dr;$$

$$dX_{ап} = C_{xa j} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 B_j dr.$$

Таким образом,

$$\frac{dT}{dr} = C_{ya j} \cdot \frac{\rho V_j^2}{2} B_j \frac{V_{xj}}{V_j} + C_{xa j} \cdot \frac{\rho V_j^2}{2} B_j \frac{V_{yj}}{V_j} =$$

$$= \frac{1}{2} C_{ya j} \rho V_{xj} V_j B_j + \frac{1}{2} C_{xa j} \rho V_{yj} V_j B_j;$$

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{1}{2} \rho V_j B_j (C_{xa j} V_{xj} - C_{ya j} V_{yj}),$$

где B_j - хорда лопасти в j -м сечении;

$C_{ya j}$, $C_{xa j}$ - коэффициенты, соответственно, подъемной силы и силы сопротивления j -го сечения лопасти НВ.

Тяга лопасти и сила сопротивления вращению лопасти в каждом азимутальном положении равны

$$T_\psi = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dT}{dr} dr, \quad Q_\psi = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dQ}{dr} dr.$$

Крутящий момент лопасти равен

$$M_{кр\psi} = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dQ}{dr} [(r - R_{гш}) \cos \beta + R_{гш}] dr.$$

Проекция тяги на ось винта равна $T_\psi \cos \beta$, а на плоскость вращения $T_\psi \sin \beta$ (рис. 3).

Спроектируем силы лопасти, расположенные на плоскости вращения, на продольную и поперечную оси винта, тогда получим продольную и поперечную силы лопасти:

$$\begin{aligned} H_\psi &= -T_\psi \sin \beta \cos \psi + Q_\psi \sin \psi, \\ S_\psi &= -T_\psi \sin \beta \sin \psi - Q_\psi \cos \psi. \end{aligned} \quad (4)$$

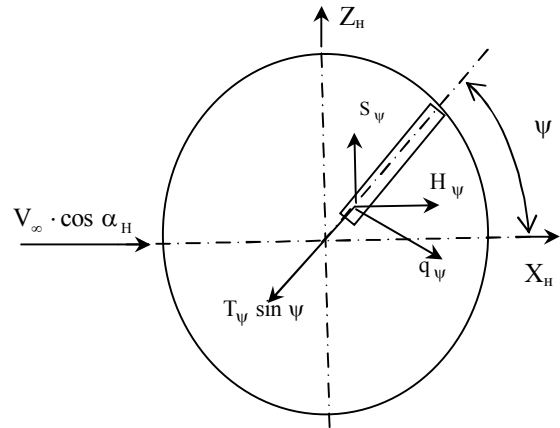


Рис. 3. Проекция сил на плоскость вращения

Составляющая $T_\psi \cos \beta$ образует продольный и боковой моменты аэродинамических сил:

$$\begin{aligned} M_{Zл\psi} &= -T_\psi \cos \beta R_{гш} \cos \psi, \\ M_{Xл\psi} &= -T_\psi \cos \beta R_{гш} \sin \psi. \end{aligned} \quad (5)$$

Кроме моментов от аэродинамических сил, еще образуются моменты от инерционных сил:

$$\begin{aligned} M_{Хин} &= 0,5 \cdot z_{л} R_{гш} S_{г} \omega_H^2 B_1; \\ M_{Zин} &= 0,5 \cdot z_{л} R_{гш} S_{г} \omega_H^2 a_1, \end{aligned} \quad (6)$$

где $z_{л}$ - число лопастей;

$S_{г}$ - статический момент массы лопасти.

Средние за оборот коэффициенты сил и моментов можно записать в таком виде:

$$\begin{aligned} C_t &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \int_0^{2\pi} T_\psi \cos \beta d\psi; \\ C_h &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \int_0^{2\pi} H_\psi d\psi; \\ C_s &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \int_0^{2\pi} S_\psi d\psi; \\ m_{кр} &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \int_0^{2\pi} M_{кр\psi} d\psi; \\ m_z &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \left(\frac{M_{Zин}}{z_{л}} + \int_0^{2\pi} M_{Zл\psi} d\psi \right); \\ m_x &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_H R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \left(\frac{M_{Хин}}{z_{л}} + \int_0^{2\pi} M_{Хл\psi} d\psi \right). \end{aligned} \quad (7)$$

Коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления НВ определяются пересчетом из связанной системы осей в скоростную

$$\begin{aligned} C_{ya} &= C_t \cos \alpha_n - C_h \sin \alpha_n; \\ C_{xa} &= C_t \sin \alpha_n + C_h \cos \alpha_n. \end{aligned} \quad (8)$$

Направление подъемной силы будет перпендикулярным к вектору скорости $\vec{V}_j$. Подъемную силу и силу сопротивления определим, используя аэродинамические характеристики профилей при числе

$M = \frac{V_j}{a_\infty}$ и угле атаки $\alpha_j = \varphi_0 + \Delta\alpha$ (рис. 4). Здесь

$$\Delta\alpha = \begin{cases} \arctg \frac{V_{y_j}}{V_{x_j}} & \text{при } V_{x_j} > 0; \\ \frac{\pi}{2} & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} > 0; \\ \frac{3}{2}\pi & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} < 0; \\ \pi + \arctg \frac{V_{y_j}}{V_{x_j}} & \text{при } V_{x_j} < 0. \end{cases} \quad (9)$$

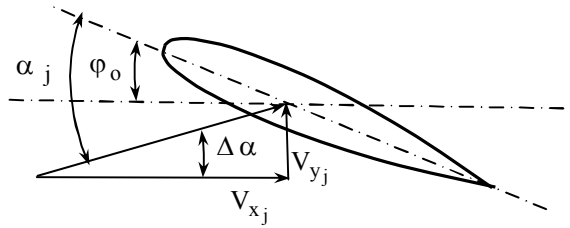


Рис. 4. Геометрическое изображение составляющих угла атаки

Аэродинамические характеристики профиля определяются по полуэмпирической методике (описана в работе [9]), приемлемой для авиационных профилей в широком диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха.

Для определения C_{ya_j} и C_{xa_j} профиля лопасти на том или ином расстоянии r необходимо знать величину коррекции угла атаки профиля за счет местной индуктивной скорости V_i (рис. 5).

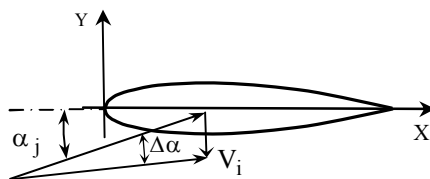


Рис. 5. Коррекция угла атаки за счет индуктивной скорости

Так как расчет положения свободной вихревой пелены и ее потребный объем для обеспечения заданной точности расчета напряженности свободных вихрей Γ_c и индуктивных скоростей V_i занимает значительное время, то свободные вихри удобно разделить на два класса [10]. К первому классу относятся вихри, примыкающие непосредственно к задней кромке рассматриваемой лопасти и сошедшие с нее за время поворота лопасти по азимуту на некоторый небольшой угол $\Delta\psi$. Такие вихри называют примыкающими (к задней кромке), а вызываемые ими индуктивные скорости – собственными. Ко второму классу относятся все остальные свободные вихри. Эти вихри называют отдаленными, а вызываемые ими скорости – внешними индуктивными скоростями.

Для определения индуктивной скорости лопасти НВ моделируются с помощью простой вихревой схемы (рис. 6), в которой применяются присоединенные (на средней линии лопасти НВ) вихри с напряженностью Γ_i ($i = 1, \dots, I_n$) и примыкающие вихри.

Зная подъемную силу сечения лопасти винта, из формулы Н.Е. Жуковского [11, 12]

$$\vec{Y}_{aj} = \rho \cdot \vec{V}_j \times \sum \vec{k} \Gamma_i \cdot \Delta Z, \quad (10)$$

где $\vec{V}_j$ – вектор скорости потока в j -м сечении лопасти винта;

$\vec{k}$ – орт направления вихря с циркуляцией Γ_i ;

ΔZ – длина панели,

определяются циркуляции вихрей Γ_i , $i = 1, \dots, I_n$.

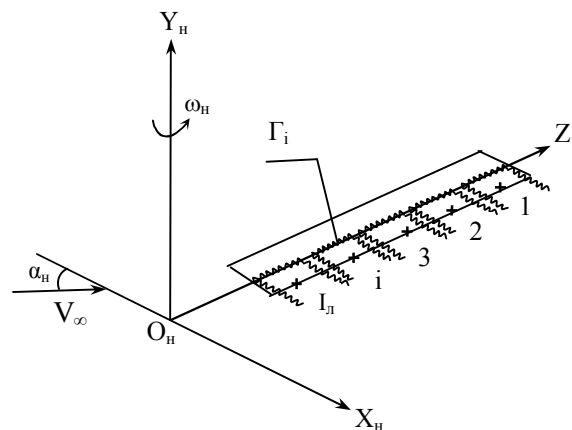


Рис. 6. Расположение вихрей на лопастях винта

Собственные индуктивные скорости в центре j -го сечения определяются от вихревой системы лопасти (рис. 6):

$$V_{ic} = \sum_{i=1}^{I_L} \sum_{j=1}^{J_k} a_{ij} \cdot \Gamma_i, \quad (11)$$

где a_{ij} - матрица скоса от системы вихревых отрезков [11, 12];

J_k - число вихревых отрезков с циркуляцией Γ_i .

Расчет скорости ΔV_s - осредненной по диску винта внешних индуктивных скоростей, основывается на решении уравнения

$$T_s(V_s) - T_v(V_s) = 0, \quad (12)$$

где $V_s = \frac{1}{2\pi} \sum_{k=1}^{K_\psi} \left(\frac{1}{I_L} \sum_{i=1}^{I_L} V_{ic} \right) \Delta\psi + \Delta V_s$ - средняя по

диску НВ индуктивная скорость;

$\Delta\psi$ - шаг разбиения по азимуту;

K_ψ - количество разбиений по азимуту;

$T_v = C_t 0,5\rho(\omega_n R_{HB})^2 \pi R_{HB}^2$ - тяга несущего винта на основе классической теории;

$T_s = 2\pi R_{HB}^2 \rho V_s \sqrt{(V_\infty \sin \alpha_n - V_s)^2 + (V_\infty \cos \alpha_n)^2}$ - тяга несущего винта на основе импульсной теории.

При расчете C_t , входящей в выражение для T_v , в качестве индуктивной скорости в каждом сечении лопасти винта берется выражение

$$V_i = V_{ic} + \Delta V_s.$$

На рис. 7 представлены зависимости тяги НВ от скорости полета при $\alpha_n=0$ и $\varphi_0=10^\circ$. Кривая 1 - значения коэффициента тяги C_t при использовании в модели собственных индуктивных скоростей V_{ic} , кривая 3 - значения C_t с использованием дополнительной индуктивной скорости за счет решения уравнения (13). Кривая 2 - экспериментальные данные по несущему винту одновинтового вертолета.

Из представленных на рис. 7 зависимостей и проведенных расчетов следует, что с уменьшением скорости полета и при малых углах установки общего шага экспериментальные значения C_t располагаются ниже расчетных. При уменьшении угла общего шага уменьшается скорость отхода вихревых шнуров, сошедших с концов лопастей за счет уменьшения индуктивной скорости, что увеличивает интенсивность и продолжительность индуктивного воздействия концевых вихрей на лопасти [13, 14]. В предложенной методике это явление учитывается

коррекцией на величину ΔV_i индуктивных скоростей в плоскости НВ.

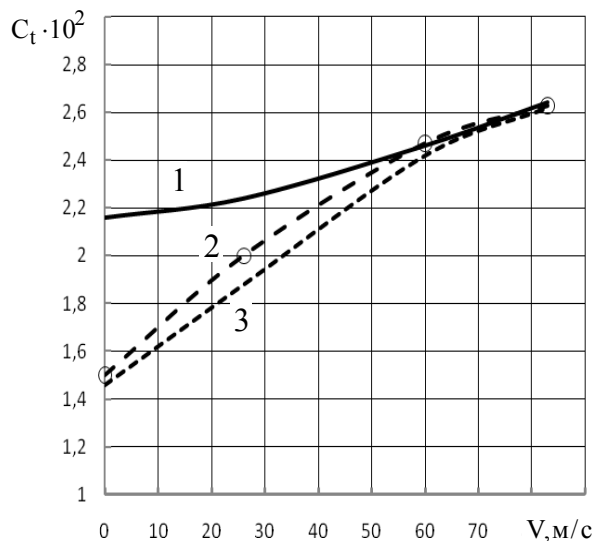


Рис. 7. Зависимости коэффициента тяги НВ от скорости полета при $\alpha_n=0^\circ$ и $\varphi_0=10^\circ$

Коэффициент подъемной силы профиля (сечения лопасти НВ) определяется как

$$C_{yaj} = \frac{2 \cdot \Gamma_i}{b_j V_j}, \quad (13)$$

где b_j - хорда лопасти в j -м сечении лопасти.

Индуктивное сопротивление профиля в сечении лопасти НВ можно определить следующим образом

$$X_{aij} = \rho V_{ji} \Gamma_i \Delta Z, \quad (14)$$

а коэффициент индуктивного сопротивления

$$C_{xi j} = \frac{2 \rho V_{ji} \Gamma_i}{\rho V_j^2 b_j}, \quad (15)$$

где $V_{ji} = V_{ic} + \Delta V_i$.

Суммарный коэффициент сопротивления равен

$$C_{xaj} = C_{xaj} + C_{xi j}, \quad (16)$$

где C_{xaj} - коэффициент профильного сопротивления в j -м сечении.

На рис. 8-10 показано сравнение рассчитанных на основе изложенной выше математической модели аэродинамических характеристик НВ (сплошные линии) с экспериментальными данными (на рисунке

нанесены в виде точек). Видно, что разработанная математическая модель позволяет описать особенности протекания аэродинамических характеристик НВ во всем диапазоне изменения основных параметров. Максимальные относительные погрешности расчета составляют: 5,3% для зависимости коэффициента тяги C_t от коэффициента крутящего момента m_k на режиме висения и 9,8% - для зависимости коэффициента подъемной силы НВ t_{ya} от угла атаки α на режиме косо обтекания.

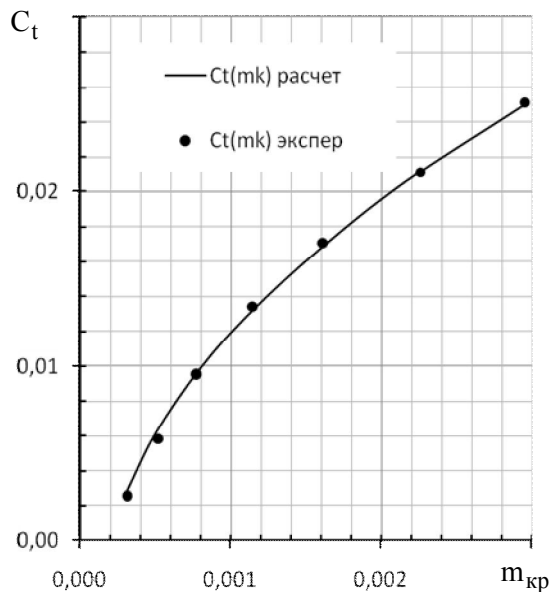


Рис. 8. Поляра НВ на режиме висения ($\omega_H R_{HB} = 210$ м/с)

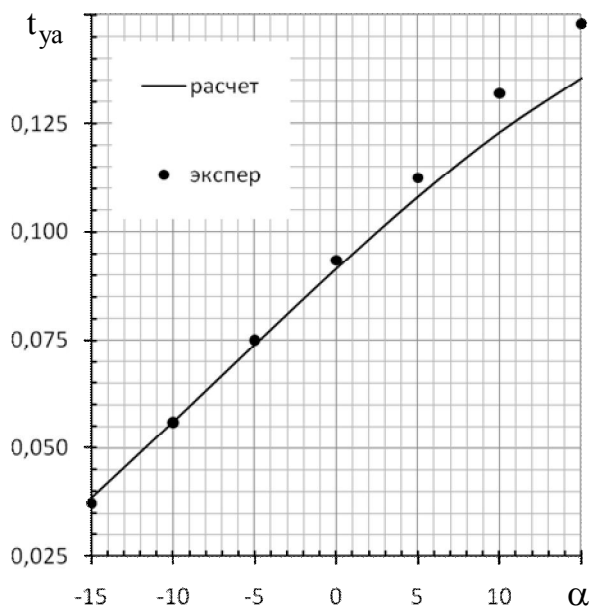


Рис. 9. Зависимость коэффициента подъемной силы НВ от угла атаки при $\varphi_0 = 4^\circ$ и скорости 100 км/час

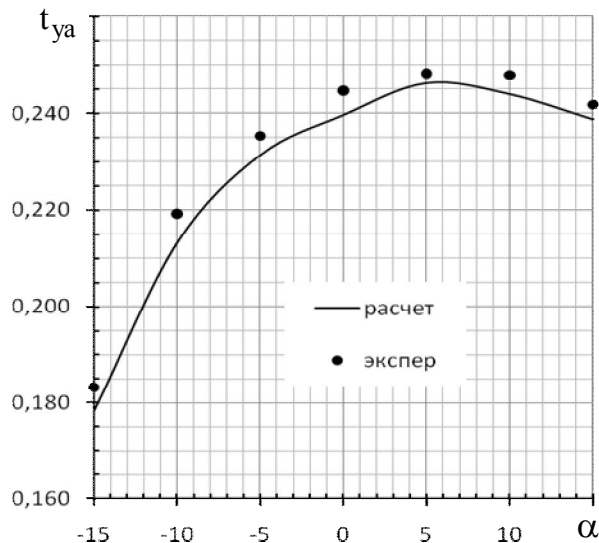


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы НВ от угла атаки при $\varphi_0 = 15^\circ$ и скорости 300 км/час

Заключение

Разработана математическая модель нелинейной аэродинамики несущего винта одновинтового вертолета, позволяющая оперативно проводить расчеты по определению аэродинамических характеристик НВ при моделировании динамики полета вертолета на тренажере в режиме реального масштаба времени. Модель позволяет моделировать граничные (предельные) и критические режимы полета вертолета, за исключением режима «вихревого кольца».

Литература

1. Миль, М. Л. Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман ; под ред. М. Л. Милия. – М. : Машиностроение, 1966. – 454 с.
2. Шайдаков, В. И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета [Текст] / В. И. Шайдаков // Проектирование вертолетов. – М., 1977. – С. 76 - 89.
3. Браверман, А. С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета [Текст] / А. С. Браверман, А. П. Вайнтрауб. – М. : Машиностроение, 1988. – 280 с.
4. Браверман, А. С. Балансировка одновинтового вертолета [Текст] / А. С. Браверман, Д. М. Перлштейн, С. В. Липисова. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.
5. Белоцерковский, С. М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов [Текст] / С. М. Белоцерковский,

Б. Е. Локтев, М. И. Ништ ; под ред. С. М. Белоцерковского. – М. : Машиностроение, 1992. – 224 с.

6. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета [Текст] / Ю. М. Игнаткин, П. В. Макеев, Б. С. Гревцов, А. И. Шомов // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, № 5. – С. 24 – 31.

7. Джонсон, У. Современное состояние теоретических исследований по аэродинамике несущего винта [Текст] / У. Джонсон // Ракетная техника и космонавтика. – 1987. – № 5. – С. 3 – 36.

8. Направления развития методов моделирования аэродинамических характеристик несущего винта [Текст] / С. В. Михеев, В. А. Аникин, Ю. Н. Свириденко, Д. С. Коломенский // Полет. – 2004. – № 6. – С. 4 – 13.

9. Лебедь, В. Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от 0° до 360° [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, Е. Ю. Иленко // Системи обробки інформації : зб. наук. праць / М-во оборони України,

Харківський ун-т Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. – Харків, 2014. – Вип. 4(120). – С. 81 – 84.

10. Исследование течения воздуха и нагрузок на лопасти винта вертолета в горизонтальном полете [Текст] / В. Э. Баскин, А. С. Дьяченко, Г. И. Майкапар, А. И. Мартынов. // Инженерный журнал. – М. :АН СССР, 1963. – Т. 3, Вып. 3. – С. 27-31.

11. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М. : Наука, 1978. – 351 с.

12. Лебедь, В. Г. Аерогідрогазодинаміка [Текст] : підручник / В. Г. Лебедь, Ю. І. Миргород, Є. О. Українець. – Х. : ХУПС ім. Івана Кожедуба, 2011. – 415 с.

13. Джонсон, У. Теория вертолета [Текст] : перев. с англ. / У. Джонсон. – М. : Мир, 1983. – Кн. 1. – С. 49.

14. Володко, А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов [Текст] / А. М. Володко. – М. : Транспорт, 1984. – 256 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. 202 Е. А. Украинцев, Харьковский университет Воздушных сил им. И. Кожедуба, г. Харьков

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ НЕЛІНІЙНОЇ АЕРОДИНАМІКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ДЛЯ ЗАДАЧ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ НА ВЕРТОЛЬОТНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов

Розроблено математичну модель для оперативного розрахунку нелінійних аеродинамічних характеристик несучого гвинта вертольота одnogвинтової схеми при моделюванні динаміки польоту в вертольотних тренажерах. Модель враховує нелінійні ефекти, зумовлені впливом стисливості та в'язкості середовища, зривом потоку і кінцевими перетіканнями на лопатях, та дозволяє моделювати граничні і критичні режими польоту, за винятком режиму «вихрового кільця». Наведено приклади розрахунків аеродинамічних характеристик несучого гвинта, результати яких задовільно збігаються з експериментальними даними.

Ключові слова: несучий гвинт, нелінійні аеродинамічні характеристики, поляр, кут атаки, коефіцієнт опору, коефіцієнт підйомної сили.

NONLINEAR MATHEMATICAL MODEL OF ROTOR AERODYNAMICS FOR MODELING FLIGHT DYNAMICS ON HELICOPTER SIMULATORS

V. G. Lebed, S. A. Kalkamanov

A mathematical model for operational calculation of nonlinear aerodynamic characteristics of a single-rotor helicopter rotor circuit for modeling the dynamics at helicopter flight simulators is developed. The model takes into account the nonlinear effects due to the influence of compressibility and viscosity of the medium, stalling and end overflowing on the blades, and allows to simulate the boundary and critical modes of helicopter flight, except when "vortex ring". Examples of calculations of the aerodynamic characteristics of the rotor, which results in satisfactory agreement with the experimental data are given.

Keywords: the rotor, nonlinear aerodynamic characteristics, the polar, the angle of attack, drag coefficient, lift coefficient.

Лебедь Валентин Георгиевич – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. 103, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, г. Харьков, Украина.

Калкаманов Салим Аюпович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. 101, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, г. Харьков, Украина, e-mail: kalkamanov@mail.ua.

УДК 539.3

А. Г. НИКОЛАЕВ, Е. А. ТАНЧИК

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

УПРУГОЕ ПРОСТРАНСТВО С ЧЕТЫРЬМЯ СФЕРОИДАЛЬНЫМИ ВКЛЮЧЕНИЯМИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕЙ НАГРУЗКИ

В работе предложен эффективный метод определения напряжений в упругом пространстве с четырьмя вытянутыми сфероидальными включениями, центры которых расположены в вершинах квадрата, при одноосном и двуосном растяжении упругого пространства. Метод позволяет точно удовлетворить граничным условиям на бесконечности и условиям идеального контакта на границе включений. Метод редукции, применяемый при численном решении разрешающих систем, обладает высокой скоростью сходимости, что обусловлено экспоненциальным убыванием матричных коэффициентов. Проведен численный и качественный анализ напряженного состояния на линии, соединяющей центры включений, в зависимости от относительного расстояния между включениями и соотношения между упругими модулями материалов включений и пространства.

Ключевые слова: вытянутые сфероидальные включения, граничные условия, напряженно-деформированное состояние, обобщенный метод Фурье, метод редукции, зернистый композит.

Введение

При создании композиционных материалов и проектировании изделий из них важными факторами являются характеристики материала, связанные с его прочностью. Любые оценки прочности материала основываются на определении напряженно-деформированного состояния, возникающего в нем под действием внешних нагрузок. Теоретические методы определения напряжений и деформаций в композиционном материале недостаточно точны, так как обычно используют приближенные модели. Низкой точностью применительно к пространственным многосвязным задачам с большим числом компонент связности отличаются и стандартные численные методы (метод конечных элементов, метод граничных элементов и др.). В связи с этим актуальной задачей для высокотехнологических областей промышленности, в частности, авиации и ракетостроения, является задача точного определения напряженно-деформированного состояния многокомпонентных материалов.

В настоящее время предлагаются разные модели напряженно-деформированного состояния пористых и композиционных материалов. В работе [1] обобщены базовые подходы, применяемые в математических моделях, и общие методы решения уравнений механики стохастических композитов. Они могут быть сведены к стохастическим уравнениям теории упругости структурно неоднородного тела, к уравнениям теории эффективных упругих модулей, к уравнениям теории упругих смесей или к более общим уравнениям четвертого порядка. Ре-

шение стохастических уравнений теории упругости для произвольной области вызывает значительные математические трудности и может быть реализовано только приближенно. Построение уравнений теории эффективных упругих модулей связано с задачей определения интегральных модулей стохастически неоднородной среды, которая может быть решена методом возмущений, методом моментов или методом условных моментов. Однако, т.к. уравнения состояния не были строго обоснованы, эта теория не может использоваться для систематического моделирования композитных структур.

В статьях [2–4] методами теории аналитических функций решаются некоторые осесимметричные задачи теории упругости для системы сферических и эллипсоидальных полостей и включений.

В статье [5] предложена структурная модель зернистого эластомерного композита, позволившая связать его деформационное и прочностное поведение с размерами частиц дисперсной фазы, т.е. учесть масштабный фактор прочности. На основе теоретических исследований напряженно-деформированного состояния вокруг двух жестких сферических включений в упругой несжимаемой матрице установлены зависимости математического ожидания разрывного усилия от физико-механических характеристик связующего, размеров частиц и расстояния между ними. В результате предложен новый вероятностный критерий появления микроразрушения в композитной структуре в виде отслоений матрицы от частиц. С его помощью проведены модельные исследования процессов развития внутренней поврежденности в композитной системе в зави-

симости степени наполнения и величины включений. Построены соответствующие кривые растяжения, определены предельные разрывные макронапряжения и макродеформации.

В работах [6, 7] методами теории гармонических функций исследованы осесимметричные напряженные состояния в упругом пространстве с двумя сферическими включениями и в полупространстве с вытянутой сфероидальной полостью.

В статье [8] сделана попытка моделирования напряженного состояния упругой среды с периодической системой сфероидальных включений.

В работе [9] введена локальная осесимметричная модель пористого материала, в которой напряженное состояние определяется равномерным давлением, создаваемым внутри вытянутых сфероидальных пор.

В статьях [10, 11] исследовано напряженное состояние в окрестности двух сфероидальных пор и включений в упругом материале обобщенным методом Фурье. Численная реализация модели позволила получить характер распределения локальных напряжений в области их концентрации. Проведено сравнение результатов с решением методом конечных элементов.

В данной работе развита методика, предложенная в работах [10, 11], на случай любого конечного числа включений. Методика основана на обобщенном методе Фурье и позволяет точно удовлетворять условиям на границе включений.

Постановка задачи

Рассматривается упругое пространство Ω с четырьмя непересекающимися сфероидальными включениями Ω_j , центры которых расположены в вершинах квадрата со стороной a , как показано на рис. 1.

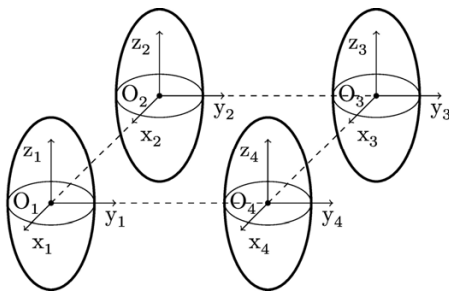


Рис. 1. Схематическое представление задачи

Будем использовать одинаково ориентированные цилиндрические (ρ_j, φ_j, z_j) и вытянутые сфероидальные системы координат $(\xi_j, \eta_j, \varphi_j)$, начала которых отнесены к центрам включений O_j , $j = 1, 4$.

Материалы пространства и включений имеют упругие характеристики (G, σ) , (G_j, σ_j) соответственно.

Будем считать, что на бесконечности приложены постоянные растягивающие усилия $\sigma_z^\infty = T$, $\tau_{\rho z}^\infty = \tau_{\varphi z}^\infty = 0$ (одноосное растяжение) или $\sigma_\rho^\infty = T$, $\tau_{\rho\varphi}^\infty = \tau_{\rho z}^\infty = 0$ (двухосное растяжение), а включения находятся в условиях идеального контакта с пространством.

Для определения напряженно-деформированного состояния в рассматриваемом теле необходимо решить краевую задачу для уравнения Ламе

$$\Delta U + \frac{1}{1-2\sigma} \nabla \operatorname{div} U = 0 \quad (1)$$

с условиями сопряжения на границе включений

$$\mathbf{F}U|_{\Gamma_j} = \mathbf{F}U_j|_{\Gamma_j}, \quad (2)$$

$$\mathbf{U}|_{\Gamma_j} = \mathbf{U}_j|_{\Gamma_j}, \quad (3)$$

а также указанными выше условиями на бесконечности. Здесь $\mathbf{U}$ – вектор перемещений; $\mathbf{F}U$ – отвечающий $\mathbf{U}$ вектор усилий на соответствующей граничной поверхности; σ – коэффициент Пуассона. Условие (2), (3) отражает идеальный контакт между материалами пространства и включений.

Решение задачи

Решение задачи в упругом пространстве Ω ищется в виде

$$\mathbf{U} = \tilde{\mathbf{U}} + \mathbf{U}_0; \quad (4)$$

$$\tilde{\mathbf{U}} = \sum_{j=1}^4 \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} a_{s,n,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j), \quad (5)$$

при $x \in \Omega \setminus \bigcup_j \Omega_j$,

$$\mathbf{U}_j = \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} b_{s,n,m}^{(j)} \mathbf{U}_{s,n,m}^{-(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j), \quad (6)$$

при $x \in \Omega_j$,

где $a_{s,n,m}^{(j)}$, $b_{s,n,m}^{(j)}$ – неизвестные коэффициенты, которые определяются из граничных условий. Перемещение $\mathbf{U}_0$ соответствует напряженно-деформированному состоянию на бесконечности (для одноосного и двухосного растяжения упругого пространства):

$$\mathbf{U}_0 = -\frac{1}{2} \frac{T\sigma\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho + \frac{1}{2} \frac{Tz}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z; \quad (7)$$

$$\mathbf{U}_0 = -\frac{1}{2} \frac{T(\sigma-1)\rho}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_\rho - \frac{1}{2} \frac{T\sigma z}{G(\sigma+1)} \mathbf{e}_z; \quad (8)$$

где T – усилие на бесконечности; G – модуль сдвига; $(\mathbf{e}_\rho, \mathbf{e}_\varphi, \mathbf{e}_z)$ – орты цилиндрической системы координат.

Введем следующий набор линейно независимых частных решений уравнения Ламе для вытянутого сфероида [12]:

$$\mathbf{U}_{s,n,m}^{\pm(5)} = \frac{c}{2n+1} \mathbf{D}_s \left[u_{n-1,m}^{\pm(5)} - u_{n+1,m}^{\pm(5)} \right], \quad s=1,3; \quad (9)$$

$$\mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = \mathbf{D}_2 u_{n,m}^{\pm(5)} - c q_0^2 \mathbf{D}_1 u_{n\pm 1,m}^{\pm(5)}, \quad (10)$$

где $\mathbf{D}_1 = \nabla$, $\mathbf{D}_2 = z \nabla - \chi \mathbf{e}_z$, $\mathbf{D}_3 = i[\nabla \times \mathbf{e}_z]$ (здесь i – мнимая единица), $\chi = 3 - 4\sigma$, $q = \chi \xi$, $q_0 = \chi \xi_0$,

$u_{n,m}^{\pm(5)}$ – полный набор частных решений уравнения Лапласа в вытянутых сфероидальных координатах.

В развернутой координатной форме формулы (9) – (10) имеют вид:

$$\mathbf{U}_{1,n,m}^{\pm(5)} = u_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - u_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - u_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0, \quad (11)$$

$$\mathbf{U}_{3,n,m}^{\pm(5)} = -u_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - u_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1, \quad (12)$$

$$\mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = q u_{1,n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - q u_{1,n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - \left[q u_{1,n,m}^{\pm(5)} + \chi u_{n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_0 + c \left(q^2 - q_0^2 \right) \nabla u_{n\pm 1,m}^{\pm(5)}, \quad (13)$$

где $u_{n,m}^{\pm(5)} = u_{n,m}^{\pm} S_n^m$, $u_{n,m}^+ = Q_n^{-m}(q)$, $u_{n,m}^- = P_n^{-m}(q)$, $u_{1,n,m}^{\pm(5)} = u_{1,n,m}^{\pm} S_n^m$, $u_{1,n,m}^+ = (n+m+1)Q_{n+1}^{-m}(q)$, $u_{1,n,m}^- = -(n-m)P_{n-1}^{-m}(q)$, $S_n^m = P_n^m(\cos \eta) e^{im\varphi}$, P_n^m и Q_n^m – присоединенные функции Лежандра первого и второго рода соответственно. Базис $(\mathbf{e}_{-1}, \mathbf{e}_1, \mathbf{e}_0)$ связан с ортами цилиндрической системы координат следующим образом:

$$\mathbf{e}_{-1} = \frac{1}{2}(\mathbf{e}_\rho + i\mathbf{e}_\varphi) e^{i\varphi}, \mathbf{e}_1 = \frac{1}{2}(\mathbf{e}_\rho - i\mathbf{e}_\varphi) e^{-i\varphi}, \mathbf{e}_0 = \mathbf{e}_z.$$

Вектор напряжений на площадке с нормалью $\mathbf{n}$ имеет вид:

$$\mathbf{F}\mathbf{U} = 2G \left[\frac{\sigma}{1-2\sigma} \mathbf{n} \operatorname{div} \mathbf{U} + \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{n}} + \frac{1}{2} (\mathbf{n} \times \operatorname{rot} \mathbf{U}) \right]. \quad (14)$$

Применив к формулам (11) – (13) оператор (14) на площадке с нормалью $\mathbf{n} = \mathbf{e}_\xi$ получим:

$$\mathbf{F}\mathbf{U}_{1,n,m}^{\pm(5)} = 2G \frac{h}{c} \left[\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_{-1} - \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm(5)} \mathbf{e}_1 - \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0 \right], \quad (15)$$

$$\mathbf{F}\mathbf{U}_{2,n,m}^{\pm(5)} = 2G \frac{h}{c} \left\{ \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{1,n,m-1}^{\pm(5)} \right) - 2\sigma u_{2,n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_{-1} - \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{1,n,m+1}^{\pm(5)} \right) - 2\sigma u_{3,n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_1 - \right.$$

$$\left. - \left[q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} \left(q^{-1} u_{1,n,m}^{\pm(5)} \right) + (1-2\sigma) \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm(5)} \right] \mathbf{e}_0 \right\}, \quad (16)$$

$$\mathbf{F}\mathbf{U}_{3,n,m}^{\pm(5)} = 2G \frac{h}{c} \left[- \left(\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm(5)} - \frac{1}{2} u_{2,n,m}^{\pm(5)} \right) \mathbf{e}_{-1} - \left(\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm(5)} - \frac{1}{2} u_{3,n,m}^{\pm(5)} \right) \mathbf{e}_1 + \frac{m}{2} \frac{q}{\bar{q}} u_{n,m}^{\pm(5)} \mathbf{e}_0 \right], \quad (17)$$

где $u_{2,n,m}^{\pm(5)} = \omega^- Q_n^{-m}(q) S_n^{m-1}$, $u_{3,n,m}^{\pm(5)} = Q_n^{-m}(q) S_n^{m+1}$, $u_{3,n,m}^{-\pm(5)} = P_n^{-m}(q) S_n^{m+1}$, $u_{2,n,m}^{-\pm(5)} = \omega^- P_n^{-m}(q) S_n^{m-1}$, $\omega^- = (n+m)(n-m+1)$, $h = (q^2 - p^2)^{-1/2}$, $\bar{q} = \chi \xi$.

Теоремы сложения

Теоремы сложения связывают базисные решения уравнения Ламе в системах координат, совмещенных с центрами пары сфероидов. Справедливы следующие теоремы сложения [12]:

$$\mathbf{U}_{s,n,m}^{\pm(5)}(\xi_i, \eta_i, \varphi_i) = \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k}^{k+1} T_{s,n,m}^{t,k,l,i,j} \mathbf{U}_{t,k,l}^{\pm(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j), \quad (18)$$

где $i, j = 1 \div 4$, $i \neq j$.

$$T_{s,n,m}^{t,k,l,i,j} = \left\{ \delta_{st} - \delta_{t1} \delta_{s2} \left[q_0^2 \left(c_i \frac{\partial}{\partial c_i} - n - 1 \right) + q_0^2 \left(c_j \frac{\partial}{\partial c_j} - k \right) + z_{ij} \frac{\partial}{\partial z_{ij}} \right] \right\} f_{1,n,m}^{+(55)k,l,i,j}, \quad (19)$$

$$f_{1,n,m}^{+(55)k,l,i,j} = \pi \left(k + \frac{1}{2} \right) \sum_{p=0}^{\infty} (-1)^p \beta_{pk} \left(\frac{c_j}{2} \right)^p \times \sum_{r=0}^{\infty} (-1)^{m-1} \beta_{rm} \left(\frac{c_i}{2} \right)^{r+1} u_{r+p,m-1}^{+(4)}(r_{ij}, \theta_{ij}, \varphi_{ij}), \quad (20)$$

$$\beta_{ij} = \varepsilon_{ij} \left[\Gamma \left(\frac{i-j}{2} + 1 \right) \Gamma \left(\frac{i+j}{2} + \frac{3}{2} \right) \right]^{-1}, \quad (21)$$

где δ_{ij} – дельта-символ Кронекера, Γ – гамма-функция Эйлера; $\varepsilon_{ij} = 1$, если i и j одной четности, и $\varepsilon_{ij} = 0$ в противном случае; (r, θ, φ) – сферические координаты; $u_{n,m}^{+(4)} = (n-m)! r^{-n-1} P_n^m(\cos \theta) e^{im\varphi}$ – внешнее базисное частное решение уравнения Лапласа для сферы.

Разрешающая система уравнений

Используя теоремы сложения (18), представим вектор перемещения $\tilde{\mathbf{U}}$ в системе координат с нача-

лом в точке O_j :

$$\begin{aligned} \tilde{U} = & \sum_{s=1}^3 \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n-1}^{n+1} a_{s,n,m}^{(j)} U_{s,n,m}^{+(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j) + \\ & + U_{s,n,m}^{-(5)}(\xi_j, \eta_j, \varphi_j) \sum_{\alpha \neq j} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} a_{t,k,l}^{(\alpha)} T_{t,k,l}^{s,n,m,\alpha,j}. \end{aligned}$$

После удовлетворения граничных условий задача сводится к бесконечной системе линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов $a_{s,n,m}^{(j)}$, $b_{s,n,m}^{(j)}$:

$$\begin{aligned} & \sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(j)} F_{s,n,m}^{+(r)}(\xi_j, \sigma) + \\ & + F_{s,n,m}^{-(r)}(\xi_j, \sigma) \sum_{\alpha \neq j} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} a_{t,k,l}^{(\alpha)} T_{t,k,l}^{s,n,m,\alpha,j} + F_{0,n,m}^{(r)} = \\ & = \frac{G_j}{G} \sum_{s=1}^3 b_{s,n,m}^{(j)} F_{s,n,m}^{-(r)}(\xi_j, \sigma_j), \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} & \sum_{s=1}^3 a_{s,n,m}^{(j)} E_{s,n,m}^{+(r)}(\xi_j, \sigma) + \\ & + E_{s,n,m}^{-(r)}(\xi_j, \sigma) \sum_{\alpha \neq j} \sum_{t=1}^3 \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{l=-k-1}^{k+1} a_{t,k,l}^{(\alpha)} T_{t,k,l}^{s,n,m,\alpha,j} + E_{0,n,m}^{(r)} = \\ & = \sum_{s=1}^3 b_{s,n,m}^{(j)} E_{s,n,m}^{-(r)}(\xi_j, \sigma_j), \end{aligned} \quad (23)$$

$$r = -1, 0, 1; \quad n = 0, 1, 2, \dots; \quad m = -n-1 \div n+1,$$

$$\text{где} \quad F_{0,n,m}^{(0)} = \frac{Td_2}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad F_{0,n,m}^{(-1)} = F_{0,n,m}^{(1)} = 0,$$

$$E_{0,n,m}^{(-1)} = \frac{-T\sigma d_2}{G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad E_{0,n,m}^{(1)} = \frac{T\sigma d_2}{2G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0},$$

$$E_{0,n,m}^{(0)} = \frac{Td_1}{2G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0} \quad (\text{для одноосного растяже-}$$

$$\text{ния}) \quad \text{и} \quad F_{0,n,m}^{(0)} = 0, \quad F_{0,n,m}^{(-1)} = \frac{Td_1}{G} \delta_{n1} \delta_{m0},$$

$$F_{0,n,m}^{(1)} = -\frac{Td_1}{2G} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad E_{0,n,m}^{(-1)} = \frac{T(1-\sigma)d_2}{G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0},$$

$$E_{0,n,m}^{(1)} = \frac{T(\sigma-1)d_2}{2G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0}, \quad E_{0,n,m}^{(0)} = \frac{-T\sigma d_1}{G(\sigma+1)} \delta_{n1} \delta_{m0}$$

(для двусосного растяжения).

$$F_{1,n,m}^{\pm(-1)} = \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m-1}^{\pm}, \quad F_{1,n,m}^{\pm(1)} = -\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m+1}^{\pm}, \quad F_{1,n,m}^{\pm(0)} =$$

$$-\frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}, \quad F_{2,n,m}^{\pm(-1)} = q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (q^{-1} u_{1,n,m-1}^{\pm}) - 2\sigma u_{2,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(1)} = -q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (q^{-1} u_{1,n,m+1}^{\pm}) + 2\sigma u_{3,n,m}^{\pm},$$

$$F_{2,n,m}^{\pm(0)} = -q^2 \frac{\partial}{\partial \xi} (q^{-1} u_{1,n,m}^{\pm}) + (2\sigma-1) \frac{\partial}{\partial \xi} u_{n,m}^{\pm}.$$

$$E_{1,n,m}^{\pm(-1)} = u_{n,m-1}^{\pm}(\xi), \quad E_{1,n,m}^{\pm(1)} = -u_{n,m+1}^{\pm}(\xi),$$

$$E_{1,n,m}^{\pm(0)} = -u_{n,m}^{\pm}(\xi); \quad E_{2,n,m}^{\pm(-1)} = qu_{1,n,m-1}^{\pm}(\xi),$$

$$E_{2,n,m}^{\pm(1)} = -qu_{1,n,m+1}^{\pm}(\xi), \quad E_{3,n,m}^{\pm(0)} = 0;$$

$$E_{2,n,m}^{\pm(0)} = -qu_{1,n,m}^{\pm}(\xi) - \chi u_{n,m}^{\pm}(\xi);$$

$$E_{3,n,m}^{\pm(-1)} = -u_{n,m-1}^{\pm}(\xi), \quad E_{3,n,m}^{\pm(1)} = -u_{n,m+1}^{\pm}(\xi).$$

Оператор системы уравнений (22) и (23) является фредгольмовым при условии непересечения граничных поверхностей [13].

Анализ результатов

Коэффициенты Пуассона материалов пространства и включений приняты равными соответственно $\sigma = 0,38$ и $\sigma_j = 0,21$.

Система уравнений (22) и (23) численно решается методом редукции. На основании полученных решений находятся нормальные напряжения на площадках, параллельных координатным плоскостям. На рис. 2 – 4 приведены напряжения σ_x/T , σ_y/T , σ_z/T на линии O_1O_4 вне включений при одноосном растяжении для $G_j/G = 25$, $d_2/d_1 = 0,75$ в зависимости от относительного расстояния a/d_1 между включениями.

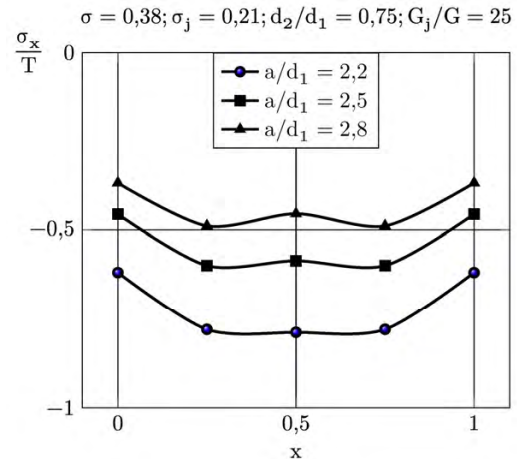


Рис. 2. Напряжения σ_x/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

Максимальные по модулю значения напряжений σ_x/T и σ_y/T получаются в случае наиболее сближенных включений. При всех значениях расстояний между включениями эти напряжения являются сжимающими. Максимальные значения напряжений σ_z/T , наоборот, наблюдаются при наиболее удаленных включениях. Имеются зоны изменения знака напряжений вблизи границ включений.

На рис. 5 – 7 приведены напряжения σ_x/T , σ_y/T , σ_z/T на линии O_1O_4 вне включений при двусосном растяжении для $G_j/G = 25$, $d_2/d_1 = 0,75$ в зависимости от относительного расстояния a/d_1 между включениями. Для этого случая характерно преобладание растягивающих напряжений в плоскости xOy . Практически на всем рассматриваемом отрезке напряжения σ_x/T , σ_y/T мало отличаются от постоянных. Максимальные значения напряжений наблюдаются в случае наиболее близко расположенных включений. Все нормальные напряжения в этом случае являются растягивающими.

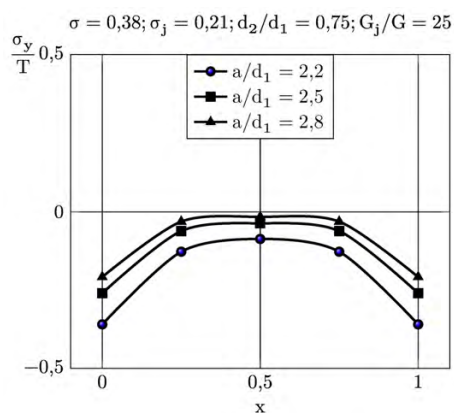


Рис. 3. Напряжения σ_y/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

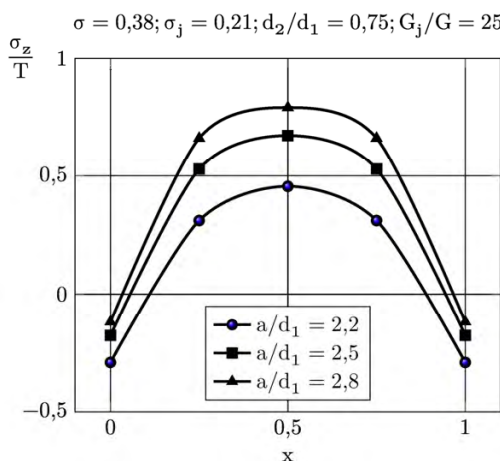


Рис. 4. Напряжения σ_z/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при одноосном растяжении

На рис. 8 и 9 представлены изменения напряжений σ_x/T в зависимости от отношения модулей сдвига материалов включения и пространства при одноосном и двусосном растяжении. Наблюдается незначительное увеличение напряжений в случае

более жестких включений при сохранении общего характера в их распределении.

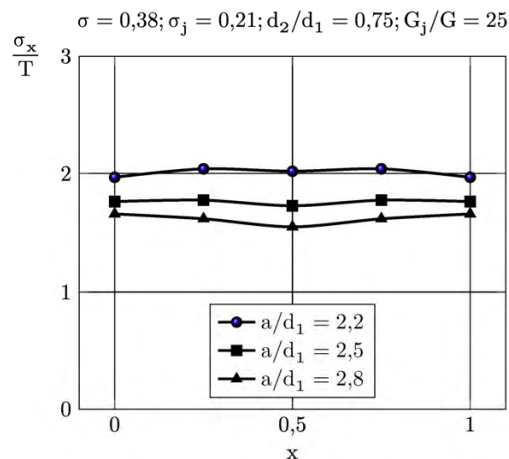


Рис. 5. Напряжения σ_x/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двусосном растяжении

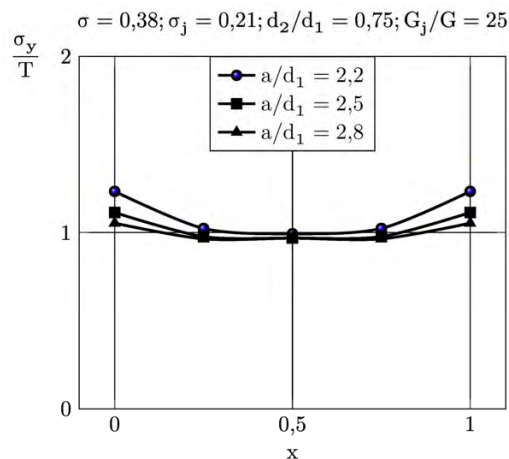


Рис. 6. Напряжения σ_y/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двусосном растяжении

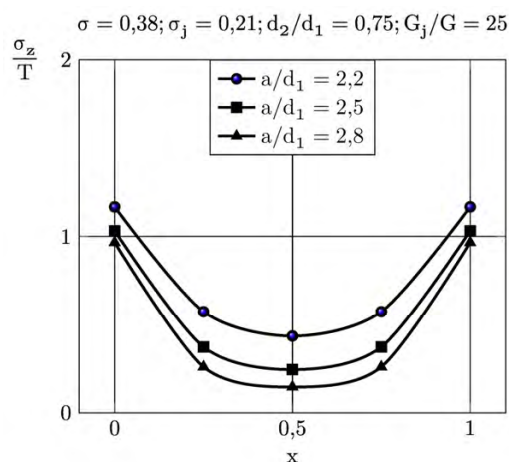


Рис. 7. Напряжения σ_z/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от относительного расстояния между ними при двусосном растяжении

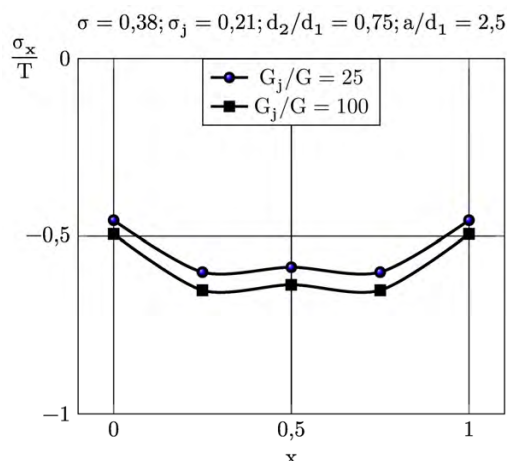


Рис. 8. Напряжения σ_x/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от соотношения G_j/G при одноосном растяжении

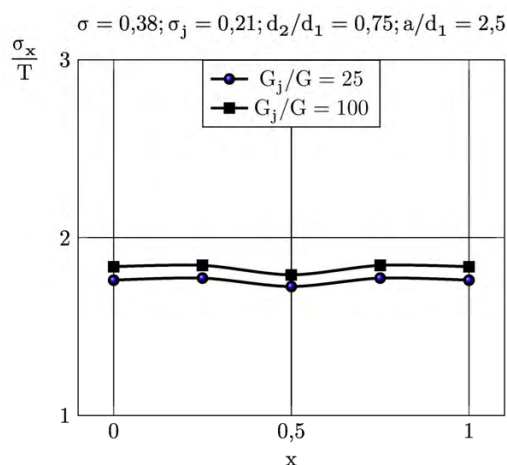


Рис. 9. Напряжения σ_x/T на линии, соединяющей центры включений в зависимости от соотношения G_j/G при двuosном растяжении

Заключение

В работе предложен эффективный метод определения напряжений в упругом пространстве с четырьмя сфероидальными включениями, центры которых расположены в вершинах квадрата, при одноосном и двuosном растяжениях упругого пространства. Метод позволяет точно удовлетворить граничным условиям на бесконечности и условиям идеального контакта на границе включений. Метод редукции, применяемый при численном решении разрешающих систем, обладает высокой скоростью сходимости, что обусловлено экспоненциальным убыванием матричных коэффициентов. Для получения гарантированной точности в 0,1% достаточно удерживать в бесконечной системе линейных алгебраических уравнений (22), (23) число уравнений, отвечающее $n_{\max} = 5$ при относительном расстоя-

нии между включениями $a/d_1 = 2,5$.

Полученные результаты могут быть использованы для моделирования напряженно-деформированного состояния зернистого композита с вытянутыми сфероидальными зернами.

Литература

1. Khoroshun, L. P. *Mathematical models and methods of the mechanics of stochastic composites* [Text] / L. P. Khoroshun // *International Applied Mechanics*. – 2000. – V. 36, No 10. – P. 1284–1316.
2. Вольперт, В. С. Осесимметричное напряжённое состояние пространства, содержащее систему сферических полостей или включений [Текст] / В. С. Вольперт, И. П. Олегин // *Новосиб. ин-т инж. ж.-д. транспорта*. – 1977. – 19 с. – Деп. в ВИНТИ. №3266–77.
3. Олегин, И. П. Осесимметричное напряжённое состояние в трансверсально-изотропной упругой среде с двумя жесткими эллипсоидальными включениями [Текст] / И. П. Олегин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 2002. – Т. V, № 1(9). – С. 127–132.
4. Олегин, И. П. Решение пространственной задачи теории упругости для трансверсально-изотропного тела, содержащего периодическую систему эллипсоидальных полостей [Текст] / И. П. Олегин // *Сибирский журнал индустриальной математики*. – 1999. – Т. II, № 1. – С. 117–122.
5. Гаришин, О. К. Прогнозирование прочности эластомерных зернистых композитов в зависимости от размеров частиц наполнителя [Текст] / О. К. Гаришин, Л. А. Комар // *Механика композиционных материалов и конструкций*. – 2003. – Т. 9, № 3. – С. 278–286.
6. Tsuchida, E. On the asyymmetric problem of the theory for an infinite elastic solid containing two spherical inclusions [Text] / E. Tsuchida, I. Nakahara, M. Kodama // *Bull. JSME*. – 1980. – V. 23, № 181. – P. 1072–1080.
7. Stress concentration around a prolate spheroidal cavity in a semi-infinite elastic body under all-round tension [Text] / E. Tsuchida, Y. Saito, I. Nakahara, M. Kodama // *Bull. JSME*. – 1982. – V. 25, №202. – P. 493 – 500.
8. Куц, В. И. Напряжённое состояние и эффективные упругие модули среды, нормированной периодически расположенными сфероидальными включениями [Текст] / В. И. Куц // *Прикладная механика*. – 1995. – Т. 31, №3. – С. 32 – 39.
9. Николаев, А. Г. Математическая модель напряженно-деформированного состояния пористого материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – 2009. – Т. 2 (58). – С. 48–58.
10. Николаев, А. Г. Развитие локальной модели

напряженного состояния пористого материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 1(98). – С. 14–18.

11. Николаев, А. Г. Локальная математическая модель зернистого композиционного материала [Текст] / А. Г. Николаев, Е. А. Танчик // Вісн. Харк. Нац. ун-та ім. В. Н. Каразіна. Сер. : Математика, прикладна математика і механіка. – 2010. – Т. 922. – С. 4–19.

12. Николаев, А. Г. Теоремы сложения решений уравнения Ламе [Текст] / А. Г. Николаев. – Х. : Харьк. авиац. ин-т, 1993. – 109 с. – Деп. в ГНТБ Украины 21.06.93, № 1178 – Ук 93.

13. Николаев, А. Г. Обоснование обобщенного метода Фурье в основных краевых задачах теории упругости для некоторых пространственных канонических областей [Текст] / А. Г. Николаев // Доповіди НАН України. – 1998. – Т. 2. – С. 78–83.

Поступила в редакцию 8.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр. В. А. Ванин, ИПМаш НАН Украины, Харьков.

ПРУЖНИЙ ПРОСТІР З ЧОТИРМА СФЕРОЇДАЛЬНИМИ ВКЛЮЧЕННЯМИ ПІД ДІЄЮ ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ

О. Г. Ніколаєв, Є. А. Танчик

У роботі запропоновано ефективний метод визначення напружень у пружному просторі з чотирма витягнутими сфероїдальними включеннями, центри яких розташовані у вершинах квадрату, при одноосному та двоосному розтягу пружного простору. Метод дозволяє точно задовольнити граничні умови на нескінченності та умовам ідеального контакту на границі включень. Метод редукції, застосований при чисельному розв'язанні розв'язальних систем, має високу швидкість збіжності, що обумовлено експоненціальним спаданням матричних коефіцієнтів. Проведено чисельний і якісний аналіз напруженого стану на лінії, що сполучає центри включень, залежно від відносної відстані між включеннями і співвідношеннями між пружними модулями матеріалів включень і простору.

Ключові слова: витягнуті сфероїдальні включення, граничні умови, напружено-деформований стан, узагальнений метод Фур'є, метод редукції, зернистий композит.

ELASTIC SPACE WITH FOUR SPHEROIDAL INCLUSIONS UNDER EXTERNAL LOAD

A. G. Nikolaev, E. A. Tanchik

In this paper, we propose an effective method for determining the stresses in the elastic space with four prolate spheroidal inclusions, whose centers are located at the vertices of the square, under uniaxial and biaxial tension of the elastic space. Method enables to be satisfied with the boundary conditions at infinity and perfect contact conditions at the boundary of inclusions. Reduction method used in the numerical solution of resolve systems, has a high rate of convergence, due to the exponential decrease of the matrix coefficients. The numerical and qualitative analysis of the stress state on the line connecting the centers of the inclusions, depending on the relative distance between the insertion and the relation between the elastic moduli of the inclusions of materials and space.

Key words: prolate spheroidal inclusions, boundary conditions, stress-strain state, generalized Fourier method, method of reduction, granular composite.

Николаев Алексей Георгиевич – д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Танчик Евгений Андреевич – ассистент каф. высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина; e-mail: eug.tanchik@yandex.ru.

УДК 621.438.13:621.57

А. Н. РАДЧЕНКО¹, С. А. КАНТОР²¹ *Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*² *ПАО "Завод "Экватор", Украина*

ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛА ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК ТРАНСФОРМАЦИЕЙ ТЕПЛОТЫ ОТРАБОТАННЫХ ГАЗОВ В ТЕПЛОИСПОЛЗУЮЩИХ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИНАХ

Выполнен анализ целесообразности применения охлаждения циклового воздуха на входе газотурбинных установок (ГТУ) теплоиспользующими холодильными машинами, утилизирующими теплоту отработанных газов. Оценка эффективности предварительного охлаждения циклового воздуха ГТУ трансформацией сбросной теплоты газов в холод базируется на потенциале охлаждения воздуха на входе ГТУ, который зависит от типа холодильной машины и климатических условий. Особенностью метода оценки потенциала охлаждения является возможность определить рациональные тип и установленную мощность холодильной машины, обеспечивающие достижение максимального эффекта в конкретных климатических условиях эксплуатации ГТУ.

Ключевые слова: газотурбинная установка, теплоиспользующая холодильная машина, трансформация теплоты, цикловой воздух, отработанные газы, экономия топлива.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

С повышением температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на входе газотурбинных установок (ГТУ) термодинамическая эффективность снижается. Так, для ГТУ производства ГП НПКГ "Зоря-Машпроект" с повышением температуры $t_{\text{нв}}$ на 10 °С уменьшается КПД на 0,8...1,0 % в абсолютных величинах или на 2,7...2,8 % в относительных величинах, причем меньшая величина соответствует двигателю ДЖ59 ($\eta_e = 30,7$ % при $t_{\text{нв}} = 15$ °С), а большая – ДН70 ($\eta_e = 35,9$ %). Удельный расход топлива ГТУ при этом возрастает на 7...8 г/(кВт·ч).

Повысить эффективность ГТУ и за счет этого сократить расход газообразного топлива при высоких температурах $t_{\text{нв}}$ воздуха на входе можно путем его предварительного охлаждения теплоиспользующими холодильными машинами (ТХМ), утилизирующими тепло отработанных газов [1, 2].

Цель исследования – оценка эффективности применения охлаждения воздуха на входе ГТУ теплоиспользующими холодильными машинами с учетом глубины и продолжительности охлаждения в конкретных климатических условиях эксплуатации.

2. Результаты исследования

При эксплуатации ГТУ имеют место как сезонные, так и суточные изменения климатических ус-

ловий. На рис. 1 приведено изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха в течение июля 2011 г. для с. Любашевка, Николаевская обл., где расположена Южнобугская компрессорная станция (КС).

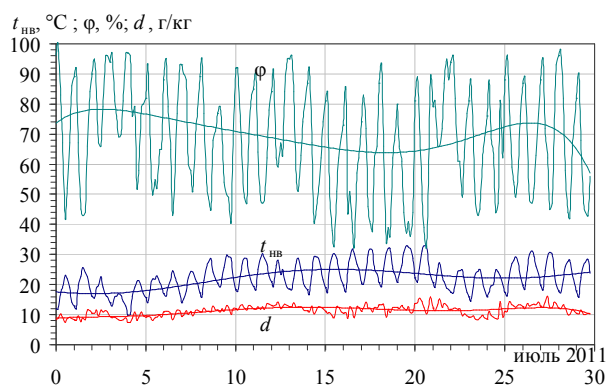


Рис. 1. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности ϕ и влагосодержания d наружного воздуха на протяжении июля 2011 г. (с. Любашевка, Николаевская обл.)

Для оценки текущего (часового) потенциала P охлаждения воздуха на входе ГТУ целесообразно использовать такой простой показатель, как снижение температуры воздуха Δt от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ до конечной $t_{\text{в2}}$ в течение 1 часа, т.е. $P = \Delta t \tau$, °С·ч, где $\tau = 1$ ч [3]. Тогда потенциал

охлаждения воздуха на входе ГТУ суммарный – за какой-либо период времени τ (месяц, год) – представляет собой сумму произведений: $\Pi = \Sigma(\Delta t \tau)$, $^{\circ}\text{C}\cdot\text{ч}$.

Показатель охлаждения (эквивалентные градусы-часы охлаждения – Equivalent Cooling Degree Hours "ECDH") был предложен в работе [4]. Однако его применение ограничивалось оценкой потенциала охлаждения воздуха на входе ГТУ увлажнением до состояния насыщения (до температуры воздуха по мокрому термометру t_m). Использование потенциала Π открывает возможности не только для оценки эффекта от охлаждения воздуха в разных климатических условиях эксплуатации за определенное время, например, за год, $\Pi = \Sigma(\Delta t \tau)$, но и для выбора рационального типа ТХМ (по соответствующей температурой t_{b2} охлажденного в ТХМ воздуха), обеспечивающего максимальное значение потенциала охлаждения Π , и установленной холодильной мощности (холодопроизводительности) Q_0 , соответственно и капитальных затрат на ТХМ [3].

Глубина охлаждения воздуха (снижение температуры воздуха) $\Delta t = t_{\text{нв}} - t_{b2}$ и, следовательно, значение потенциала $\Pi = \Sigma(\Delta t_b \tau)$ зависят помимо температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ еще и от температуры t_{b2} охлажденного в ТХМ воздуха, которая определяется температурой хладоносителя t_x (рабочего тела ТХМ), т.е. зависит от конкретного типа ТХМ. Так, в абсорбционных бромистолитиевых холодильных машинах (АБХМ) возможно охлаждение воздуха до $t_{b2} = 15...18^{\circ}\text{C}$ ($t_x = 7...10^{\circ}\text{C}$), в абсорбционных водоаммиачных (ВАХМ) либо эжекторных хладоновых (ЭХМ) холодильных машинах – до более низких $t_{b2} = 7...10^{\circ}\text{C}$ ($t_x = 2...5^{\circ}\text{C}$).

Значения текущего потенциала охлаждения воздуха на входе ГТУ, $\Pi = \Delta t \tau$, и суммарного (по

нарастающей) потенциала, $\Pi = \Sigma(\Delta t \tau)$, а также соответствующего снижения температуры воздуха Δt от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ до конечной $t_{b2} = 10^{\circ}\text{C}$ (ВАХМ или ЭХМ) и 15°C (АБХМ) для климатических условий эксплуатации ГТУ КС (с. Любашевка, Николаевская обл.) приведены на рис. 2 для суток (7.07.2011), а на рис. 3 – июля 2011 г.

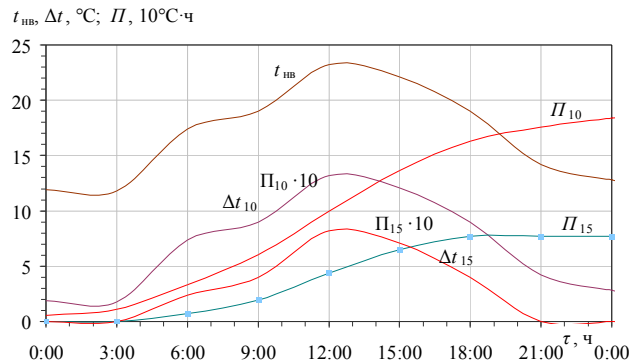


Рис. 2. Текущие значения температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$, снижения температуры воздуха Δt_{10} и Δt_{15} от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ соответственно до $t_{b2} = 10^{\circ}\text{C}$ (в АВАХМ или ЭХМ) и $t_{b2} = 15^{\circ}\text{C}$ (в АБХМ), а также соответствующие значения суммарного (по нарастающей) потенциалов охлаждения Π_{10} и Π_{15} на протяжении июля 2011 г. (с. Любашевка, Николаевская обл.)

Текущие часовые значения потенциала охлаждения $\Pi = \Delta t_b \tau$, $^{\circ}\text{C}\cdot\text{ч}$, где $\tau = 1$ ч, численно совпадают с величинами снижения температуры воздуха Δt_b , $^{\circ}\text{C}$, в результате его охлаждения.

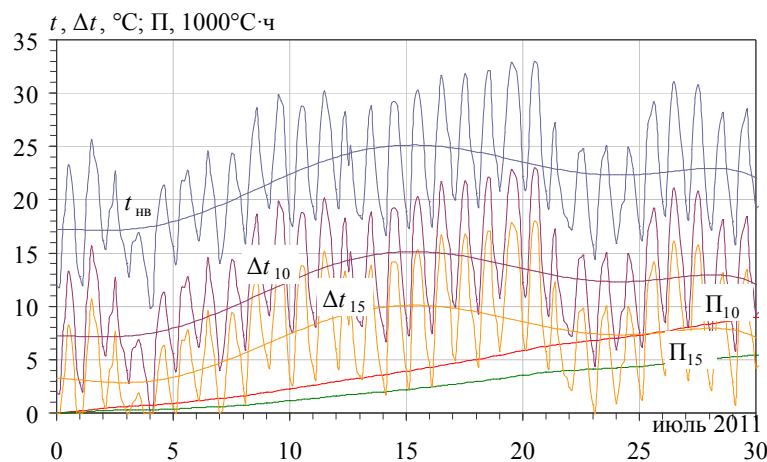


Рис. 3. Значения текущего часового и суммарного (по нарастающей) потенциалов Π охлаждения воздуха на входе ГТУ и соответствующего снижения температуры воздуха Δt от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ до $t_{b2} = 10^{\circ}\text{C}$ (в АВАХМ или ЭХМ) и $t_{b2} = 15^{\circ}\text{C}$ (в АБХМ) в течение июля 2011 г.: Δt_{10} и Π_{10} – при $t_{b2} = 10^{\circ}\text{C}$; Δt_{15} и Π_{15} – $t_{b2} = 15^{\circ}\text{C}$

Как видно из рис. 2 и 3, изменение $t_{\text{нв}}$ обуславливает соответствующее изменение $\Delta t_{\text{в}}$, т.е. текущих часовых потенциалов охлаждения $\Pi = \Delta t_{\text{в}} \tau$, и, следовательно, темпов возрастания их суммарной величины $\Pi = \Sigma(\Delta t_{\text{в}} \tau)$ за сутки и месяц.

Аналогичные данные по текущим ежемесячным и их суммарным (по нарастающей) потенциалам Π охлаждения воздуха на входе ГТУ от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ до конечной $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ (в ВАХМ или ЭХМ) и 15°C (в АБХМ) в течение 2011 г. приведены на рис. 4 (с. Любашевка, Николаевская обл.). Ежемесячные потенциалы охлаждения представляют собой сумму суточных потенциалов за каждый соответствующий месяц: $\Pi_{\text{мес}} = \Sigma(\Delta t_{\text{в}} \tau)_{\text{сут}}$, а годовой потенциал – сумму 12-ти ежемесячных потенциалов: $\Pi_{\text{год}} = \Sigma \Pi_{\text{мес}}$.

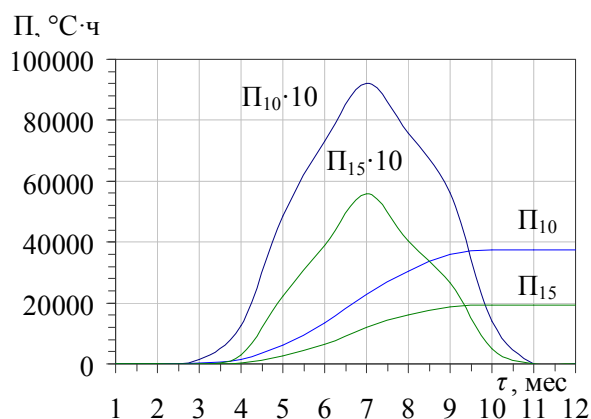


Рис. 4. Значения текущих ежемесячных и их суммарного потенциалов охлаждения Π воздуха на входе ГТУ от текущей наружной температуры $t_{\text{нв}}$ до конечных $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ (АВАХМ или ЭХМ) и 15°C (АБХМ) в течение 2011 г. (с. Любашевка, Николаевская обл.)

Как видно, максимальные значения текущего ежемесячного потенциала охлаждения Π воздуха на входе ГТУ приходится на теплые июль–август месяцы. Наибольшим текущим потенциалам охлаждения Π соответствуют максимальные темпы наращивания суммарного потенциала – наиболее крутой характер графической зависимости $\Pi = \Sigma(\Delta t_{\text{в}} \tau) = f(\tau)$.

При этом упрощается расчет эффекта в виде экономии топлива, для чего необходимо знать зависимость расхода топлива, удельного b_e или общего $V_{\text{г}}$, от температуры воздуха на входе ГТУ. Для расчета годовой экономии топлива в результате охлаждения воздуха на входе ГТУ, например, в ВАХМ или ЭХМ до $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ достаточно умножить годовой потенциал охлаждения $\Pi_{10} = 36000^\circ\text{C}\cdot\text{ч}$ (согласно рис. 4 при $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$) на величину уменьшения удельного расхода топлива Δb_e , приходящуюся

на 1°C снижения температуры воздуха на входе ГТУ, и на мощность ГТУ.

При снижении температуры воздуха на входе ГТУ, например ДН70 мощностью 10 МВт, на каждый 1°C удельный расход топлива уменьшается на величину $\Delta b_e = 0,7 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$. С учетом этого при охлаждении воздуха на входе ГТУ ДН70 в АБХМ ($\Pi_{15} = 20000^\circ\text{C}\cdot\text{ч}$ при $t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$) годовая экономия природного газа составляет $V_{\text{г},15} = 140 \text{ т}$, тогда как в ВАХМ или ЭХМ ($\Pi_{10} = 36000^\circ\text{C}\cdot\text{ч}$ при $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$) – $V_{\text{г},10} = 250 \text{ т}$, т.е. в 1,8 раза больше.

Выводы

Предложен метод оценки эффективности применения охлаждения воздуха на входе ГТУ в ТХМ, который базируется на потенциале охлаждения воздуха, зависящем от типа холодильной машины и климатических условий эксплуатации. Особенностью метода является возможность определить рациональные тип и установленную мощность ТХМ, обеспечивающие достижение максимального эффекта от охлаждения воздуха на входе ГТУ в конкретных климатических условиях эксплуатации.

Показано, что при охлаждении воздуха на входе ГТУ в ВАХМ или ЭХМ (до $t_{\text{в2}} = 10^\circ\text{C}$ и ниже) годовая экономия природного газа почти в два раза больше, чем в АБХМ ($t_{\text{в2}} = 15^\circ\text{C}$ и выше).

Литература

1. Радченко, А. Н. Испарительное охлаждение воздуха в компрессорах ГТД с предварительным осушением теплоиспользующей холодильной машиной [Текст] / А. Н. Радченко, А. Стахель, Н. И. Радченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 8(75). – С. 29–32.
2. Рыжков, С. С. Направления повышения эффективности тригенерационных установок автономного энергообеспечения технологических процессов [Текст] / С. С. Рыжков, А. Н. Радченко, С. Г. Фордуй // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9 (106). – С. 80–85.
3. Радченко, А. Н. Методология технико-экономического обоснования эффективности применения тригенерации в газотурбинных установках [Текст] / А. Н. Радченко, А. С. Морозова // *Газотурбинные технологии*. – Рыбинск, Россия, 2013. – № 3 (114). – С. 42–45.
4. Chaker, M. Inlet fogging of gas turbine engines: climatic analysis of gas turbine evaporative cooling potential of international locations [Text] / M. Chaker, C. B. Meher-Homji // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30559.

Поступила в редакцию 25.05.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор А. С. Титлов, Одесская национальная академия пищевых технологий, Одесса

**ОЦІНКА ПОТЕНЦІАЛУ ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ
НА ВХОДІ ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК ТРАНСФОРМАЦІЄЮ
ТЕПЛОТИ ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗІВ В ТЕПЛОВИКОРИСТОВУЮЧИХ
ХОЛОДИЛЬНИХ МАШИНАХ**

А. М. Радченко, С. А. Кантор

Проведено аналіз доцільності застосування охолодження циклового повітря на вході газотурбінних установок (ГТУ) тепловикористовуючими холодильними машинами, що утилізують теплоту відпрацьованих газів. Оцінка ефективності попереднього охолодження циклового повітря ГТУ трансформацією скидної теплоти газів в холод базується на розрахунку потенціалу охолодження повітря на вході ГТУ, який залежить від типу холодильної машини і кліматичних умов. Особливістю методу оцінки потенціалу охолодження є можливість визначити раціональний тип і встановлену потужність холодильної машини, що забезпечують досягнення максимального ефекту в конкретних кліматичних умовах експлуатації ГТУ.

Ключові слова: газотурбінна установка, тепловикористовуюча холодильна машина, трансформація теплоти, циклове повітря, відпрацьовані гази, економія палива.

**EVALUATION OF COOLING POTENTIAL OF GAS TURBINE UNIT INTAKE AIR
BY TRANSFORMING THE EXHAUST GAS HEAT IN WASTE HEAT RECOVERY
COOLING MACHINES**

A. N. Radchenko, S. A. Kantor

The rationality of application of gas turbine unit (GTU) intake cyclic air cooling by waste heat recovery cooling machines utilizing the heat of exhaust gases has been analyzed. The evaluation of the efficiency of precooling of GTU cyclic air by transforming the exhaust gas heat into a cold is based on the calculation of cooling potential of GTU intake air, that depends on the type of cooling machine and climate conditions. The peculiarity of the method of cooling potential evaluation is the possibility to determine a rational type and cooling machine power installed, those provide achieving the maximal effect in concrete climate conditions of GTU performance.

Key words: gas turbine unit, waste heat recovery cooling machine, transforming of heat, cyclic air, exhaust gases, fuel saving.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., доц., Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Кантор Сергей Анатольевич – инженер-механик, ПАО "Завод "Экватор", Николаев, Украина, e-mail: s_kantor@mail.ru.

УДК 621.412

В. А. САФОНОВ, И. Л. БЕЛЕЦКИЙ, П. Н. КУЗНЕЦОВ

Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности

ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ С ЛИНЕЙНЫМ ГЕНЕРАТОРОМ, РАБОТАЮЩИЙ ПО ЦИКЛУ СТИРЛИНГА

В данной статье приведены результаты экспериментальных исследований по оптимизации параметров термомеханического двигателя, работающего от внешнего источника тепла. Показан механизм преобразования высокочастотных механических колебаний в электрическую энергию при помощи линейного генератора. Сделаны замеры выходной мощности генератора при разных режимах работы двигателя. Исследовалась зависимость частоты колебаний рабочей мембраны двигателя от весовых характеристик отдельных элементов конструкции опытной установки. Сделаны первичные выводы относительно установок, преобразующих внешнюю тепловую энергию в механические колебания.

Ключевые слова: термомеханический двигатель, термореzonансный двигатель, линейный генератор, двигатель внешнего сгорания, двигатель Стирлинга

Постоянный мировой рост цен на энергоносители открывает широкую дорогу устройствам, преобразующим внешнее «дармовое» тепло в механическую и электрическую энергию. Подобные установки работают по циклу Стирлинга и известны уже достаточно давно. Однако сегодня их производство весьма мало по сравнению с двигателями внутреннего сгорания. Это обусловлено сложностью конструкции, высокими требованиями к материалам деталей и, соответственно, высокой ценой конечного продукта. К тому же, все эти двигатели имеют поршневую модель, что влечет за собой множественные потери полезной работы на трение в механизме привода. Изучив недостатки двигателей Стирлинга с поршневой группой [1, 2], еще в 60-х годах прошлого века, группой английских ученых, из центра атомной энергии в Харуэлле (Англия), была разработана новая концепция двигателя.

Вместо рабочего поршня они поставили металлическую мембрану из пружинной стали. Она совершает колебания под действием изменяющегося давления рабочего тела. С мембраной жестко связан постоянный магнит, который колеблется в обмотке генератора, возбуждая переменный электрический ток. Фактически машина состоит из вытеснителя и рабочей мембраны, которые пружинно подвешены относительно корпуса. Все движущиеся детали двигателя совершают резонансные колебания с частотой равной собственной частоте колебаний установки, но смещены по фазе. Фазовый сдвиг между вытеснителем и рабочей мембраной очень важен для установления положительной обратной связи.

В результате, получилась очень простая и надежная схема рис. 1, которая к тому же, легко гер-

метизируется и имеет длительный ресурс работы (более 100000 часов).

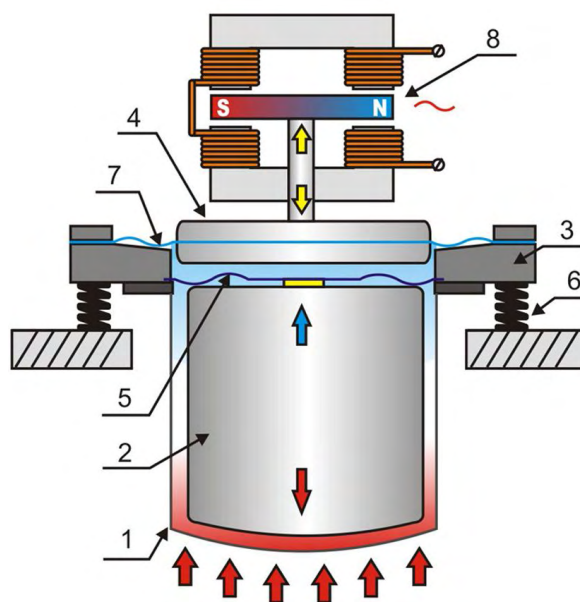


Рис. 1. Схема термомеханического генератора:
1 – нагреватель, 2 – вытеснитель, 3 – корпус,
4 – рабочая мембрана, 5 – пружина вытеснителя,
6 – пружинный подвес корпуса, 7 – пружинная
поверхность рабочей мембраны, 8 – линейный
генератор

Важной особенностью такой конструкции является ее самозапуск при достижении определенного градиента температур между нагревателем и холодильником. Это объясняется тем, что между основными деталями двигателя нет трения скольжения и они легко выходят из равновесия. Все это сильно удешевляет конструкцию.

Однако ни одна из ведущих компаний по производству стирлинг-генераторов не использует эту схему в своих изделиях. Это обусловлено тем, что преобразование механических низкоамплитудных колебаний в электричество, при помощи линейного генератора, не так эффективно, как преобразование кругового движения в генераторе вращения. И это верно, но если не гнаться за высокой мощностью установки и использовать «дармовое» тепло, то подобная конструкция находится вне конкуренции.

Авторами статьи был изготовлен опытный образец такого термомеханического генератора с подводом тепла от газовой горелки рис. 2.



Рис. 2. Опытная модель термомеханического генератора

На базе этой модели был проведен ряд исследований направленных на изучение принципа и параметров работы двигателя. Основным условием устойчивой работы такой установки является наличие общей частоты колебаний для всех движущихся деталей. В свою очередь, частота колебаний зависит от массы детали и жесткости ее подвеса, что выражается формулой:

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{m}},$$

где k – жесткость пружины подвеса;
 m – масса детали.

Допустим, необходимо спроектировать установку, работающую на определенной частоте, тогда критерием ее оптимизации будет изготовление каждой движущейся детали с такой массой и жесткостью подвеса, которые обеспечат свободные колебания на частоте близкой к заданной. Другими словами, для максимального преобразования тепловой

энергии в механическую, корпус двигателя, вытеснитель и рабочая мембрана должны обладать близкими резонансными частотами. Главной деталью, задающей основную частоту колебаний двигателя, является вытеснитель. Он перемещает рабочее тело от нагревателя к холодильнику. От его правильной работы зависит стабильность работы всей установки. Между вытеснителем и рабочей мембраной нужно установить положительную обратную связь. Поэтому их частоты колебаний отличаются по фазе, вытеснитель обгоняет мембрану на 90 – 100 °С.

Самый простой способ – плавно регулировать их массы и следить за выходной мощностью. Этот же принцип применим и к оптимизации колебаний корпуса. На рисунках 3, 4 и 5 показана экспериментальная оптимизация опытной установки по массе ее деталей, не меняя пружинные подвесы.

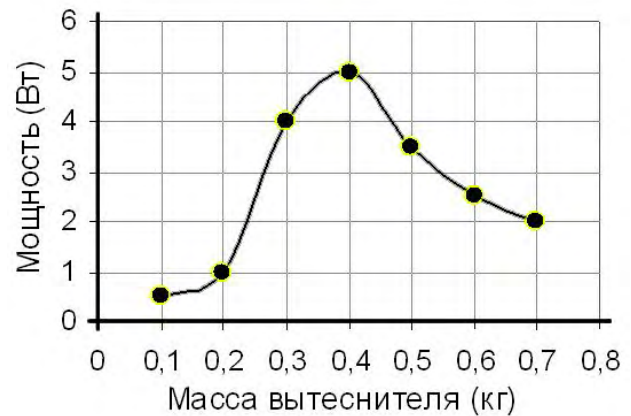


Рис. 3. Зависимость мощности двигателя от массы вытеснителя



Рис. 4. Зависимость мощности двигателя от массы рабочей мембраны

Проведя серию экспериментов, авторами статьи были сделаны выводы относительно положительных и отрицательных сторон такого двигателя.

Самый большой плюс этой конструкции в ее простоте и невысокой цене изготовления деталей. Сегодня, именно дорогая цена классических схем

Стирлинг-генераторов мешает их широкому распространению на рынке.

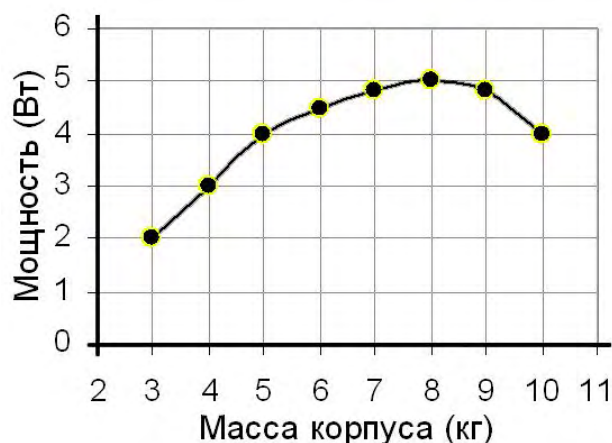


Рис. 5. Зависимость мощности двигателя от массы корпуса

Несомненным достоинством является огромный ресурс работы такого двигателя. Ведь отсутствие механического трения между движущимися деталями делает его практически «вечным».

Еще одним полезным свойством, терморезонансного двигателя, можно считать его способность к самозапуску при нагреве до определенной температуры. Эта особенность значительно упрощает конструкцию, чем не могут похвастаться поршневые машины.

Такой двигатель легко герметизируется вместе с генератором и не требует частого обслуживания, что позволяет устанавливать его в труднодоступных местах.

Линейный генератор можно легко настроить на работу с любой удобной для потребителя частотой.

Термомеханический двигатель с резонансным принципом работы способен преобразовывать тепло в механическую работу в широком диапазоне температур. Чем выше разница температур между нагревателем и холодильником, тем выше частота работы двигателя. На низких частотах выгодно использовать эту установку как водяной насос, а на высоких — как генератор.

К недостаткам такого двигателя можно отнести сравнительно не большой КПД преобразования тепла в механическую работу, не более 10%. Это связа-

но с отсутствием регенератора и малым частым ходом вытеснителя, что не позволяет использовать большой объем рабочего тела, как у поршневых машин. Это является главным препятствием для постройки мощных Стирлинг-генераторов на этой схеме.

Такой же малый ход рабочей мембраны (1-3 мм) не позволяет сделать высокоэффективным линейный генератор. Поскольку колебания магнита между сердечниками с катушками не приводят к полному исчезновению магнитного поля при смене его на противоположное направление, как в генераторах вращения.

Еще одной не приятной особенностью такой конструкции является изменение частоты работы двигателя в зависимости от количества подводимого тепла. С повышением градиента температур между нагревателем и холодильником частота увеличивается и наоборот. Это значит, что на заданный режим работы установка выходит не сразу, а когда установится определенный температурный режим. Получается, что стабильность работы двигателя в заданном режиме зависит от стабильности подвода тепла, что не всегда можно обеспечить простыми способами.

Но в целом, по мнению авторов статьи, если провести ряд усовершенствований, то машинам с резонансным принципом работы вполне можно найти полезное применение.

Литература

1. Ридер, Г. Т. Двигатели Стирлинга [Текст] : моногр. / Г. Т. Ридер, Ч. К. Хупер. — пер. с англ. — Москва, 1986. — 464 с.
2. Уокер, Г. Двигатели Стирлинга [Текст] : моногр. / Г. Уокер. — пер. с англ. — Москва, 1985. — 408 с.
3. Сафонов, В. А. О возможностях использования флуктуаций в энергетических процессах [Текст] / В. А. Сафонов // Сб. науч. трудов СХУЯЭиП. — С. : СХУЯЭиП, 2012. — № 2. — С. 50-58.
4. Анализ цикла свободнопоршневых машин типа Стирлинга с учетом динамики подвижных частей [Текст] / А. В. Синев, М. Я. Израилович, В. Ф. Щербаков, Р. В. Кангун // Машиностроение и инженерное образование. — М., 2005. — № 2. — С. 19-36.

Поступила в редакцию 10.10.2013, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., руководитель севастопольского отделения научно-технического центра В. А. Герлига, НАЭК «Энергоатом» (СХУЯЭиП).

**ТЕРМОМЕХАНІЧНИЙ ДВИГУН З ЛІНІЙНИМ ГЕНЕРАТОРОМ,
ПРАЦЮЮЧИЙ ЗА ЦИКЛОМ СТІРЛІНГА*****В. О. Сафонов, І. Л. Белецький, П. Н. Кузнецов***

У даній статті наведено результати експериментальних досліджень з оптимізації параметрів термомеханічного двигуна, працюючого від зовнішнього джерела тепла. Показано механізм перетворення високочастотних механічних коливань в електричну енергію за допомогою лінійного генератора. Зроблено виміри вихідної потужності генератора при різних режимах роботи двигуна. Досліджувалася залежність частоти коливань робочої мембрани двигуна від вагових характеристик окремих елементів конструкції дослідної установки. Зроблено первинні висновки щодо установок, що перетворюють зовнішню теплову енергію в механічні коливання.

Ключові слова: термомеханічний двигун, терморезонансний двигун, лінійний генератор, двигун зовнішнього згоряння, двигун Стірлінга.

**THERMOMECHANICAL ENGINE WITH LINEAR GENERATOR
WORKING FOR CYCLE STIRLING*****V. A. Safonov, I. L. Bielecki, P. N. Kuznetsov.***

This article presents the results of experimental studies on optimizing the parameters of thermo-mechanical engine running from an external source of heat. The mechanism of transformation of high-frequency mechanical vibrations into electrical energy by means of a linear generator. Made measurements generator output at different engine operating modes. The dependence of the oscillation frequency of the working diaphragm motor weight characteristics of the individual elements of the design of a pilot plant. Make an initial conclusions about the plants that convert external thermal energy into mechanical vibrations.

Keywords: thermomechanical engine, termorezonansny engine, linear generator, engine is an external combustion, Stirling engine.

Сафонов Владимир Александрович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина.

Белецкий Игорь Леонидович – аспирант кафедры «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина, e-mail: Physicstoys@yandex.ru.

Кузнецов Павел Николаевич – аспирант кафедры «Энергосбережения и нетрадиционных источников энергии», Севастопольский национальный университет ядерной энергии и промышленности, Севастополь, Украина, e-mail: pasha_2@ukr.net.

УДК 621.515.1

Е. С. БАРЫШЕВА¹, А. Е. ДЕМИН¹, О. Н. ДРЫНОВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОМ КОМПРЕССОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Представлен метод поверочного аэродинамического расчета осесимметричного течения в осецентрированном компрессоре, разработанный в Национальном аэрокосмическом университете "ХАИ". В его основу положено решение системы уравнений Эйлера в стационарной форме. С помощью данного метода проведено расчетное исследование структуры течения и суммарных характеристик осецентрированного компрессора высокого давления авиационного двигателя на различных режимах по частоте вращения ротора и расходу, получены поля параметров потока и суммарные характеристики, приведено их сопоставление с экспериментальными данными. В статье представлены результаты исследования влияния изменения угла установки входного направляющего аппарата осецентрированного компрессора на его характеристику и структуру течения в нём.

Ключевые слова: осецентрированный компрессор, метод поверочного расчета осесимметричного течения, суммарные характеристики, структура течения, входной направляющий аппарат.

Введение

Осецентрированные компрессоры (ОЦК) находят широкое применение в конструкциях современных газотурбинных двигателей (ГТД). Свойственные этим компрессорам высокие степени повышения давления реализуются в относительно малом, в сравнении с традиционными осевыми многоступенчатыми машинами, числе ступеней. Однако это преимущество оборачивается сложностью проектирования и доводки таких объектов.

Осевые и центробежные ступени осецентрированного компрессора проектируются с помощью различных методов расчета, не всегда согласованных друг с другом. Кроме того, осевая и центробежная части могут моделироваться на основе ранее доведенных ступеней. Для их согласования необходимо использовать расчетные методы, обеспечивающие определение структуры течения и суммарных характеристик осецентрированных компрессоров.

Для совершенствования согласования осевой и центробежной частей компрессора применение методов расчета пространственного течения не является рациональным. Более приемлемым является использование двумерных подходов, на которые выпадает основной объем предварительных работ при проектировании. Такие методы позволяют учитывать геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов и, несмотря на допущения, обладают достаточными для практики точностью и быстродействием.

Существует ряд методов расчета двумерного потока, которые позволяют проводить моделирова-

ние течения в осевых многоступенчатых компрессорах [1, 2 и др.] и центробежных компрессорных ступенях [3–5 и др.]. Для практики проектирования желательно иметь метод, позволяющий исследовать течение в проточной части осецентрированного компрессора без разделения на осевую и центробежную части.

Такой метод расчета был разработан в проблемной научно-исследовательской лаборатории (ПНИЛ) газотурбинных двигателей и установок кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета «ХАИ».

В статье приведены результаты практического применения метода для исследования течения в осецентрированном компрессоре высокого давления авиационного газотурбинного двигателя.

1. Метод расчета

Используемый метод поверочного расчета течения в осецентрированном компрессоре основан на разработанном ранее комплексе методов поверочного расчета течения в многоступенчатых осевых и центробежных компрессорах и нагнетателях природного газа [6], разработанного в тесном взаимодействии с предприятиями газотурбостроения Украины (ГП «Ивченко-Прогресс», ПАО "Сумское НПО им. М. В. Фрунзе"). Все численные методы в течение ряда лет прошли верификацию и показали свою надежность и эффективность при решении практических задач [6, 7 и др.].

Основные положения используемого метода расчета представлены в работе [8]. Метод позволяет

определять структуру течения и суммарные характеристики компрессора и составляющих его ступеней на основании заданных геометрических параметров лопаточных венцов, проточной части, а также режима работы по расходу и частоте вращения.

Метод базируется на решении системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной форме, которая сводится к дифференциальным уравнениям второго порядка относительно функции тока и первого порядка относительно плотности. Дифференциальное уравнение для функции тока аппроксимируется конечно-разностными уравнениями второго порядка точности.

Использование проекции уравнения движения на вектор относительной скорости и введение искусственной сжимаемости, аналогично классическим подходам работы [9], позволило распространить область применения данного метода на трансзвуковые режимы течения ($M < 1,4$).

Вязкие свойства течения учитываются с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей для определения значений углов отставания потока в решетках профилей и коэффициентов потерь, соответствующих исследуемому диапазону скоростей течения.

Для численного решения дифференциальных уравнений используются разностные схемы, обеспечивающие второй порядок аппроксимации, достаточно подробные расчетные сетки, позволяющие существенно снизить уровень погрешностей расчета (схемной вязкости), а также детально описать поверхности лопаточных венцов и меридиональных обводов. Данный подход дает возможность определять структуру осредненного в окружном направле-

нии трансзвукового течения и суммарные характеристики осецентрибежного компрессора, учитывать влияние отбора рабочего тела из проточной части, в соответствии с [7], и поля параметров потока на входе.

Данный метод реализован в виде программного комплекса (ПК) AxSymOCB.

2. Расчетное исследование течения в осецентрибежном компрессоре

В качестве объекта исследования выбран осецентрибежный компрессор высокого давления современного авиационного двигателя. Его проточная часть, схематически показанная на рис. 1, включает в себя:

- осевую часть – двухступенчатую, с поворотными регулируемыми входным и первым направляющими аппаратами (ВНА, 1НА),

- центробежную ступень, состоящую из осерадиального высоконапорного рабочего колеса (РК), лопаточного диффузора, поворотного колена и двухрядного спрямляющего аппарата.

При проведении расчетов поле полных давлений и температур на входе в исследуемый компрессор принято равномерным по высоте канала и соответствующим стандартным атмосферным условиям ($T^* = 288 \text{ К}$, $P^* = 101325 \text{ Па}$).

С помощью программного комплекса AxSymOCB выполнено расчетное исследование трансзвукового течения в осецентрибежном компрессоре в широком диапазоне режимов по частоте вращения ($\bar{n}_{пр} = 1,0; 0,92; 0,85 \text{ и } 0,8$) и расходу.

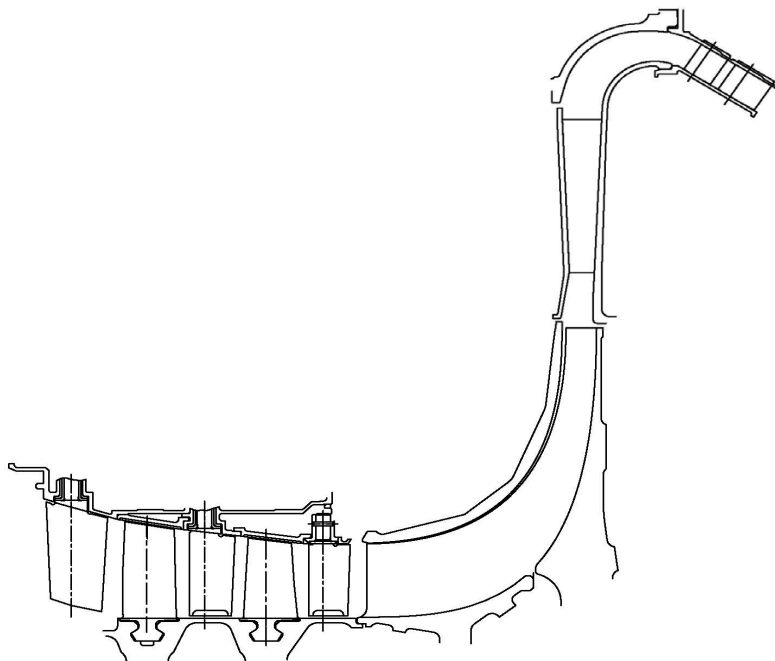


Рис. 1. Осецентрибежный компрессор высокого давления авиационного ГТД

При этом моделировались реальные условия работы ОЦК с учетом всех имеющихся отборов рабочего тела из проточной части: за осевыми ступенями, из проточной части центробежного РК и за ним, а также за лопаточным диффузором (ЛД).

На рис. 2 приведена суммарная характеристика осецентрибежного компрессора, полученная расчетным путем (сплошная линия). На этом же рисунке показаны результаты экспериментальных исследований.

Здесь и далее суммарные характеристики представлены в виде зависимостей степени повышения давления $\bar{\pi}^*$ от расхода воздуха $\bar{G}_{в пр}$. Значения параметров отнесены к соответствующим значениям для компрессора на расчетном режиме:

$$\bar{G}_{в пр} = \frac{G_{в пр}}{G_{в пр р}}, \quad \bar{\pi}^* = \frac{\pi^*}{\pi_{ст р}}.$$

На рис. 3 представлены изолинии чисел Маха в проточной части исследуемого компрессора на «расчетном» режиме при $\bar{p}_{пр} = 1,0$ и $\bar{G}_{пр} = 1,0$.

Кроме показанных, могут быть получены изолинии других термодинамических параметров потока в проточной части, позволяющих судить об особенностях течения в проточной части и уровне скоростей.

На рис. 4 представлены распределения углов натекания на лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов рассмотренного варианта осевых ступеней, а также рабочего колеса и лопаточного диффузора центробежной ступени по высоте проточной части на «расчетном» режиме. Значения углов натекания для осевых лопаточных венцов на середине высоты лопатки меняется в диапазоне от 2 до 5 град. Для РК и ЛД центробежной части соответствующие углы составляют ~0 град.

Результаты, получаемые с помощью ПК AxSymOCB, позволяют проводить оценку согласованности лопаточных венцов осевых и центробежных ступеней в различных сечениях по высоте.

Этот комплекс использован для исследования влияния изменения угла установки входного направляющего аппарата осецентрибежного компрессора на ± 3 град относительно исходного положения

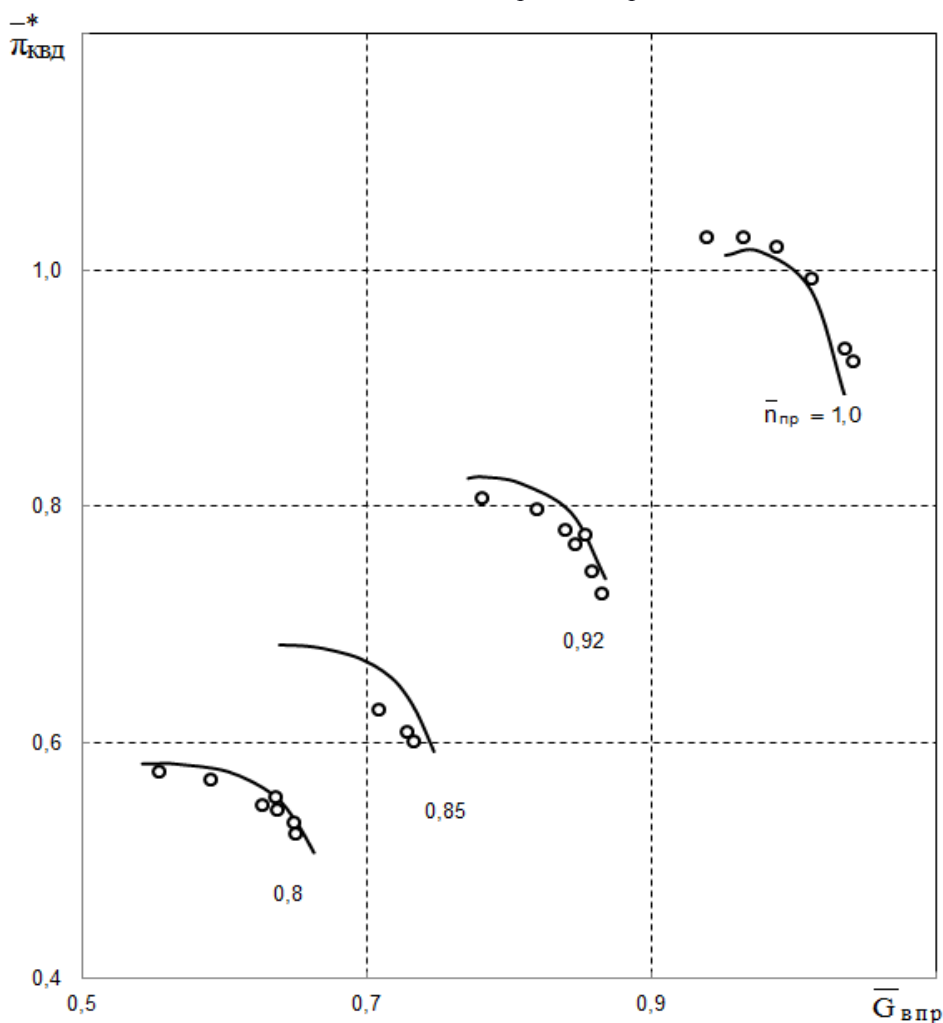


Рис. 2. Суммарная характеристика осецентрибежного компрессора:

— расчетная характеристика, ○ — экспериментальные данные

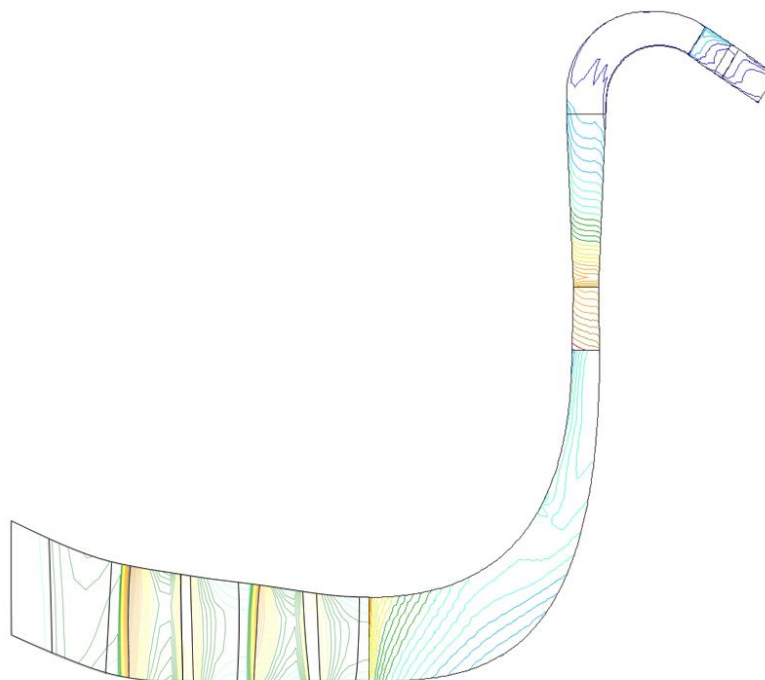


Рис. 3. Изолинии чисел Маха в проточной части осецентробежного компрессора на «расчетном» режиме

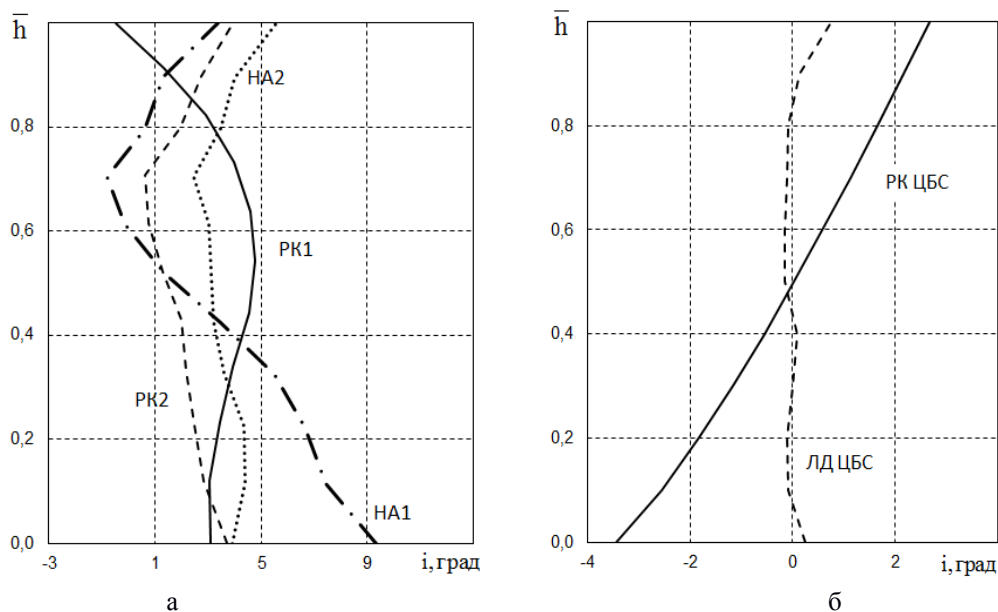


Рис. 4. Распределение углов натекания по высоте проточной части на входе в лопаточные венцы ОЦК на «расчетном» режиме: а – осевые ступени; б – центробежная ступень

на его суммарные характеристики, на "расчетной" частоте вращения. На рис. 5 приведены напорные характеристики исследуемого компрессора, полученные в результате расчета. Из рисунка видно, что закрытие ВНА приводит к смещению характеристики в область меньших расходов и значительному сужению по расходу диапазона работы компрессора. Раскрытие ВНА, т.е. увеличение площади его проходного сечения смещает напорную характеристику в сторону больших расходов и напоров.

На рис. 6 представлены распределения углов натекания на лопатки рабочих колес осевых ступеней при $\bar{p}=1,0$ в точках 1, 2, 3 (рис. 5) для различных углов установки ВНА. Маркерами обозначены соответствующие точки на характеристиках.

Полученные результаты демонстрируют возможность изменения степени повышения полного давления в ОЦК путем изменения углов установки ВНА. При этом для данного режима изменение угла

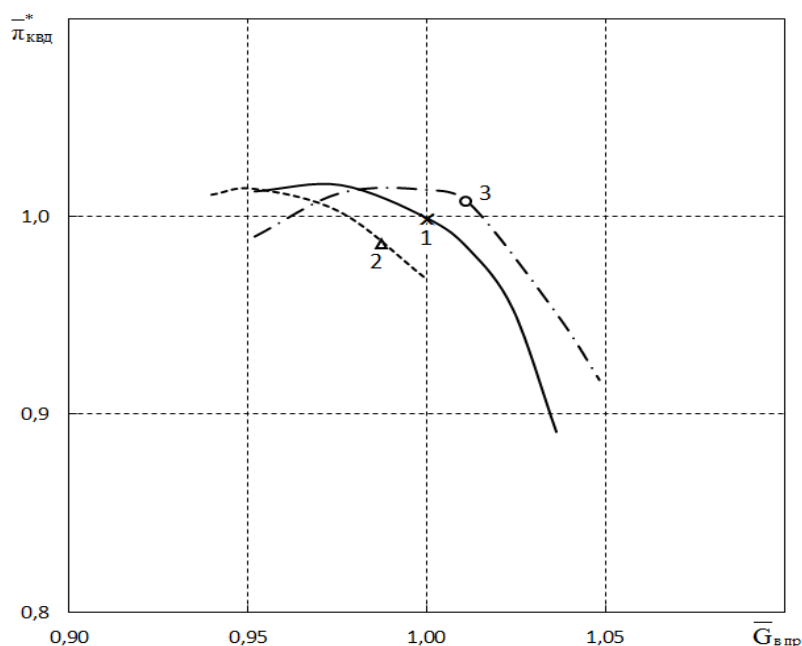


Рис. 5. Суммарная напорная характеристика осецентрированного компрессора:
 - - - - $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=-3$ град; — — — — $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=0$ град; — · — · — $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=3$ град

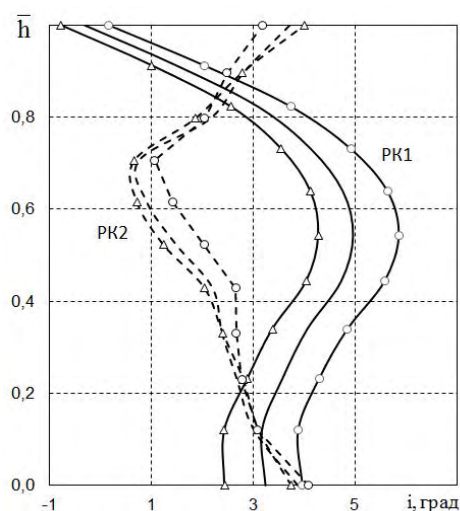


Рис. 6. Распределение углов натекания по высоте проточной части на лопатки рабочих колес осевых ступеней:

— Δ — — , — Δ — — — — $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=-3$ град,
 - - - - , — — — — $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=0$ град,
 - - $\circ$ - - , — $\circ$ — — — — $\Delta\gamma_{\text{ВНА}}=3$ град

натекания на первое РК для двух рассмотренных вариантов отклонения угла установки ВНА от расчетного не превышает $\sim 0,5$ град. Влияние на лопаточные венцы центробежной части компрессора еще менее значительно.

Заключение

Метод поверочного расчета осесимметричного трансзвукового течения в осецентрированном компрессоре

соре ГТД использован для анализа течения в компрессоре высокого давления современного авиационного двигателя. Метод позволяет получать суммарные характеристики, поля параметров потока и проводить анализ течения в любом сечении рассматриваемого компрессора. Получена структура течения и суммарные характеристики ОЦК, проведено сопоставление с экспериментальными данными.

Рассмотрено влияние изменения угла установки входного направляющего аппарата компрессора на структуру течения и суммарные характеристики.

Данный метод и соответствующий программный комплекс могут быть использованы при оценке согласованности осевой и центробежной частей компрессоров, а также при определении рациональной программы регулирования поворотных направляющих аппаратов с целью повышения эффективности компрессора в целом.

Литература

1. Сальников, В. С. К расчету осесимметричного потока в турбомашине [Текст] / В. С. Сальников // Лопаточные машины и струйные аппараты. — 1972. — № 6. — С. 25–48.
2. Егоров, И. Н. Комплекс программ по расчету характеристик, оптимальному проектированию и управлению многоступенчатых осевых компрессоров [Текст] / И. Н. Егоров, В. С. Талызина, В. Н. Фомин // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. — М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского. — 1989. — С. 231–238.
3. Дейч, М. Е. Газодинамика решеток турбо-

машин [Текст] / М. Е. Дейч. – М. : Энергоатомиздат, 1996. – 528 с.

4. Куфтов, А. Ф. Моделирование процесса течения в проточной части центробежного компрессора на основе решения осесимметричной задачи [Текст] / А. Ф. Куфтов, С. Ю. Сальников // Изв. вузов. Машиностроение. – 2000. – № 1–2. – С. 50–56.

5. Casey, M. A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery [Text] / M. Casey, Ch. Robinson // Proc. of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9–13, Berlin. (GT2008-50187). – 12 p.

6. Методы расчетного исследования течений в осевых и центробежных компрессорах и результаты их практического использования [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин, Ю. П. Максимов, К. В. Фесенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011.

– № 10(87). – С. 63–69.

7. Барышева, Е. С. Метод расчета течения в центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками [Текст] / Е. С. Барышева, Л. Г. Бойко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 1(37). – С. 45–51.

8. Расчетное исследование течения в осецентрибежном компрессоре авиационного двигателя [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин, О. Н. Дрынов // Вестник УГАТУ. – 2013. – Т. 17, № 4(57). – С. 29–37.

9. Сюй, Дж. Численное решение уравнения для функции тока в трансзвуковых течениях [Текст] / Дж. Сюй, В. Ни, Дж. Ду // Тр. америк. общ. инж.-мех. : Сер. Энергетические машины и установки. – 1988. – Т. 110, № 4. – С. 34–38.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. А. В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННІ ТЕЧІЙ В ВІСЬОВІДЦЕНТРОВОМУ КОМПРЕСОРІ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

О. С. Барышева, О. Е. Дьомін, О. М. Дринов

Представлено метод перевірного аеродинамічного розрахунку течії в вісьовідцентровому компресорі, що розроблено в Національному аерокосмічному університеті "ХАІ". В його основу покладено рішення системи рівнянь Ейлера в стаціонарній формі. За допомогою даного методу проведено розрахункове дослідження структури течії і сумарних характеристик вісьовідцентрового компресора високого тиску авіаційного двигуна на різних режимах по витраті та частоті обертання ротора, отримано поля параметрів потоку і сумарні характеристики, приведено їх зіставлення з експериментальними даними. У статті представлено результати дослідження впливу зміни кута установки вхідного направляючого апарату вісьовідцентрового компресора на його характеристику та структуру течії в ньому.

Ключові слова: вісьовідцентровий компресор, метод перевірного розрахунку вісьосиметричної течії, сумарні характеристики, структура течії, вхідний направляючий апарат.

AIRCRAFT ENGINE AXIS-CENTRIFUGAL COMPRESSOR FLOW INVESTIGATION

E. S. Barysheva, A. E. Dyomin, O. N. Drynov

The flow checking aerodynamic calculation method in the axis-centrifugal compressor is represented. It has been developed in the National aerospace university "KhAI". This method is based on the Euler equations solution written in a fixed form. With the help of this method the computation research of the flow structure and summary performances was conducted, parameters fields were obtained and summary performances comparison with experimental data is given. The subject of inquiry is the aircraft engine high pressure axis-centrifugal compressor worked on different regimes of mass flow rate and rotor rotational speed. The calculation research results of influence of axis-centrifugal compressor inlet guide vanes stagger angle change on its performances and flow structure are presented.

Key words: axis-centrifugal compressor, checking calculation method of axisymmetric flow, summary performance, flow structure, inlet guide vanes.

Барышева Елена Серафимовна – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k201@d2.khai.edu.

Демин Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k201@d2.khai.edu.

Дрынов Олег Николаевич – главный конструктор ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: vk2@ivchenko-progress.com.

УДК 378.2

А. С. КУЛИК, А. Г. ЧУХРАЙ, И. Н. БАНДУРА

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

НАПРАВЛЕНИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ИЗОБРЕТАТЕЛЬСКИХ РАБОТ НА КАФЕДРЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Представлены актуальные направления научно-исследовательских работ на кафедре систем управления летательными аппаратами. Среди них: рациональное управление работоспособностью сложных автономных технических систем с неопределенной динамикой; автоматизация организационного управления; интеллектуальные компьютерные обучающие программы. По каждому направлению активно ведутся научные исследования, защищаются диссертации, выполняются хоздоговора. Начиная с 2002 г. к изобретательской работе были подключены студенты, обучающиеся на кафедре. Было введено изучение студентами основ правовой охраны объектов интеллектуальной собственности с завершающим этапом - подача заявки на патент или на регистрацию компьютерной программы. Много патентов студентов используются в учебном процессе при разработке учебно-лабораторных и испытательных стендов, макетов, устройств; есть дипломные работы, результаты которых запатентованы.

Ключевые слова: научно-исследовательская работа, изобретательство, диссертация, хоздоговор, изобретение, патент, полезная модель.

За многолетнюю историю развития на кафедре систем управления летательными аппаратами (СУЛА) ХАИ сформировалось множество научных направлений. Сегодня активно ведутся работы в рамках следующих трех: 1) рациональное управление работоспособностью сложных автономных технических систем с неопределенной динамикой; 2) автоматизация организационного управления; 3) интеллектуальные компьютерные обучающие программы.

Первое направление связано с тем, что в сложных искусственных системах управления под воздействием внешних и внутренних дестабилизирующих факторов неизбежно возникают нарушения, неисправности, сбои, в общем, отказы, приводящие к нештатным режимам функционирования. Достижение требуемого качества управления и продления ресурса систем при минимальной избыточности массогабаритных и энергетических характеристик возможно посредством оценки текущего технического состояния – диагностирования и парирования аварийных состояний – восстановления работоспособности.

Множество объектов, для которых сотрудниками кафедры СУЛА были проведены и ведутся исследования средств рационального управления, формируется на основании практических задач, обозначенных в хоздоговорных темах с отечественными и зарубежными предприятиями: «Разработка алгоритмов регулирования расхода топлива для

электронного регулятора», 2000–2002 гг., заказчик: – НТ СКБ «Полисвит» ПО «Коммунар», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент В. Ф. Симонов; «Разработка рабочих моделей самолёта Ан-140 и анализ его динамических характеристик», 2002–2003 гг., заказчик – НТ СКБ «Полисвит» ПО «Коммунар», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент В. Ф. Симонов; «Разработка интеллектуальной системы управления программно-перенастраиваемым производственным оборудованием», 2002–2003 гг., заказчик – НПП «Хартрон-Плант», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент В. В. Нарожный; «Разработка системы мониторинга климатических параметров современного инкубатора», 2004 г., заказчик – фирма «Остров», ответственные исполнители – доцент В. Г. Джулгачов, к.т.н., доцент В. В. Нарожный; «Разработка универсальной учебной микроконтроллерной системы», 2005 г., заказчик – Харьковский патентно-компьютерный колледж, ответственный исполнитель – доцент В. Г. Джулгачов; «Научная стажировка китайских специалистов корпорации «AVIC 2» по современным принципам автоматического управления самолетами», 2005 г., заказчик: – «AVIC 2» (Китай), ответственный исполнитель – к.т.н., доцент В. Ф. Симонов; «Разработка системы управления климатической камерой «Blue Star», 2006–2007 гг., заказчик – Волчанский агрегатный завод, ответственный исполнитель – к.т.н., доцент В. В. Нарожный; «Исследование функциональных возможностей системы «Полискан-10»

и разработка предложений по их улучшению», 2007 г., заказчик – НТ СКБ «Полисвит» ПО «Коммунар», ответственный исполнитель – доцент В. Г. Джулгаков; «Исследование вихревого эффекта энергетического разделения газов для создания системы кондиционирования воздуха транспортных установок горнообогатительной промышленности», 2009 г., заказчик – НТ СКБ «Полисвит» ПО «Коммунар», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент С. Н. Пасичник; «Исследование принципов построения бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и повышение их точности», 2007 г., заказчик – НПП «Хартрон-Аркос», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент С. Н. Фирсов; «Обеспечение работы аппаратуры систем управления в дальнем космосе посредством отказоустойчивого управления», 2009 г., заказчик – НПП «Хартрон-Аркос», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент С. Н. Фирсов; «Обеспечение отказоустойчивости систем мультимодального взаимодействия с компьютером», 2012 г., заказчик – «Samsung Electronics», ответственный исполнитель – к.т.н., доцент К. Ю. Дергачёв.

Результаты разработки интеллектуальных аппаратно-программных средств глубокого диагностирования и гибкого восстановления работоспособности систем управления объектами отражены, помимо отчетов и научных публикаций, в следующих подготовленных и защищенных диссертационных работах на соискание ученой степени кандидата технических наук: Н. П. Разинькова «Обеспечение отказоустойчивости гироскопических измерителей угловых положений беспилотного самолета» в 1998 г.; В. В. Нарожный «Обеспечение активной отказоустойчивости модифицированных бортовых измерительных устройств» в 2000 г.; О. А. Шевченко «Синтез оптимального по быстродействию управления системой электроснабжения космического аппарата» в 2001 г.; И. Ю. Дыбская «Робастное управление исполнительными устройствами на основе динамических компенсаторов возмущений с итерационно-инверсными моделями» в 2004 г.; О. И. Гавриленко «Обеспечение активной отказоустойчивости систем управления статически неустойчивыми динамическими объектами» в 2003 г.; С. Н. Фирсов «Обеспечение активной отказоустойчивости пневматического сервопривода беспилотного летательного аппарата» в 2005 г.; О. Ю. Златкин «Модели и методы начальной выставки БИНС для обеспечения точности выведения ракеты-носителя с транспортного самолета» в 2009 г.; К. Т. До «Модели и методы обеспечения активной отказоустойчивой угловой стабилизации дискообразного летящего изделия» в 2010 г.; С. Н. Пасичник «Модели и методы синтеза системы автомати-

ческого позиционирования режимов вихревого энергоразделителя» в 2011 г.; О. А. Лученко «Модели и методы активной отказоустойчивости спутниковых систем ориентации и стабилизации» в 2012 г.; А. Н. Таран «Отказоустойчивая система стабилизации и ориентации углового положения космического аппарата с избыточным блоком двигателей-маховиков» в 2012 г.; Нгуен Ван Тхинь «Обеспечение отказоустойчивости системы управления маневренного летящего изделия на дозволотивных скоростях» в 2013 г.

Проблемам рационального управления также посвящена докторская диссертация В. И. Кортунова «Разработка методов решения задач наблюдения и управления в условиях неопределенности на основе итерационно-инверсных моделей», защищенная в 2003 г.

Второе направление обусловлено следующими факторами. Необходимым условием эффективного функционирования сложных организационных систем в современных социально-экономических условиях является наличие у лиц, принимающих решение качественной информации о динамике состояний управляемых бизнес-процессов. Вследствие природной ограниченности психофизиологических возможностей человека по обработке информации, а также поддержки множества неоднородных и распределенных компьютерных систем, используемых для принятия решений необходимы интеллектуальные компьютерные средства обеспечения полноты и достоверности компьютерных данных, а также средства их адаптивной агрегации.

В рамках направления в 1998-2005 гг. проведены работы по автоматизации административно-финансовой деятельности Национального аэрокосмического университета «ХАИ», выполнен хозяйственный договор в 2005 г. с НПП «Хартрон-Плант» на тему: «Автоматизированная система документооборота, сопровождающего сбыт готовой продукции предприятия». Защищены диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук: Н. В. Нечипорук «Система поддержки принятия управленческих решений в административно-хозяйственной деятельности ВУЗа» в 2001 г.; О. А. Пищухина, «Информационная внебюджетных средств ВУЗа» в 2002 г.; А. Г. Чухрай «Методы и средства повышения качества данных в автоматизированных системах организационного управления» в 2004 г.; Е. В. Мирная «Модели и инструментальные средства автоматизированного организационного управления материально-технической базой ВУЗа» в 2005 г.; А. Ю. Завгородний «Компьютерные методы повышения достоверности и полноты интегрируемых баз данных» в 2008 г.

Актуальность третьего направления обуслов-

лена тем, что традиционное обучение в условиях массового производства «один учитель – много учеников» обладает принципиальным недостатком: невозможностью адаптироваться к особенностям умственной деятельности каждого ученика. Для устранения такого недостатка на базе современных педагогических принципов создаются интеллектуальные компьютерные web-системы обучения профессиональным компетенциям, включающие программные средства глубокого диагностирования и гибкого восстановления умений.

Выполнены хоздоговора: «Разработка web-сайта интерактивных тестов по математике для подготовки выпускников средних школ к ВНО» в 2007 г. и «Web-система мониторинга эффективности формирования контингента студентов ВУЗов на основе результатов ВНО» в 2008 г., заказчик – Харьковский региональный центр оценивания качества образования; «Разработка интерактивных web-тестов по математике для подготовки учащихся средних школ Великобритании» в 2009 г., заказчик – центр инноваций в обучении математике, г. Плимут, Великобритания; «Разработка интеллектуальной компьютерной системы, обучающей языку SQL» в 2010 г., заказчик – федеральный колледж г. Грескирхен, Австрия.

Защищены диссертации: кандидатская – С. И. Педан «Модели и методы информационной технологии поддержки компетентностно-ориентированного адаптивного обучения» в 2012 г. и докторская – А. Г. Чухрай «Методологические основы создания интеллектуальных компьютерных программ, обучающих выполнению алгоритмических заданий» в 2014 г.

Изобретательская работа на кафедре СУЛА достаточно активно велась с момента образования кафедры. В советское время сотрудниками кафедры было получено 28 авторских свидетельств на изобретения.

В первые десять лет независимой Украины изобретательская работа на кафедре приостановилась. Это связано и с переходным периодом в становлении Укрпатента (изменение нормативной документации по оформлению и экспертизе заявок на полезные модели и изобретения, по выдаче патентов и поддержанию их в силе и т.п., неуккомплектованность Укрпатента кадрами, оборудованием, патентной библиотекой) и отсутствием авторского вознаграждения.

Однако в 2002 году сотрудниками кафедры было уже подано 5 заявок на получение декларационных патентов Украины на изобретения, и был получен первый декларационный патент на изобретение №51152А «Адаптивная резервированная система» авторов А. С. Кулик, В. А. Дергачев, Н. В. Доценко.

В том же 2002 г. была поставлена задача – обучить студентов основам правовой охраны интеллектуальной собственности. При этом заключительным этапом этого обучения должна быть подача заявки на патенты или на регистрацию компьютерной программы. Обучение было организовано для студентов 5-го курса в рамках дисциплины «Научно-исследовательская работа студентов». В начале осеннего семестра каждый студент совместно со своим преподавателем определяет индивидуальную тему для подачи заявки на патент или заявки на регистрацию компьютерной программы. В осеннем семестре изучают лекции по правовой охране объектов промышленной собственности и оформлению заявок на патенты и регистрацию компьютерных программ, а также выполняют домашнее задание по патентному поиску по выбранной индивидуальной теме. При этом осуществляется расширенный патентный поиск по Украине, странам ближнего и дальнего зарубежья с обязательным использованием различных источников информации: патентных бюллетеней с описанием изобретений и полезных моделей, технической литературы (книг и журналов), интернета. В результате изобретательская деятельность студентов и преподавателей кафедры СУЛА существенно активизировалась. Итоги этой деятельности, начиная с 2002 г., приведены в табл. 1.

Если на получение первых 50-ти патентов понадобилось более 3-х лет, то начиная с 2005 г. на получение 50-ти патентов требуется в среднем 1,5-2 года.

Первый декларационный патент на изобретение с участием студентов №62671А «Следящая система» авторов А. М. Суббота, Ю. Н. Соколов, С. В. Мухлаев, В. В. Клименко был получен в начале 2004 г. [1].

В 2004 г. был получен первый декларационный патент на полезную модель №2287 «Потенциометрический преобразователь» авторов А. С. Кулик, В. В. Нарожный, И. Н. Бандура, В. Ф. Симонов [2].

В марте 2007 г. был получен на кафедре юбилейный 100-й патент с участием студентов.

Изобретение «Передвижная автономная электростанция» (патент Украины №378143) авторов А. С. Кулик, А. М. Суббота, В. Ф. Симонов, И. Н. Бандура [3] участвовало, во-первых, в Международной специализированной выставке INFOINVENT-2007, где награждено золотой медалью по секции «Энергетика» и серебряной медалью в целом по всем секциям, во-вторых, в III Международном салоне изобретений и новых технологий «Новое время», где награждено золотой медалью и специальным призом Украинской академии наук (рис. 1-2).

Среди патентов, полученных студентами, есть

Таблица 1

Статистика изобретательской деятельности

Годы	Подано заявок		Получено патентов	
	Всего	В т.ч. со студентами	Всего	В т.ч. со студентами
2002	5	-	1	-
2003	29	20	9	2
2004	12	10	22	16
2005	27	22	12	9
2006	34	30	47	43
2007	31	25	34	30
2008	38	31	49	32
2009	35	35	26	24
2010	37	34	36	34
2011	16	13	24	19
2012	26	24	4	3
2013	10	10	26	25
Всего	300	264	290	237



Рис. 1. Дипломы «Новое время»



Рис. 2. Дипломы INFOINVENT-2007

практически «фантастические» патенты, например №67129А авторов А. С. Кулик, В. П. Мартынов, И. Н. Бандура, А. В. Павелко, Д. В. Прокопенко. «Космическая станция» с формулой изобретения «космическая станция, состоящая из несущей конструкции, системы управления, двигателей, отличающаяся тем, что в качестве несущей конструкции использовано естественное космическое тело, которое состоит из льда или сухого льда, а двигатели состоят из ядерных реакторов, соединенных с рас-

пределителями, соплами и теплопроводящими цилиндрами, забуренными в поверхность естественного космического тела».

Система работает следующим образом: после запуска ядерных реакторов лед вокруг теплопроводящих цилиндров начинает растапливаться и превращаться в пар, который с помощью компрессора в распределителе подается к управляющим соплам для обеспечения линейного или углового перемещения станции. Использование естественного космического тела как основы монтажа элементов космической станции и как рабочего тела для двигателей и ядерных реакторов как источника энергии позволяет исключить необходимость выводить с Земли несущую конструкцию, исключить проблему нехватки горючего для двигателей, что даст значительное уменьшение затрат на создание и эксплуатацию космической станции.

Многие патенты студентов используются в учебном процессе при разработке учебно-лабораторных и исследовательских стендов, макетов, устройств, есть дипломные работы, результаты которых запатентованы.

Ряд патентов используется в учебном плане подготовки магистров по специальности «Интеллектуальные транспортные системы» в соответствии с проектом TEMPUS – коммуникационные и информационные технологии для обеспечения безопасности и эффективности транспортных потоков, в частности, следующие патенты Украины на полезные модели: №78878 «Автоматизированная интеллектуальная транспортная система» авторов А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, К. Р. Бортник, Н. Н. Харина [4], №79322 «Система автоматизированного определения местоположения подвижных объектов» авторов А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, А. С. Резник [5], №79324 «Система анализа траектории полета летательного аппарата» авторов А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, Д. Г. Мироненко [6], №78921 «Система

управления местоположением подвижного объекта» авторов А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, А. В. Листунов [7].

При создании исследовательских стендов в аудитории 430р. были использованы патенты №19515 «Универсальный исследовательский стенд для цифровых систем управления» авторов В. Г. Джулгаков, И. Н. Бандура, О. М. Закотий, Я. В. Захарченко [8] и №21234 «Универсальный учебный исследовательский стенд» авторов В. Г. Джулгаков, И. Н. Бандура, А. А. Антоненко, К. И. Руденко.

При создании учебно-лабораторного стенда в аудитории 425р. был использован патент №37315 «Универсальный учебный микроконтроллерный стенд» авторов В. Г. Джулгаков, К. И. Руденко, С. А. Петрыкин, Д. Ю. Радченко.

При разработке системы управления для стенда лентопротяжного механизма с цифровой вебкамерой в аудитории 425р. были использованы патенты: №76140 «Система управления дозирующим устройством» авторов В. Г. Джулгаков, К. А. Соловьян, Д. А. Артеменко, №87067 «Учебно-лабораторный стенд» авторов В. Г. Джулгаков, А. Н. Мироненко.

В действующем модуле для стендов в аудиториях 427р. и 430р. использован патент №46168 «Генератор трехфазного переменного тока» авторов В. Г. Джулгаков, К. И. Руденко, О. И. Смажко, Г. В. Молчанова.

При разработке макетов и устройств в аудитории 430р. использованы в частности патенты №53723 «Система управления БПЛА» авторов А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, О. Е. Копысов, А. С. Бекетов, В. В. Ермакова [9], №55358 «Устройство управления космическим аппаратом» авторов А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, О. Е. Копысов, С. Е. Слекишин, О. Г. Семука, №56694 «Избыточный блок двигателей-маховиков» авторов А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, А. Н. Таран, А. В. Дзюба, М. С. Бокаревич, №65814 «Система управления БПЛА» авторов С. Н. Фирсов, О. Е. Копысов, Г. О. Антоневиц, №79320 «Система управления БПЛА» авторов А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Л. Н. Таранова.

Во многих дипломных работах приведены материалы исследований, на которые получены патенты, например работы студентов О. Н. Ведерниковой, и Д. С. Кисс защищены патентом №65275 «Отказоустойчивый блок измерителей параметров движения мультироторного летательного аппарата», работа В. А. Козина защищена патентом №70429 «Система энергообеспечения космического летательного аппарата», работа Г. А. Антоневиц защищена патентом №65814 «Система управления беспилотного летательного аппарата», работа Т. М. Андрущенко защищена патентом №75971 «Отказоустойчивая сис-

тема угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата, работа Д. В. Гармаш защищена патентом №76051 «Отказоустойчивая система управления скоростью вращения турбины», работа Д. В. Ульяненко защищена патентом №78848 «Автоматизированное рабочее место оператора обработки данных эфемеридных спутниковых измерений» и другие работы.

За 12 лет на кафедре 301 получено 290 патентов. Активными изобретателями являются: В. Ф. Симонов – 42 патента, А. М. Суббота – 45 патентов, И. Н. Бандура – 106 патентов, С. Н. Фирсов – 34 патента, А. Г. Гордин – 32 патента.

Среди студентов активными изобретателями были И. В. Амелина, получившая 3 патента, и О. Э. Копысов, получивший 13 патентов.

Литература

1. Пат. 62671А Украина МПК G05B 19/02. Следящая система [Текст] / А. М. Суббота, Ю. Н. Соколов, С. В. Мухлаев, В. В. Клименко ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – №2003043933 ; заявл. 29.04.2003 ; опубл. 15.12.2003, Бюл. № 12. – 2 с.
2. Пат. 2287 Украина МПК G01R 17/20. Потенциометрический преобразователь [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, И. Н. Бандура, В. Ф. Симонов ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № 2003065240 ; заявл. 10.06.2003 ; опубл. 15.01.2004, Бюл. № 1. – 2 с.
3. Пат. 378143 Украина МПК F03D 9/02. Передвижная автономная электростанция [Текст] / А. С. Кулик, А. М. Суббота, В. Ф. Симонов, И. Н. Бандура ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № 200507270 ; заявл. 21.07.2005 ; опубл. 15.02.2007, Бюл. № 2. – 3 с.
4. Пат. 78878 Украина МПК G01S 3/02. Автоматизированная интеллектуальная транспортная система [Текст] / А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, К. Р. Бортник, Н. Н. Харина ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – №и201208304 ; заявл. 06.07.2012 ; опубл. 10.04.2013, Бюл. № 7. – 4 с.
5. Пат. 79322 Украина. МПК G01S 3/02. Система автоматизированного определения местоположения подвижных объектов [Текст] / А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, А. С. Резник ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № и201208427 ; заявл. 09.07.2012 ; опубл. 25.04.2013, Бюл. № 8. – 5 с.

6. Пат. 79324 Украина МПК G01S 3/02. Система анализа траектории полета летательного аппарата [Текст] / А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, Д. Г. Мироненко ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № u201208488 ; заявл. 09.07.2012 ; опубл. 25.04.2013, Бюл. № 8. – 4 с.

7. Пат. 78921 Украина МПК G08G 1/0968. Система управления местоположением подвижного объекта [Текст] / А. С. Кулик, К. Ю. Дергачев, А. В. Листунов ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № u201209306 ; заявл. 30.07.2012 ; опубл. 10.04.2013, Бюл. № 7. – 5 с.

8. Пат. 19515 Украина МПК G05B 15/02. Уни-

версальный исследовательский стенд для цифровых систем управления [Текст] / В. Г. Джулгачов, И. Н. Бандура, О. М. Закотий, Я. В. Захарченко ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № u200607347 ; заявл. 03.07.2006 ; опубл. 15.12.2006, Бюл. № 12. – 2 с.

9. Пат. 53723 Украина МПК G01S 3/02. Система управления БПЛА [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, О. Е. Копысов, А. С. Бекетов, В. В. Ермакова ; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № u201006649 ; заявл. 31.05.2010 ; опубл. 11.10.2010, Бюл. № 19. – 2 с.

Поступила в редакцию 23.05.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

НАПРЯМКИ НАУКОВО-ДОСЛІДНИЦЬКИХ ТА ВИНАХІДНИЦЬКИХ РОБІТ НА КАФЕДРІ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

А. С. Кулік, А. Г. Чухрай, І. М. Бандура

Подані актуальні напрямки науково-дослідницьких робіт на кафедрі систем управління літальними апаратами. Серед них: раціональне управління працездатністю складних автономних технічних систем з невизначеною динамікою; автоматизація організаційного управління; інтелектуальні комп'ютерні програми, які навчають. За кожним напрямком активно ведуться наукові дослідження, захищаються дисертації, виконуються госпдоговори. Починаючи з 2002 р до винахідницької роботи були залучені студенти, які навчаються на кафедрі. Було введено вивчення студентами основ правової охорони об'єктів інтелектуальної власності з завершальним етапом – подача заявки на патент або на реєстрацію комп'ютерної програми. Багато патентів студентів використовуються в навчальному процесі при розробці навчально-лабораторних і дослідницьких стендів, макетів, пристроїв; є дипломні роботи, результати яких запатентовано.

Ключові слова: науково-дослідницька робота, винахідництво, дисертація, госпдоговір, патент, винахід, патент, корисна модель.

AREAS OF RESEARCH AND INVENTIVE ACTIVITIES OF AIRCRAFT CONTROL SYSTEMS DEPARTMENT

A. S. Kulik, A. G. Chukhray, I. M. Bandura

The actual areas of research activities of aircraft control systems department are presented. They include rational control of workability of complex autonomous technical systems with uncertain dynamic; automatization of organizational control, intelligent tutor systems. Responding to each area dissertations are defended, business contracts founded on research are implemented. Since 2002 year students which are taught on the department were engaged to inventor work. The study of bases of legal safeguard of objects of intellectual property was introduced with the finishing stage is filing of an application on a patent, or on registration of the computer program. There are many patents of students, which are used in an educational process at the development of educational-laboratory and research benches, models, devices, that is the diploma works the results of which are patented.

Key word: research, invention, dissertation, business contract, patent, useful model.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, професор, заведуючий кафедрою систем управління літальними апаратами, Национальний аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoly.kulik@gmail.com.

Чухрай Андрей Григорьевич – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління літальними апаратами, Национальний аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: achukhray@gmail.com.

Бандура Иван Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління літальними апаратами, Национальний аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bin1216@yandex.ua.

УДК 623.618

А. С. КУЛИК, К. Ю. ДЕРГАЧЕВ

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

ПРИНЦИПЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАБОРАТОРНОГО ФОНДА КАФЕДРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ И НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

Рассмотрены принципы построения лабораторной базы кафедры систем управления летательными аппаратами. Среди принципов формирования лабораторной базы предложены: ориентированность на достижение компетенций, ориентированность на фронтальный метод обучения, возможность проведения научных исследований, натурность рассматриваемых моделей и явлений. Проанализирована реализация этих принципов в лабораториях кафедры.

Ключевые слова: системы управления летательными аппаратами, овладение компетенциями, подготовка квалифицированных специалистов, проведение научных экспериментов.

Введение

В настоящее время подготовка специалистов в области авиации и ракетно-космической техники представляет собой сложную проблему высшего образования, связанную с необходимостью обеспечения не только теоретических знаний обучаемых, но и в основном – обеспечении овладения ими требуемыми компетенциями. Другой важной проблемой высшей школы является подготовка высококвалифицированных научных кадров в области технических наук, владеющих методологией моделирования систем и способных осуществлять натурные или полунатурные эксперименты, с целью подтверждения адекватности математических моделей. Все это в полной мере относится к кафедре «Систем управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», ведущей подготовку по направлениям подготовки «Авионика», «Аэронавигация», «Системная инженерия».

Задачи подготовки квалифицированных специалистов в этих направлениях подготовки, обуславливаются необходимостью обеспечения высокого уровня компетенций, несмотря на уменьшающийся уровень базовых знаний обучаемых, вызванных существенным ежегодным общим снижением знаний обучаемых, получаемых в средней школе и достигаются в ходе выполнения лабораторных занятий.

Поэтому актуальной научной проблемой является достижение необходимого уровня компетенций студентами кафедры систем управления ЛА, определяемыми требованиями потенциальных работодателей в условиях снижающегося уровня базовых

знаний и в условиях ограниченности времени на подготовку специалиста.

Потенциальными работодателями специалистов, подготовленных кафедрой являются НПП «Хартрон-Аркас», НПП «Хартрон-Плант», НПП «Хартрон-Экспресс», ГНПП «Коммунар», ГП «Укрэерорух» и др. [1].

Ориентированность потенциальных работодателей на компетенции специалистов, а также овладения методологией экспериментальных исследований аспирантами, обеспечения возможности проведения научных исследований предъявляют существенные требования к лабораторной базе кафедры, ее организации, методологии построения и использования.

Постановка задачи исследования

Рассмотрим принципы использования и организации лабораторной базы кафедры «Систем управления летательными аппаратами». С точки зрения педагогической науки основными принципами организации лабораторной базы являются [1,2,6]:

- ориентированность на приобретение конкретной компетенции в ходе лабораторной работы;
- использование фронтального метода проведения лабораторных занятий;
- возможность проведения научных исследований по тематике кафедры;
- обеспечение натурности моделирования, т.е. обеспечение близости изучаемых моделей и явлений реальным объектам и физическим явлениям;
- ориентированность на конечный результат.

Ориентированность на приобретение конкретной компетенции отражает принцип практической

направленности обучения, который лежит в основе всего учебного процесса на кафедре систем управления.

В качестве основного метода проведения занятий выбран фронтальный метод, при котором студенты выполняют одновременно одну лабораторную работу на нескольких рабочих местах под руководством преподавателя. Этот метод наиболее эффективен при подготовке бакалавров по направлениям подготовки и накладывает существенные требования на организацию лабораторной базы кафедры, как способности обеспечения нескольких рабочих мест для проведения одного лабораторного занятия для целой группы студентов. Благодаря использованию фронтального метода достигается высокая эффективность проведения лабораторного занятия за счет того, что во время выполнения лабораторной работы студент находится в специфической среде обучения и получает помощь не только от преподавателя, но и других студентов, которые параллельно выполняют с ним действия по выполнению лабораторного практикума.

Лаборатория кафедры должна позволять проводить научные исследования по тематике кафедры, а также разрабатывать новые лабораторные стенды, для приобретения новых компетенций обучаемых.

Ориентированность на конечный результат предполагает, что в качестве конечного продукта выполнения лабораторного практикума, курсового проекта студент не только получает компетенцию, но производит реальный объект – прототип технической системы. В качестве такого прототипа могут выступать модели технических устройств, программное обеспечение, микропроцессорные системы управления и другие объекты, которые непосредственно производятся студентами в ходе лабораторного практикума, курсового проектирования, научных исследований с использованием лабораторного оборудования кафедры.

Необходимо отметить, что каждому лабораторному занятию предшествует практическое занятие, на котором студенты изучают методику проведения предстоящей лабораторной работы, методы расчета параметров и измеряемых физических величин, методы обработки результатов экспериментов, необходимых при выполнении лабораторной работы.

Рассмотрим реализацию этих принципов при организации лабораторной базы кафедры систем управления летательными аппаратами.

Структура лабораторной базы кафедры

Структурно лабораторная база кафедры включает следующие учебно-научные лаборатории:

- лаборатория объектов автоматического

управления;

- лаборатория датчиков электронных устройств;
- лаборатория сервоприводов и исполнительных устройств;
- лаборатория проектирования систем управления;
- лаборатория автоматического управления;
- лаборатория цифровых управляющих комплексов;
- лаборатория авионики;
- лаборатория проектирования цифровых управляющих комплексов;
- лаборатория компьютерных обучающих программ;
- лаборатория проектирования электронных устройств;
- лаборатория навигации транспортных средств.

Использование лабораторной базы кафедры для подготовки специалистов в области систем управления

Лаборатория объектов автоматического управления предназначена для проведения физического, аналитического (математического) моделирования процессов функционирования объектов, систем и их агрегатов в процессе проектирования устройств и систем управления. Лаборатория обеспечивает практикум дисциплин «Машинные модели объектов автоматического управления» и «Основы моделирования», в ходе выполнения которых студенты овладевают компетенциями по оценке параметров летательных аппаратов, необходимых при синтезе систем управления.

Лаборатория оборудована уникальным экспериментальным стендом "Аэродинамическая труба" с комплектом дополнительного оборудования (рис. 1), персональным компьютером, который интегрирован со стендом и предназначен для обработки результатов экспериментов и аналитического моделирования, аэродинамических весов для определения моментов инерции твердых тел, а также системы предстартового обслуживания ракетного комплекса оперативно-тактического назначения (рис. 2).

Лаборатория датчиков электронных устройств оснащена оборудованием и стендами для проведения экспериментальных исследований:

- статических и динамических характеристик элементов систем автоматического управления (датчиков, усилителей, электронных модуляторов и демодуляторов, аналого-цифровых и цифроаналоговых преобразователей);
- гироскопических датчиков и устройств инер-

циальных систем управления объектов аэрокосмической техники (свободного гироскопа, датчика угловой скорости, гировертикали);

- характеристик курсовой системы КС-6 и принципа ее комплексирования.



Рис. 1. Лаборатория объектов автоматического управления



Рис. 2. Система предстартового обслуживания

Лаборатория оборудована автоматической системой измерения курса самолета; лабораторными установками для экспериментальных исследований:

- характеристик датчиков угловых перемещений объектов;
- характеристик датчиков угловых скоростей;
- характеристик датчиков линейных ускорений;
- характеристик систем стабилизации платформ.

Лаборатория обеспечивает выполнение лабораторного практикума по дисциплинам «Информационно-измерительные устройства», «Пилотажно-навигационные комплексы», а также выполнение курсовых и выпускных квалификационных работ (рис. 3).

В результате выполнения лабораторных работ студенты овладевают компетенциями по выбору и использованию датчиков для обеспечения функцио-

нирования систем управления, а также использованию методов обработки и преобразования информации, полученной от датчиков.



Рис. 3. Лаборатория датчиков электронных устройств

Также лаборатория укомплектована универсальными стендами со съемными блоками для изменения функционального предназначения стендов;

- контрольно-измерительная аппаратура для получения результатов экспериментов;
- иллюстративный материал (стенды, плакаты).

Лаборатория сервоприводов и исполнительных устройств предназначена для исследования статических и динамических характеристик реальных приводов систем управления летательных аппаратов (рис. 4).



Рис. 4. Лаборатория сервоприводов и исполнительных устройств

Лаборатория обеспечивает выполнение практикума по дисциплине «Приводы систем управления», а также выполнение выпускных квалификационных работ.

Лаборатория оборудована экспериментальными стендами с реальными действующими сервоприводами разного типа (пневматические, гидравлические, электрические), персональными компьютерами для обработки результатов экспериментов и аналитического моделирования, иллюстративным ма-

териалом (стендами, плакатами) и элементами конструкции сервопривода.

Лаборатория проектирования систем управления обеспечивает проведение практических занятий и лабораторных работ, выполнение курсовых и дипломных проектов бакалавров, специалистов и магистров, научно-исследовательских работ студентов, аспирантов и докторантов по дисциплинам, связанным с аналоговым и цифровым, натурным, полунатурным и компьютерным моделированием САУ (рис. 5)



Рис. 5. Лаборатория проектирования систем управления

В лаборатории проектирования систем управления студенты получают компетенции по синтезу современных систем управления летательных аппаратов.

Лаборатория оборудована универсальными стендами моделирования систем автоматического управления (САУ) на базе вычислительного комплекса, в состав которого входят микро ЭВМ, ПВМ и аналоговые ВМ (рис. 6); экспериментальным стендом моделирования цифровых САУ, соединенного с ПК, экспериментальным стендом исследования отказоустойчивых САУ (рис. 7) [4].

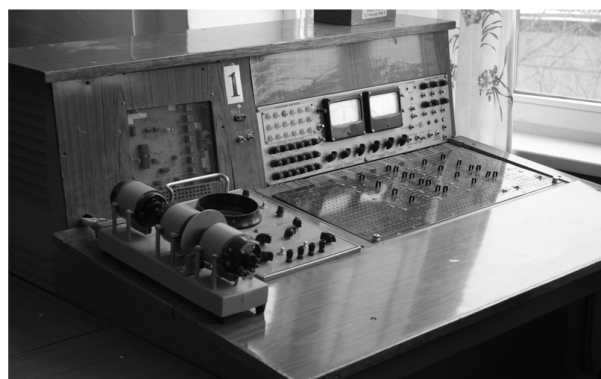


Рис. 6. Универсальный стенд моделирования систем автоматического управления

Количество стендов позволяет обеспечить

фронтальный метод обучения.

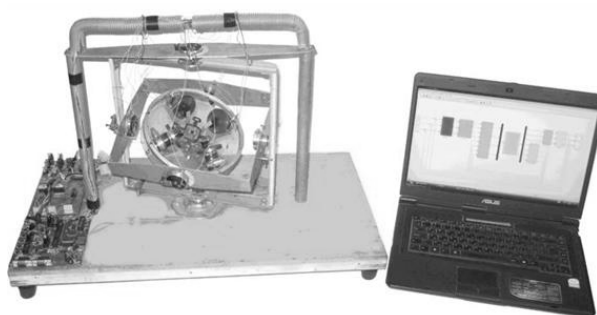


Рис. 7. Экспериментальный стенд исследования отказоустойчивых САУ.

Лабораторные стенды позволяют исследовать линейные и нелинейные, аналоговые и цифровые, устойчивые и неустойчивые САУ. Системы автоматического управления исследуются в статических и динамических режимах, с введением типовых отказов. С помощью лабораторных стендов студенты углубляют свои знания, получают навыки исследования и проектирования разнообразных САУ.

Лаборатория автоматического управления обеспечивает проведение практических занятий и лабораторных работ, выполнение курсовых и выпускных квалификационных работ бакалавров, специалистов и магистров, научно-исследовательских работ студентов, аспирантов и докторантов по дисциплинам, связанным с аналоговым и цифровым натурным, полунатурным и компьютерным моделированием САУ (рис. 8).



Рис. 8. Лаборатория автоматического управления

Лаборатория обеспечивает выполнение лабораторных практикумов по дисциплинам «Теория автоматического управления», «Цифровые системы управления», «Современная теория автоматического управления», «Основы моделирования». Лаборатория позволяет сформировать компетенции студентов аналоговому и цифровому натурному, полунатурному и компьютерному моделированию САУ, а

также решения задачи синтеза САУ.

Лаборатория оборудована универсальными лабораторными стендами, разработанными на основе аналоговой моделирующей машины МН-7М с блоками электрических двигателей, генераторов, тахогенераторов, связанными с ПК в единый контур управления; персональными компьютерами для обработки результатов экспериментов и управления электрическими двигателями в режиме моделирования цифровых САУ; демонстрационной аппаратурой для просмотра учебных фильмов.

Лаборатория проектирования цифровых управляющих комплексов обеспечивает проведение практических занятий и лабораторных работ по дисциплинам, связанным с изучением структуры и программированием микропроцессорных устройств, их использованием для построения периферийных устройств, контроллеров цифровых систем управления и автоматики, принципов построения и функционирования многоуровневых цифровых управляющих комплексов (рис. 9).

Лаборатория обеспечивает выполнение практикума дисциплин «Микропроцессорные вычислители», «Проектирование микропроцессорных устройств», «Системная интеграция», «Промышленные регуляторы». Лаборатория обеспечивает достижение компетенций по проектированию цифровых устройств управления, проектированию микропроцессорных устройств и использованию микропроцессорных устройств для управления различными техническими объектами.



Рис. 9. Лаборатория проектирования цифровых управляющих комплексов

Лаборатория оборудована автономными учебными микропроцессорными системами "Микролаб"; универсальными управляющими микроконтроллерными системами (УУМС) собственной разработки, которые работают в комплексе с ПК и предусматривают расширение количества периферийных модулей для подключения датчиков и исполнительных модулей; программными системами для визуальной

разработки программного обеспечения цифровых контроллеров с автоматической генерацией текстов программ (рис. 10).



Рис. 10. Универсальные управляющие микроконтроллерные системы

Благодаря имеющейся лабораторной базе в лаборатории проектирования цифровых управляющих комплексов был разработан целый ряд новых лабораторных установок и стендов для выпускных работ специалистов и магистров, в качестве которых необходимо назвать:

- лабораторный стенд «управляемая солнечная батарея» (рис. 12);
- управление конвейерной линией при помощи видеокамеры (рис. 13);
- модель гексакоптера (рис. 11);
- лабораторный стенд управления вращением локатора радиолокационной станцией;
- лабораторный стенд управления температурным режимом помещения;
- лабораторный стенд реализации функции управления средствами регулирования перекрестка и др.



Рис. 11. Модель гексакоптера

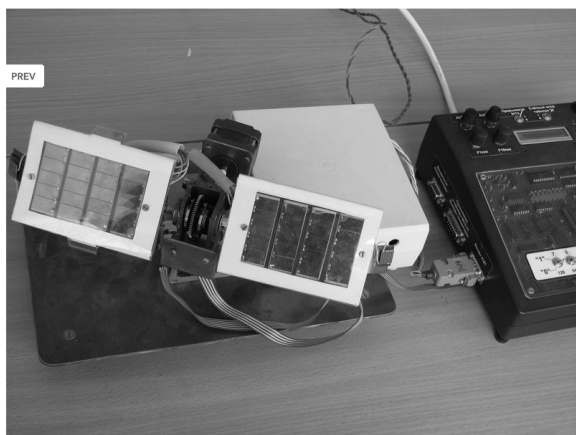


Рис. 12. Лабораторный стенд управления солнечной батареей

Лаборатория авионики обеспечивает проведение практических занятий и лабораторных работ по дисциплинам, связанным со сбором, передачей и обработкой информации на базе систем измерения угловых и линейных перемещений объектов управления, изменения их угловой скорости и линейных ускорений; обработки информации с помощью ПК и проведением экспериментальных исследований характеристик элементов и систем управления и автоматики (рис. 14).

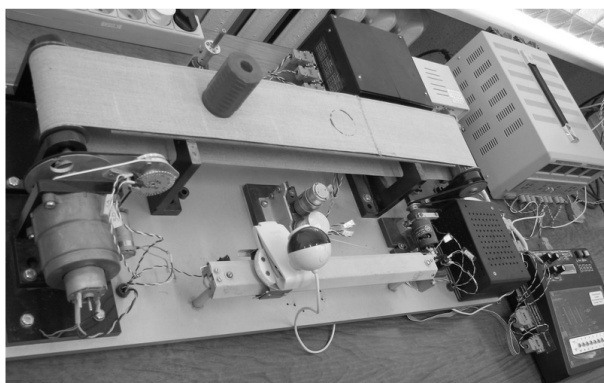


Рис. 13. Управление конвейерной линией при помощи видеокамеры

Лаборатория оборудована действующей системой стабилизации летательного аппарата, которая соединена с помощью аналого-цифрового модуля с ПК, на котором моделируется динамика объекта, и реализуются законы управления;

Лаборатория проектирования электронных устройств предназначена для выполнения лабораторного практикума и выполнения практических занятий по дисциплинам «Электроника и основы схемотехники», «Информационно-измерительные устройства», «Средства связи в системах аэронавигационного обслуживания» (рис. 15).



Рис. 14. Лаборатория авионики



Рис. 15. Лаборатория проектирования электронных устройств

Лаборатория оборудована универсальными стендами, которые позволяют выполнять все лабораторные работы фронтальным методом. Стенды состоят из наборного поля, панели управления и контроля, панелей внешней аппаратуры; измерительных устройств и генераторов (осциллографов, генераторов сигналов низкой частоты, генераторов прямоугольных импульсов, цифровых; источников постоянного и переменного токов, регулируемого и нерегулируемого напряжения; иллюстративного материала).

Лаборатория навигации транспортных средств обеспечивает проведение практических занятий и лабораторных работ по дисциплинам «Основы навигации», «Системы аэронавигационного оборудования», «Управление воздушным движением», связанным с разработкой и моделированием навигационных систем, аппаратным обеспечением компьютерных навигационных комплексов, разработкой алгоритмов и программного обеспечения для систем навигации транспортных средств (рис. 16).

Лаборатория позволяет получить студентам компетенции в решении навигационных задач, использовании современных спутниковых навигационных систем, управлении воздушным движением летательных аппаратов. В лаборатории реализован

фронтальный метод обучения за счет оборудования каждого рабочего места аппаратурой потребителя спутниковой навигации и преподавательского рабочего места с интерактивным средством обучения – доской SMART.



Рис. 16. Лаборатория навигации транспортных средств

Оборудование лаборатории навигации транспортных средств было приобретено в 2012 году в результате выполнения проекта Tempus: Коммуникационные и информационные технологии для обеспечения безопасности и эффективности транспортных потоков: европейско-российско-украинская магистерская и докторская программы по интеллектуальным транспортным системам.

Современное состояние лаборатории позволяет студентам и преподавателям кафедры создавать современные лабораторные стенды, для последующего их использования в лабораторных практикумах по различным дисциплинам. Среди таких стендов необходимо выделить:

- лабораторный стенд для изучения принципов радионавигации (рис. 17);
- лабораторный стенд для изучения обзорно-сравнительных методов навигации (рис. 18);
- лабораторный стенд управления перевернутым маятником;
- лабораторный стенд для исследования дифференциального режима работы GNSS (рис. 16) [5];
- модели шагающих роботов с нетрадиционными кинематическими и динамическими схемами;
- модели транспортных агрегатов, использующие для управления ультразвуковые датчики.

Лаборатория оборудована современными средствами спутниковой навигации GPS приемниками OEMSTAR-PTV-1HS, ESPAK-DGPS-BASE производства Novatel (Канада), оборудованными антеннами Talisman авиационными антеннами 1270-FW, 10 персональными компьютерами, программным обеспечением Novatel; программным обеспечением «Виртуальный приемник GPS-сигнала» собственной разработки, фронтальной проекционной интерак-

тивной доской SMART SB 4801V-A.

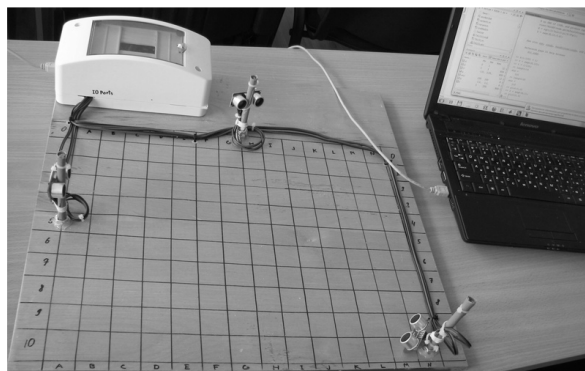


Рис. 17. Лабораторный стенд для изучения принципов радионавигации



Рис. 18. Лабораторный стенд для изучения принципов радионавигации

Заключение

В настоящее время основные компетенции студенты получают в ходе выполнения лабораторных практикумов, курсовых и практических работ по профильным дисциплинам кафедры. Такая организация учебного процесса формирует существенные требования к организации лабораторной базы кафедры.

В работе были сформулированы принципы реализации лабораторной базы кафедры систем управления летательных аппаратов, а также рассмотрена реализация этих принципов в конкретных лабораториях кафедры.

Современное состояние лабораторной базы кафедры позволяет готовить высококвалифицированных специалистов по направлениям подготовки «Авионика», «Аэронавигация», «Системная инженерия». Это подтверждается спросом на специалистов кафедры у ведущих работодателей и их отзывами, а также победами студентов кафедры на конкурсах студенческих научных работ, профильных олимпиадах по специальности.

Дальнейшее развитие лабораторной базы ка-

федры необходимо проводить в направлении создания лабораторных стендов, действующих макетов летательных и транспортных агрегатов, что позволит обеспечить практическую направленность образования и требуемый уровень овладения компетенциями.

Литература

1. Проектирование и экспериментальная отработка систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей [Текст] : учебник / Ю. С. Алексеев, Ю. Е. Балабей, Т. А. Барышникова [и др.] ; под общей ред. Ю. С. Алексеева, Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", НПП Харптон-Аркос, 2012. – 578 с.

2. Chukhray, A. G. Modeling of engineering skills acquirement process via dynamic Bayesian nets [Text] / A. G. Chukhray, S. I. Pedan, Ie. S. Vagin // In Proceedings of the East-West Fuzzy Colloquium, Germany, Zit-

tau, IPM, 2010. – P. 257-263.

3. Kulik, A. S. Providing active fault-tolerance of satellite orientation and stabilization systems [Text] / A. S. Kulik, Q. T. Do, S. N. Firsov // Scientific and technical journal Technical University Le Quy Don. – Issue 16. – Hanoi, 2011. – P. 15 – 25.

4. Chukhray, A. G. The universal environment for creation and translation of intelligent computer tutoring programs [Text] / A. G. Chukhray, S. I. Pedan // Signal Processing Symposium, 8-10 June 2011 Jachranka, Poland. – 2011. – P. 8.

5. Kulik, A. Development and research of differential mode GNSS model for intelligent transport functioning providing [Text] / A. Kulik, K. Dergachov, T. Lytvynenko // Transport Problems. – Issue 4(7). – Gliwice : The Silesian University of Technology, 2012. – C. 71-78.

6. Pedagogical development for computer tutoring: inner loop tasks [Text] / S. Pedan, A. Kulik, A. Chukhray, S. Hall // Journal of business and accounting, USA. – 2011. – Vol. 4 (1). – P. 76-90.

Поступила в редакцию 4.05.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПРИНЦИПИ ВИКОРИСТАННЯ ЛАБОРАТОРНОГО ФОНДУ КАФЕДРИ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ У НАВЧАЛЬНОМУ ПРОЦЕСІ ТА НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕННЯХ

А. С. Кулік, К. Ю. Дергачов

Розглянуто принципи побудови лабораторної бази кафедри систем управління літальними апаратами. Серед принципів формування лабораторної бази запропоновано: орієнтованість на досягнення компетенцій, орієнтованість на фронтальний метод навчання, можливість проведення наукових досліджень, натурність розглянутих моделей та явищ. Проаналізовано реалізацію цих принципів у лабораторіях кафедри.

Ключові слова: системи управління літальними апаратами, оволодіння компетенціями, підготовка кваліфікованих фахівців, проведення наукових експериментів.

PRINCIPLES OF THE USE OF THE LABORATORY DEPARTMENT FUND MANAGEMENT SYSTEMS AIRCRAFT IN EDUCATIONAL PROCESS AND RESEARCH

A. S. Kulik, K. Yu. Dergachov

Principles of construction of laboratory facilities of the Department of Control Systems aircraft. Seed principles of formation of laboratory facilities offered: focus on achieving competencies, focus wheel training method, the possibility of research, these models and full-scale phenomena. Analysed the implementation of these principles in the laboratories of the department.

Key words: control system, have competence, training specialists, nature experiments.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, профессор, Лауреат Государственной премии, заведующий кафедрой систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Дергачев Константин Юрьевич – канд. техн. наук., старший научный сотрудник, доцент каф. систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 681.5.015:629.7.05

В. Г. ДЖУЛГАКОВ, И. В. ЖЕЖЕРА, С. Н. ФИРСОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАЛОГАБАРИТНЫЕ АВТОНОМНЫЕ БЕСПИЛОТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ
КАФЕДРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

В статье представлены результаты разработок кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Показаны предпосылки к созданию того или иного малогабаритного летательного аппарата, особенности его аэродинамической компоновки, формирования устойчивого к появлению нештатных ситуаций бортового оборудования и результаты серий лабораторных и летных испытаний. В некоторых случаях проведено сравнение созданного образца аппарата с близкими мировыми аналогами. Представлено описание программного обеспечения верхнего и нижнего уровня, реализующего разработанное алгоритмическое обеспечение.

Ключевые слова: малогабаритный летательный аппарат, система стабилизации, система управления, навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, интегрирование уравнений.

Введение

Беспилотные малогабаритные летательные аппараты (МЛА), появившиеся в середине 30-х годов прошлого столетия, обладают рядом неоспоримых преимуществ по сравнению с пилотируемыми объектами: относительно низкая стоимость всего жизненного цикла, малые габариты и вес, более высокая эффективность решения современных задач мониторинга, возможность дистанционного и автоматического управления полетом. В гражданской сфере МЛА применяются для осуществления контроля лесных массивов, вулканов во время извержения, движения транспорта, состояния дорог и ряда других задач мониторинга [1]. Перспективным считается применение МЛА с соответствующим наземным комплексом для экологического мониторинга потенциально опасных объектов с целью предупреждения возможных техногенных катастроф.

Многие страны огромное внимание уделяют МЛА вертикального взлета и посадки [2]. Разработка подобных МЛА представляет собой сложную задачу, решение которой сопровождается рядом трудностей, связанных с обеспечением устойчивости в режиме взлета и посадки и в условиях малых скоростей полета. При этом необходимым условием использования таких МЛА является обеспечение создания требуемой подъемной силы, которая даже в неблагоприятных условиях работы должна обеспечить вертикальную тягу, равную, по меньшей мере, полетному весу МЛА, и дополнительную мощность, необходимую для создания управляющих сил и моментов. Так, распределение мощности на создание вертикальной тяги и управляющих моментов на

различных стадиях переходного режима полета требует согласования между вкладом двигателей на создание подъемной силы и на создание управляющих сил и моментов.

При движении в режиме взлета и посадки у МЛА данного класса легко теряется устойчивость из-за малого демпфирования, что подтвердили испытания ряда объектов подобного класса, изготовленных на кафедре систем управления летательными аппаратами (СУЛА) [3 – 5]. Однако взаимодействие аппарата с окружающим воздухом при возмущенном движении на режимах висения приводит к появлению других сил и моментов для различных классов аппаратов. К ним могут относиться: изменения величин моментов от поперечной силы двигателя; реактивные моменты, возникающие из-за изменения частоты вращения роторов двигателей и закрутки воздушных потоков; изменение внешних аэродинамических моментов из-за влияния подъемных выхлопных струй и струй от повернутых сопел подъемно-маршевых двигателей.

Для создания МЛА данного типа разработчики кафедры СУЛА применяют различные схемы, характерные как для аппаратов вертикального взлета, так и для вертолетов.

Как объект проектирования МЛА представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей. Поэтому приоритетной задачей проектирования МЛА является разработка схемы, структуры и конструкции будущего аппарата и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное выполнение поставленных целей.

Решение этой задачи требует четкого определения целей проектирования и установления критериев оценки результатов проектирования [6].

Задача создания конструкции МЛА включает в себя определение типа создаваемой модели и материалов конструкции. Выбор аэродинамической схемы основывается на удовлетворении требований по аэродинамике, способу создания подъемной силы, маневренности, а также надежности и возможности применения МЛА как в населенных пунктах на открытых пространствах, так и в закрытых помещениях, а также их нечувствительность к столкновениям с вертикальными и горизонтальными препятствиями. Такими свойствами обладает дискообразное летающее изделие (ДОЛИ) с защищенным несущим винтом, в котором для создания подъемной силы и эффективных управляющих моментов применяются разнообразные, мало изученные аэродинамические эффекты.

МЛА «Колибри»

Одной из первых кафедральных разработок МЛА был проект «Колибри» с серией опытных образцов [7 – 8]. МЛА построен по гибридной схеме (летающее крыло с V-образным хвостовым оперением). Размах крыла МЛА «Колибри» составляет 320 мм, удлинение 1,72, длина – 300 мм. Вес МЛА «Колибри-1» в снаряженном состоянии составляет 102 г. Полезная нагрузка – до 10 г. Крейсерская скорость МЛА «Колибри-1» составляет 15 м/с (54 км/ч). Время полета 8 – 10 мин. Выбор аэродинамической схемы производился из соображений максимально эффективного использования возможных площадей. Поэтому на тот момент было определено построение МЛА по схеме летающее крыло с крылом малого удлинения, что определило, как для большинства аппаратов кафедры, ее статическую неустойчивость.

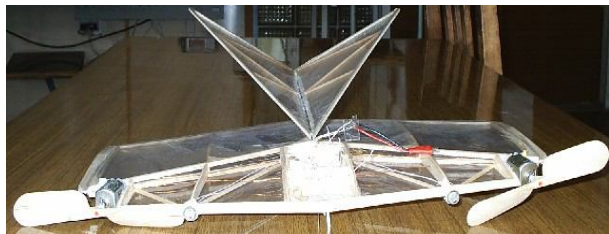


Рис. 1. МЛА «Колибри-1»

Следующим этапом исследований был выбор оптимальной аэродинамической схемы МЛА, которая учитывает замечания предыдущего планера (рис. 2). Использование управления несимметричным изменением тяги позволяет значительно

уменьшить массу МЛА, так как не требует использования дополнительных сервоприводов, но при этом возникает дополнительная задача – стабилизация аппарата по крену. А это требует повышенной статической устойчивости планера. Летные испытания экспериментального образца показали перспективность применения управления несимметричным изменением тяги двигателей на МЛА. Однако, для полноценного решения задачи, требовалось проведение дальнейшей оптимизации планера и системы управления.



Рис. 2. МЛА «Колибри M1»

Параллельным направлением работы явилась разработка классической схемы управления с помощью рулевых поверхностей. Результатом стала разработка МЛА «Колибри-2» (рис. 3). Микроминиатюрный аппарат «Колибри 2» – это МЛА, построенный по схеме «тандем» с тянущим винтом.

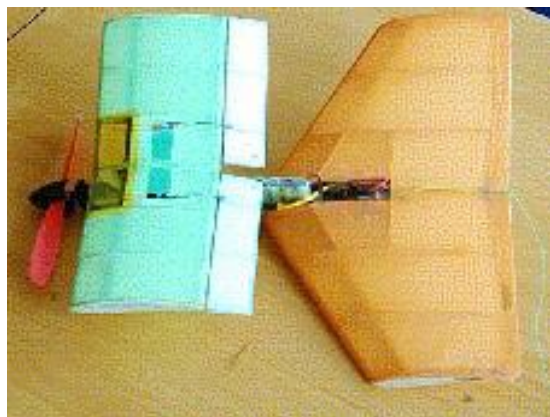


Рис. 3. МЛА «Колибри-2»

На МЛА «Колибри-2» была установлена цифровая СУ. Для управления электродвигателями используется широтно-импульсная модуляция управляющего сигнала. Продолжением работ является МЛА «Колибри-2М» (рис. 4). Данная схема учитывает недостатки, выявленные при летных испытаниях МЛА «Колибри-2».



Рис. 4. МЛА «Колибри-2М»

СУ МЛА «Колибри-2» была опробована в условиях реального полета (рис. 5). В процессе испытаний применялись различные типы управляющих алгоритмов, проводился их анализ, уточнялась математическая модель объекта.



Рис. 5. МЛА «Колибри-2» в полете.

Проект «Колибри» стал толчком для кафедры в направлении исследования МЛА различных вариантов. На сегодня работы по этому направлению приостановлены, а акценты научного исследования сместились в область управления летательными аппаратами вертикального взлета и посадки.

МЛА дискообразное летающее изделие

Анализ тенденций развития рынка МЛА показывает, что крупные авиационные компании мира активно занимаются созданием и внедрением МЛА, которые обладают свойствами вертолетной аэродинамической схемы. Эти МЛА позволяют осуществлять полет в пространстве и зависание над определенной точкой поверхности на длительный интервал времени. Использование подобных МЛА должно быть возможным как на открытом пространстве, так и в закрытых помещениях. Последнее условие ограничивает возможность использования типовой вертолетной схемы из-за опасности возникновения ава-

рийной ситуации при столкновении несущего винта МЛА с различными препятствиями при выполнении мониторингового задания. Эти и другие обстоятельства определили появление нового направления на кафедре – создания маневренных МЛА с защищенным несущим винтом, к которым относится дискообразное летающее изделие (ДОЛИ), а также поиск принципов и способов автоматического управления подобными МЛА [9 – 11].

В ДОЛИ для создания подъемной силы и эффективных управляющих аэродинамических моментов используют как известные аэродинамические эффекты, так и мало изученные, в частности эффект Коанда. Сочетание этих эффектов в изделии, с одной стороны, упрощает его конструкцию и позволяет повысить маневренность, а с другой – порождает необходимость решения ряда новых задач в обеспечении управления, таких, как стабилизация изделия относительно центра масс. Кроме указанных сложностей, имеет место необходимость моделирования и разработки методов парирования аварийных ситуаций системы угловой стабилизации ДОЛИ в режиме реального времени путем обеспечения работоспособности в условиях неопределенности функционирования объекта автоматической стабилизации (ОАС). В состав ОАС входят: блок датчиков угловой скорости (ДУС), цифровые интеграторы сигналов, исполнительная система с блоками малогабаритных сервоприводов (СП) по каждому каналу стабилизации и непосредственно сам ДОЛИ, не имеющий аналогов, изученных в полном объеме. Малогабаритные СП и ДУС имеют нестабильные функциональные характеристики. Поэтому обеспечение блоков, в состав которых входят ДУС и СП, свойствами функциональной устойчивости, позволило получать качественную информацию при проведении летных испытаний для решения задач идентификации параметров ОАС и непосредственно аэродинамических характеристик ДОЛИ. Это, в свою очередь, позволило осуществлять известными методами синтез алгоритмов угловой стабилизации ДОЛИ.

При использовании двигателя и несущего воздушного винта для создания воздушного потока он, после прохождения зазора между импеллером и корпусом ДОЛИ, изгибается по изогнутой аэродинамической поверхности и отрывается только в нижней части профиля (рис. 6). Для прилипания струи необходимо обеспечить соответствующую форму изогнутой аэродинамической поверхности ДОЛИ. Как уже отмечалось, явление эффекта Коанда мало изучено, поэтому в рамках выполнения диссертационного исследования кривизна аэродинамической поверхности, обеспечивающая прилипание воздушного потока, была определена эксперимен-

тальным путем. При этом необходимо было обеспечить заданную подъемную силу применением двигателя с определенными характеристиками по мощности и частоте вращения выходного вала.

Разработанный действующий макетный образец ДОЛИ представляет собой физически подобную модель, предназначенную для изучения особенностей управления таким классом МЛА. Создание действующего макета определяется отсутствием математического описания динамики поведения подобных типов ЛА и его систем, что также опреде-

ляет необходимость и важность задач оценивания параметров системы управления ДОЛИ, необходимых для решения задач, связанных с синтезом параметров регулятора. Созданный макетный образец ДОЛИ имеет симметричную конструкцию в продольной и поперечной плоскости, что позволяет формировать симметричные законы стабилизации углового положения корпуса. Для определения углов тангажа, курса и крена введена определенным образом система координат, связанная с корпусом ДОЛИ, ориентация которой представлена на рис. 7.

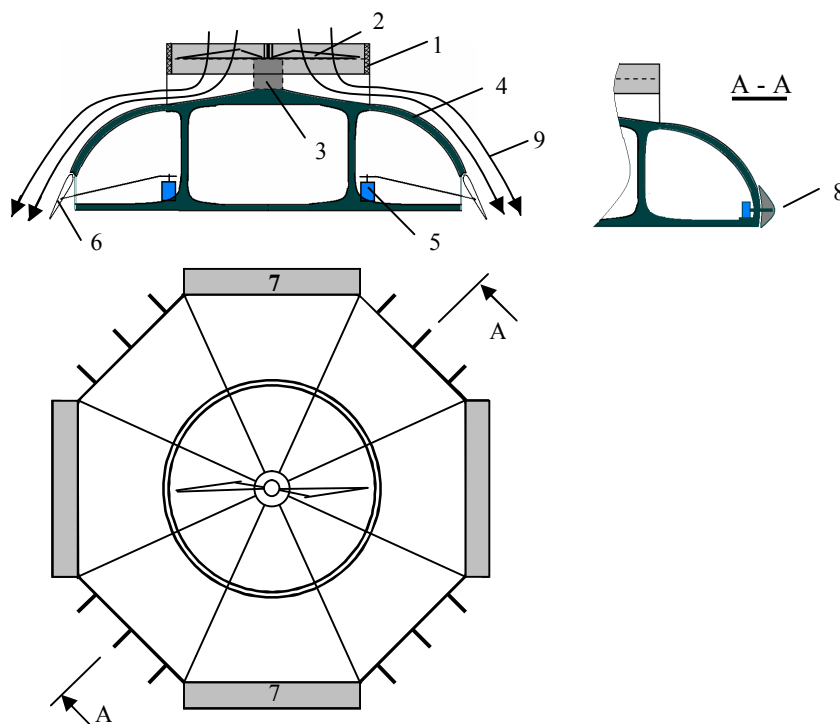


Рис. 6. Конструкция макетного образца ДОЛИ: 1 – зазор защиты; 2 – винт; 3 – двигатель; 4 – изогнутая поверхность; 5 – электрический привод; 6 – руль управления по тангажу; 7 – руль управления по крену; 8 – руль управления по курсу; 9 – активный поток воздуха

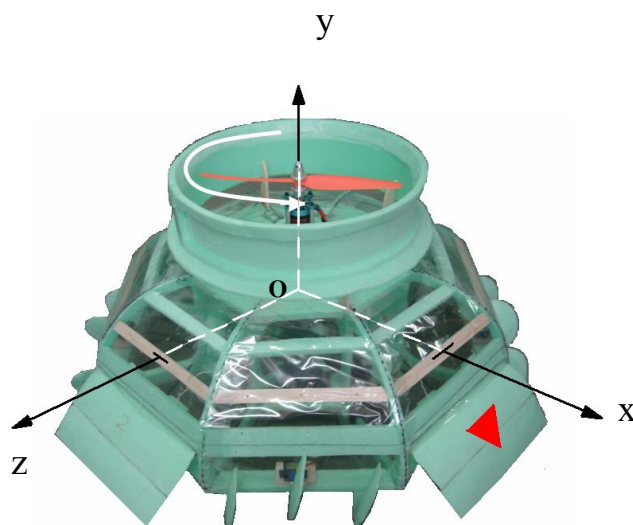


Рис. 7. Общий вид ДОЛИ

Особенность ДОЛИ заключается не только в способности осуществлять вертикальный взлет и посадку на любую горизонтальную поверхность и выполнять маневры, характерные для МЛА самолетных схем, но также в том, что такая аэродинамическая схема является статически неустойчивой, что в свою очередь накладывает дополнительные трудности для исследования ее аэродинамических характеристик. Статическая неустойчивость ДОЛИ объясняется тем, что ее центр масс находится выше центра давления по оси вращения вала двигателя. Статическая неустойчивость МЛА с одной стороны улучшает характеристики маневренности, с другой – определяет необходимость обеспечения предварительной стабилизации ДОЛИ для исследования ее аэродинамических характеристик.

Управление движением ДОЛИ в вертикальной плоскости обеспечивается изменением величины вектора подъемной силы с помощью регулятора хода двигателя либо одновременным изменением нейтрального положения рулей управления тангажом и креном в допустимом диапазоне.

Для разворота ДОЛИ вокруг нормальной оси применены рули управления канала рыскания, которые, как уже отмечалось, парируют реактивный момент корпуса ДОЛИ и позволяют создавать управляющие моменты в канале курса. Таким образом, предложенная компоновка аэродинамических поверхностей и средств управления тягой, позволила построить четырехканальную систему стабилизации ДОЛИ. Также полученные характеристики показали, что при различных значениях нейтрального положения указанных рулей управления величина подъемной силы различна при неизменном значении других параметров. Значит, высоту ДОЛИ можно изменять путем одновременного изменения нейтрального положения рулей управления по тангажу и крену в допустимых пределах.

Таким образом, система стабилизации ДОЛИ представляет собой сложную систему управления статически неустойчивым объектом. Характерной особенностью этой системы являются наличие в ее составе большого количества разнородных элементов, входящих в состав отдельных устройств либо подсистем, например: блок датчиков, блок сервопривод, блок вычислителя, органы управления и т.д. Каждая из перечисленных подсистем предназначена для выполнения определенных функциональных задач с целью обеспечения выполнения задачи, поставленной перед изделием [12-13].

В процессе синтеза системы угловой стабилизации ДОЛИ необходимо проводить ряд экспериментальных исследований с целью определения аэродинамических характеристик объекта стабилизации, параметров контуров стабилизации и допус-

тимых условий эксплуатации. При этом проверка работоспособности всегда предшествует точной количественной оценке выходных характеристик. Такая оценка считается удовлетворительной, если стыковка элементов осуществлена правильно и значения выходных и входных параметров взаимодействующих элементов согласованы, а обмен информацией между ними происходит без каких-либо видимых или скрытых механических, электрических и других видов нарушений и не приводит к выходу из строя различных контактов, реле или иных элементов в цепи взаимодействия или в самой системе (рис. 8).

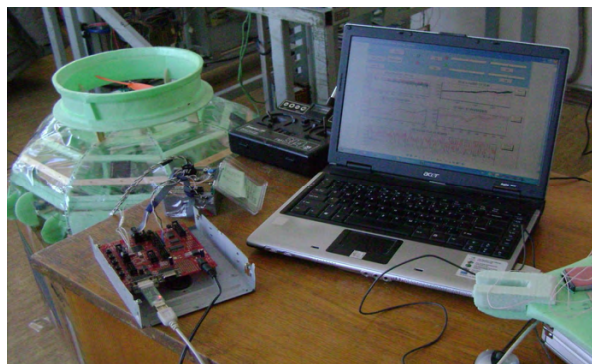


Рис. 8. Установка для исследования СУ ДОЛИ

При испытаниях системы угловой стабилизации ДОЛИ, наряду с натурными экспериментами, применялись имитаторы и математическое моделирование. Разумное сочетание этих методов испытаний обычно позволяет оптимизировать характеристики эффективности системы в наиболее тяжелых условиях ее практического использования, так как модель ДОЛИ также является опытным образцом, входящим в структуру натурных испытаний. При этом проверяется функционирование элементов, средств и устройств систем ДОЛИ; проверяют принципы, заложенные в основу принятых технических решений, и правильность их конструктивного воплощения; калибруют математические модели по результатам натурных испытаний; получают характеристики испытываемых средств, представляющих дополнение к составу исходных данных, которые необходимы для оценки эффективности всей системы.

На сегодня работы по проекту ДОЛИ продолжают в направлении решения ряда простейших задач автономной навигации.

МЛА типа маневренное автономное летающее изделие

Аэродинамическая компоновка маневренного автономного летающего изделия (МАЛИ) в сочета-

нии с двигательной установкой и расположенными определенным образом управляющими аэродинамическими поверхностями позволяет совершать аэродинамические маневры, которые характерны как для обычных самолетных схем, так и для вертолетных аэродинамических схем: горизонтальный полет, вертикальный взлет и посадка; зависание над определенной точкой пространства; полет в горизонте с критическими углами атаки и ряд других [14 – 16]. Комбинирование в одном изделии таких аэродинамических возможностей, с одной стороны, позволяет повысить маневренность МАЛИ и расширить диапазоны его применения, а с другой – порождает необходимость решения ряда новых задач в обеспечении управлением таких режимов, как позиционирование центра масс изделия при переводе корпуса МАЛИ из вертикального положения в горизонтальное и обратно. Кроме указанных сложностей имеет место необходимость моделирования и разработки методов парирования нештатных ситуаций системы позиционирования центра масс МАЛИ в режиме реального времени путем обеспечения работоспособности в условиях неопределенности функционирования объекта автоматического управления (ОАУ), в состав которого входят: блок датчиков угловой скорости (ДУС), цифровые интеграторы сигналов, исполнительная система с блоками малогабаритных сервоприводов (СП) и непосредственно само МАЛИ.

С целью исследования МАЛИ был разработан аппаратно-программный комплекс, оборудованный набором исполнительных, измерительных и регистрирующих средств, используемых для построения подобных аппаратов.

В разработанном изделии для создания потока воздуха применяют двигатель, ось которого расположена по продольной оси МАЛИ (рис. 9). При этом необходимо обеспечить заданную подъемную силу, используя двигатель с определенными характеристиками по мощности и частоте вращения вала.

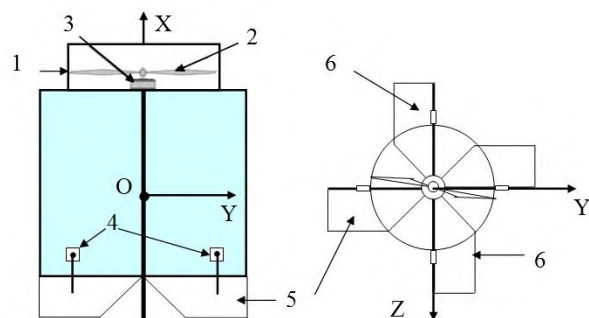


Рис. 9. Аэродинамическая компоновка МАЛИ: 1 – кольцо защиты; 2 – винт; 3 – двигатель; 4 – электрический сервопривод; 5 – поверхности управления по тангажу; 6 – поверхности управления по крену

Конструкция изготовленного МАЛИ вертикального взлета и посадки показана на рис. 10.

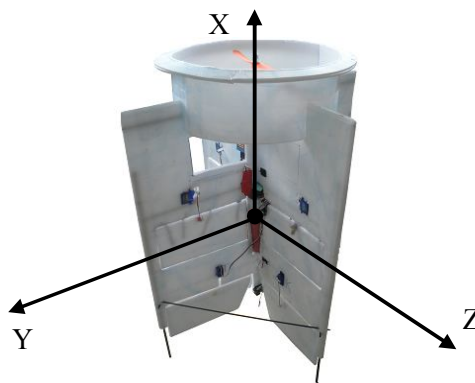


Рис. 10. Общий вид МАЛИ

Управление переходом МАЛИ от вертикального полета в горизонтальный осуществляется с помощью органов управления в канале тангажа с последующим выводом самолета на заданный угол тангажа. После переходного режима МАЛИ совершает полет в горизонтальной плоскости. При переходе объекта от горизонтального полета в вертикальный осуществляется обратная последовательность действий.

Режим висения МАЛИ в вертикальной плоскости обеспечивается изменением величины вектора подъемной силы с помощью регулятора хода двигателя, который регулирует скорость вращения винта.

Разворот МАЛИ вокруг продольной оси осуществляется применением рулей управления в канале крена, которые, как уже отмечалось, парируют реактивный момент M_p корпуса МАЛИ и позволяют создавать управляющие моменты в данном канале (рис. 10) [14, 17, 18].

Таким образом, САУ МАЛИ представляет собой сложную систему управления статически неустойчивым объектом. Характерной особенностью этой системы являются наличие в ее составе большого количества разнородных элементов, входящих в состав отдельных устройств либо подсистем, например: блок датчиков, блок сервопривода, блок вычислителя, органы управления и т.д. Каждая из перечисленных подсистем предназначена для выполнения определенных функциональных задач в целях обеспечения выполнения поставленной цели МАЛИ.

Мультироторные МЛА

Одним из важных направлений развития МЛА является создание мультироторных аппаратов. Такие МЛА используют вертолетный принцип создания подъемной силы и не содержат статических аэ-

родинамических поверхностей. Последняя особенность существенно упрощает расчет и изготовление конструкции аппарата. Сфера использования мультироторных МЛА – мониторинг объектов и территорий с воздуха, аэрофото- и видеосъемка, доставка малогабаритных грузов и т.п. Поскольку подобные аппараты могут использоваться как в режиме траекторного ручного управления, так и в автономном режиме в непосредственной близости от размещения людей или строений, к ним предъявляются требования высокой маневренности и повышенной надежности системы управления (СУ). Развитие данного направления в последние годы привело к созданию целого семейства мультироторных МЛА – с тремя, четырьмя, шестью и восемью винтами – трикоптеров, квадрокоптеров (квадроторов), гексакоптеров и октакоптеров.

Поскольку для МЛА невозможно прямое многократное дублирование приборов из-за ограничений по габаритам и грузоподъемности, обеспечение надежности и живучести может быть достигнуто путем соединения методов диагностирования технического состояния аппаратуры, ресурсной избыточности и алгоритмических подходов к компенсации отказов элементов СУ.

Разработкой квадрокоптеров и системы управления для них занимается большое количество научных и инженерных кадров в различных отечественных и зарубежных университетах и компаниях, что отражено в огромном количестве публикаций. Использование октакоптеров ограничивается большими габаритами и энергопотреблением таких аппаратов. Поэтому на кафедре систем управления ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» усилия разработчиков были сосредоточены на создании отказоустойчивых систем управления для трикоптеров и гексакоптеров.

Разнообразные структуры СУ мультироторных МЛА рассматриваются в целом ряду публикаций [19, 20]. Модуль измерения параметров движения МЛА строят на основе датчиков типа MEMS, используя, как правило, датчики угловой скорости и акселерометры; обработка навигационной информации и стабилизация параметров движения выполняются производительным бортовым микроконтроллером. Во многих моделях МЛА траекторное управление осуществляет оператор при помощи дистанционного ручного пульта. В незначительном количестве моделей реализован частичный автономный полет. Задачи отказоустойчивого, сформулированные, например, в работе [21], практически не решены для этого класса аппаратов.

Система управления гексакоптера. На первом этапе проектирования были сформулированы

основные требования к системе управления шестироторного ЛА, определены структурные элементы СУ со свойствами отказоустойчивости и интерфейсы между ними.

На основе комплексного анализа публикаций и известных принципов построения отказоустойчивых систем управления ЛА были сформулированы следующие требования к СУ гексакоптера:

- режим функционирования: автономный полет по заданной программе и полет на ручном дистанционном управлении оператором;
- функциональная избыточность основных элементов СУ – датчиков, преобразовательных и вычислительных устройств, двигателей;
- возможность выполнения полета при отказе одного из двигателей;
- возможность диагностирования технического состояния измерителей параметров движения гексакоптера в процессе полета;
- аккумуляторная система питания, причем силовая часть отделена от питания бортовой электронной аппаратуры;
- наличие отдельного радиоканала для передачи значений параметров движения и характеристик технического состояния бортовых приборов;
- возможность добавления бортовых приборов в СУ без принципиального изменения ее структуры.

Разработанная функциональная схема СУ гексакоптера показана на рис. 11.

Исполнительными устройствами в СУ современных мультироторных ЛА являются бесколлекторные двигатели (БКД) постоянного тока. Эти устройства являются, по сути, шаговыми двигателями, причем для получения значительного вращающего момента ток в трех его обмотках может достигать нескольких ампер. Коммутация тока между обмотками выполняется на высокой частоте специальным контроллером, который изготавливается промышленно под конкретные модели двигателей. В разработанной системе применены двигатели с предельной скоростью вращения 11000 об/мин. Двигатели установлены на металлических пилонах на расстоянии 33 см от центра масс МЛА. Все модули бортовой аппаратуры и аккумуляторы размещены в центре конструкции. Для обеспечения качественного питания электронных модулей применены отдельные аккумуляторные Li-ion батареи для силовой части и электронных систем. Силовая часть питания построена на двух идентичных аккумуляторах, что позволяет при отказе или разряде одного из них осуществить аварийную посадку.

На максимальной скорости вращения достигается тяга до 900 г на каждом из шести пропеллеров, и в целом двигатели обеспечивают подъемную

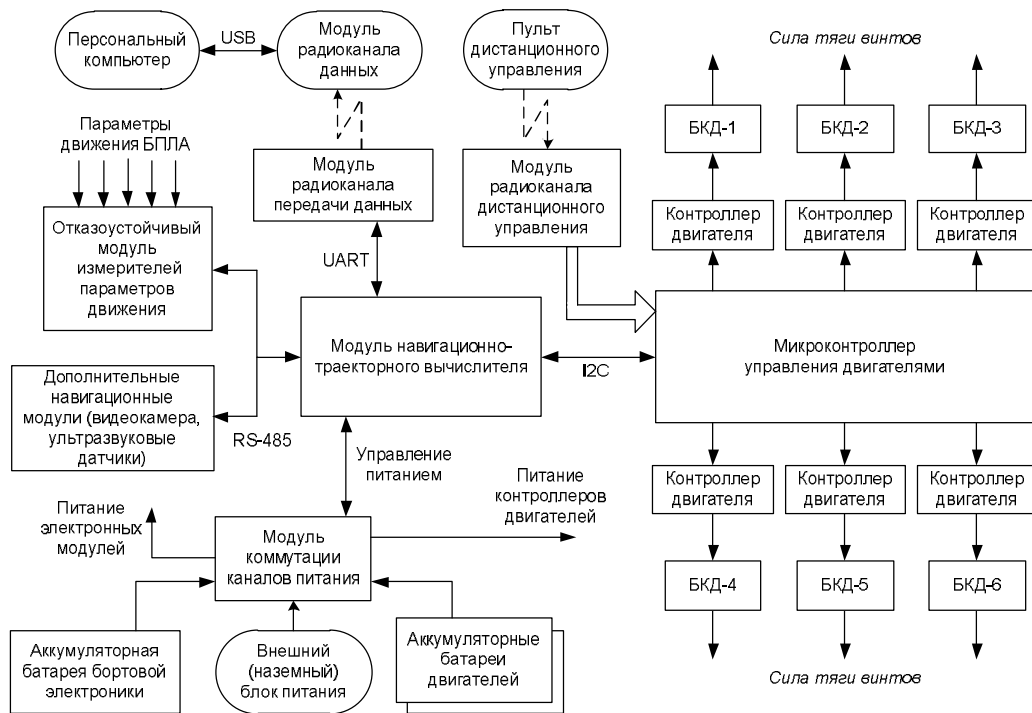


Рис. 11. Функциональная схема системы управления шестироторного МЛА

силу до 54 Н. Общая масса конструкции гексакоптера, аккумуляторных батарей и бортовой электроники рассчитана таким образом, чтобы обеспечить запас силы тяги на выполнение маневров МЛА даже при отказе одного из двигателей.

Микроконтроллер (МК) управления двигателями обеспечивает формирование широтно-модулированных импульсов со специальными параметрами, ширина которых пропорциональна требуемой тяге. Таким образом выполняется непосредственное управление тягой пропеллеров и, соответственно, угловым и траекторным движением МЛА. Каждый контроллер двигателя преобразует широтно-модулированные импульсы в частоту переключения обмоток БКД.

При реализации дистанционного управления МЛА управления заданные значения параметров движения формируются оператором. МК управления двигателями получает пакет импульсов от модуля радиоканала дистанционного управления (МРДУ). Эти импульсы соответствуют требуемым приращениям высоты полета, углов курса, тангажа и крена МЛА. МК рассчитывает необходимое изменение тяги каждого из двигателей для выполнения заданного режима полета.

Измерительно-информационная часть СУ реализована в виде отдельного модуля измерения параметров движения (МИПД) МЛА, в котором реализованы принципы отказоустойчивости (рис. 12).

Основные алгоритмы обработки навигационной информации и траекторного управления реали-

зуются модулем навигационно-траекторного вычисления (МНТВ), который построен на основе производительного МК семейства ARM. Основные задачи данного модуля следующие:

- формирование команд управления для подчиненных модулей (измерительных, управления двигателями, коммутации каналов питания);
- получение пакета цифровых данных о параметрах движения МЛА: значениях углов, угловых скоростей, линейных ускорений, высоты полета;
- расчет навигационных параметров, то есть координат центра масс ЛА и составляющих вектора скорости;
- получение диагностической информации о текущем техническом состоянии измерительных приборов;
- получение информации о состоянии источников питания и их конфигурирование;
- формирование пакета команд управления для БКД в виде требуемых изменений значений углов и высоты в таком же формате, как при поступлении от МРДУ;

– пересылка пакета данных о параметрах движения МЛА, диагностической информации и команд управления двигателями через модуль радиоканала передачи данных (МРПД) наземному оператору.

Для интеграции измерительного модуля и МНТВ применен шинный интерфейс стандарта RS-485. Таким образом, в структуру СУ заложена возможность подключения дополнительных нави-

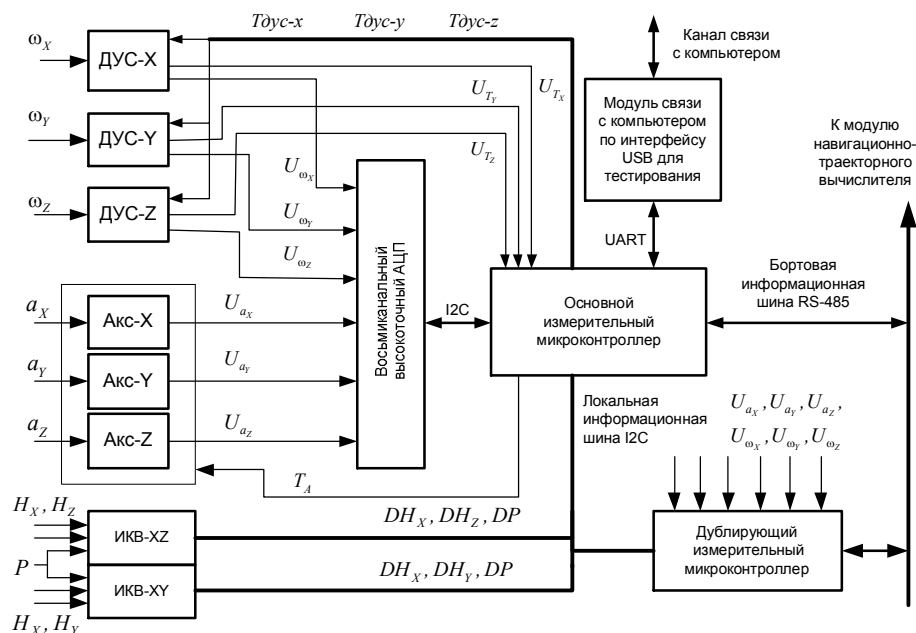


Рис. 12. Функциональная схема отказоустойчивого модуля измерителей параметров движения МЛА

гационных приборов, например, ультразвуковых и лазерных сенсоров, что позволяет расширить функциональность системы. Интерфейс с МРПД реализован на основе стандартного последовательного порта UART для прямого сопряжения с промышленно изготовленным модулем радиоканала *XBee*. Для интеграции с МК управления двигателями применен интерфейс I²C (или TWI), реализованный аппаратно также и в структуре микроконтроллера в МНТВ. Все перечисленные интерфейсы являются последовательными по принципу передачи данных, что позволяет использовать минимальное количество линий микроконтроллеров и дорожек на печатной плате.

Отказоустойчивый МИПД МЛА реализован на основе малогабаритных механоэлектрических измерительных датчиков (MEMS). В состав МИПД входят три датчика угловой скорости (ДУС), три линейных акселерометра, реализованные в одном корпусе, и два интегрированных компаса-высотометра, установленные в перпендикулярных плоскостях. Высотометры измеряют полное давление воздушной среды и их показания не зависят от углового положения МЛА. Каждый компас измеряет составляющие напряженности силовых линий магнитного поля Земли в проекциях на две перпендикулярные оси чувствительности прибора. Алгоритмическим путем можно получить информацию об угловом положении МЛА, которая дублирует данные, полученные от ДУС, после соответствующей обработки (интегрирования).

Для обработки сигналов с датчиков, фильтрации и диагностирования в МИПД предусмотрены основной и дублирующий измерительные МК.

Состав датчиков является избыточным, поскольку любой из параметров углового или линейного перемещения МЛА может быть измерен непосредственно или рассчитан по косвенным показаниям других датчиков.

Преобразование аналоговых сигналов с ДУС и акселерометров в цифровую форму выполняется многоканальным высокоточным АЦП.

Аналоговые сигналы температурных датчиков, встроенных в ДУС, преобразуются в цифровую форму с помощью малоразрядного АЦП, встроенного в основной МК. Эта информация используется для коррекции значений угловых скоростей и диагностирования работоспособности ДУС.

В процессе работы основной измерительный МК формирует дискретные сигналы, которые подаются на соответствующие ДУС и интегрированный блок акселерометров, и кратковременно активируют режим самотестирования. Благодаря этому имеется возможность периодически проверять достоверность информации с отдельных датчиков.

Для дублирования процесса аналого-цифрового преобразования сигналов и их обработки в составе МИПД применен дублирующий МК. Он содержит малоразрядный АЦП, который также преобразует сигналы со всех датчиков в цифровую форму.

Интегрированные высотометры-магнитометры ИКВ-XZ и ИКВ-XY установлены в плоскостях, соответствующих индексам в их названиях. После измерения проекций напряженности магнитного поля Земли на соответствующие оси по данным ИКВ-XZ можно рассчитать угол курса, а по данным ИКВ-XY – углы крена и тангажа. Каждый из приборов независимо измеряет полное давление воздуха,

по которому рассчитывается высота полета. Данные с ИКВ выдаются в цифровом виде. Комплексный анализ информации с обоих ИКВ позволяет учитывать перекрестное влияние углов крена и тангажа на измерение угла курса.

К основному измерительному МК подключен специализированный модуль связи с компьютером по интерфейсу USB, который используется для передачи информации и получения команд от оператора при тестировании МИПД в наземных условиях.

Общий вид изготовленного гексакоптера показан на рис. 13.



Рис. 13. Вид изготовленного гексакоптера

Таким образом, в предложенной структуре СУ шестироторного МЛА присутствуют измерительные приборы с возможностью самодиагностирования. Конфигурация преобразовательных и вычислительных средств позволяет получать значения параметров движения МЛА с разных датчиков и путем обработки формировать комплекс достоверных навигационных параметров. Задачами СУ также являются управление исполнительными двигателями для обеспечения маневров МЛА, в том числе автономного полета, и сохранение функционирования МЛА

при отказе отдельных датчиков или одного из двигателей.

Система управления трикоптера. Еще одной разработкой кафедры систем управления ЛА является малогабаритный мультироторный летательный аппарат с тремя винтами – трикоптер. В системе управления этого аппарата также заложены принципы отказоустойчивости, поэтому требования к системе управления во многом идентичны тому, что было ранее сформулировано для СУ гексакоптера.

Направление осей связанной системы координат соответствует классической самолетной схеме. Направление вращения пропеллеров следующее: пропеллеры двигателей 1 и 2 (БКД-1, БКД-2) вращаются в противоположных направлениях для компенсации реактивного момента, пропеллер двигателя 3 (БКД-3) вращается в том же направлении, что и пропеллер Дв1. Все двигатели подключены к управляющему МК через электронные регуляторы скорости вращения – контроллеры двигателей. Для компенсации реактивного момента, создаваемого двигателем Дв3, в систему введен сервопривод, который изменяет наклон вектора силы тяги Дв3 путем поворота его корпуса.

Разработанная функциональная схема системы управления трикоптера показана на рис. 14.

Исполнительными устройствами в СУ трироторного МЛА являются бесколлекторные двигатели, аналогичные описанным ранее в данной работе.

При реализации дистанционного управления МЛА заданные значения параметров движения формируются оператором через пульт дистанционного управления. Основной МК, который управляет двигателями, получает пакет широтно-модулированных импульсов от модуля приема сигналов дистанционного управления (МПСДУ). Эти импульсы соответствуют требуемым значениям углов курса, тангажа и крена МЛА. Основной МК рассчиты-

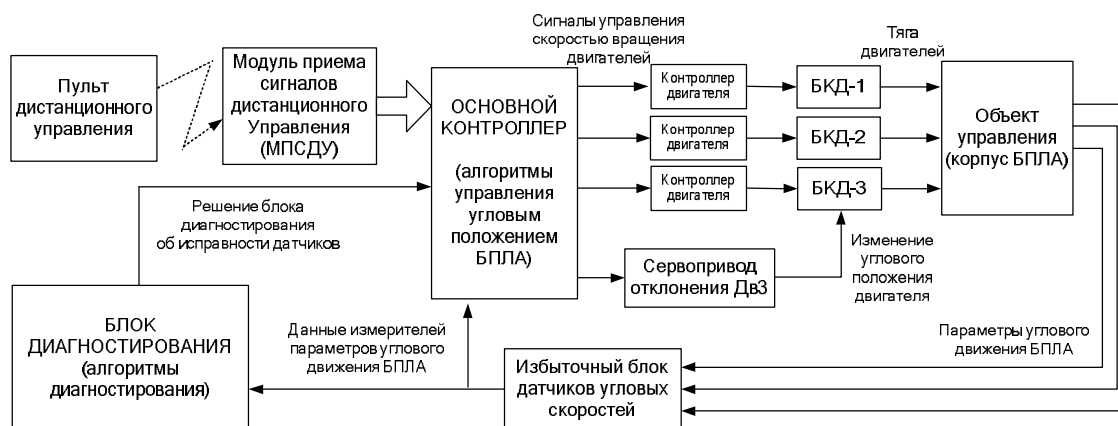


Рис. 14. Функциональная схема системы управления трироторного МЛА

вает необходимое изменение тяги каждого двигателя и угла отклонения БКД-3 для выполнения заданного режима полета.

Измерительно-информационная часть СУ реализована в виде отдельного модуля измерителей параметров движения МЛА, в котором заложены принципы отказоустойчивости, один из которых – избыточность элементов, в данном случае – датчиков угловых скоростей. Акселерометры в данной модели МЛА не имеют избыточности и представлены в виде интегрального трехосного прибора.

В предложенной системе применено пять ДУСов, размещенных в соответствии со схемой, показанной на рис. 15. Такое размещение позволяет при отказе одного из них при помощи диагностических предикатов определить, какой из приборов не функционирует, и в соответствии с этим изменить принцип обработки информации от блока ДУС. В процессе аналитического проектирования алгоритмического обеспечения блока диагностирования были получены уравнения, связывающие выходные сигналы ДУС с проекциями вектора угловой скорости МЛА на оси связанной системы координат. Далее была выполнена проверка условий диагностируемости блока ДУС согласно методике из [21]. Затем получена логическая таблица для формирования предикатов диагностирования. На ее основе были составлены пять систем уравнений, таких, что из каждой системы можно получить алгебраическое выражение для сигнала одного датчика через показания остальных. Таким образом, в процессе полета можно постоянно сравнивать фактический сигнал с каждым датчика с оценочным значением для этого сигнала, рассчитанным по показаниям остальных датчиков и получить пять параметров отклонений показаний. После последовательного допускового контроля этих отклонений можно сформировать набор двоичных признаков, которые однозначно указывают на отказавший прибор.

После обнаружения отказа показания неисправного датчика можно компенсировать вычислением значения сигнала на основе полученного ранее алгебраического уравнения. Указанный подход можно применять, опираясь на допущение, что отказ возникает только в одном из ДУС. В случае отказа в другом ДУС нужно использовать более сложные методы диагностирования.

Описанный трироторный МЛА был изготовлен и испытан на кафедре СУЛА. Внешний вид МЛА показан на рис. 16.

Таким образом, была предложена и реализована структура системы стабилизации углового положения трироторного МЛА, позволяющая управлять аппаратом в ручном и автоматическом режимах. Сформированные предикатные уравнения позволя-

ют получить алгоритм для решения задачи диагностирования – определения факта и места отказа в блоке ДУС.

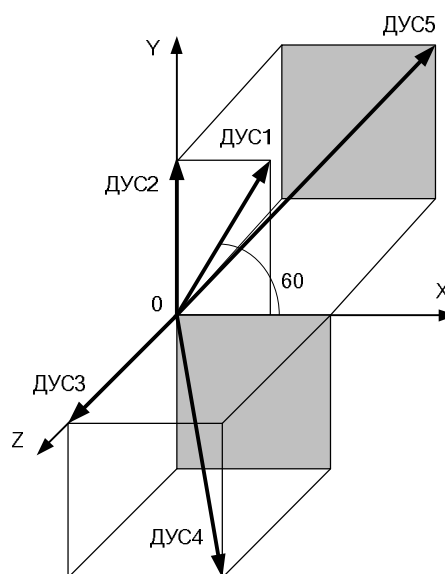


Рис. 15. Принцип размещения ДУС



Рис. 16. Внешний вид макетного трикоптера

Рассмотренные принципы диагностирования можно распространить на комплексы других датчиков параметров движения, например, акселерометров. В дальнейшем детальной проработки требуют алгоритмы автономного управления мультироторными МЛА.

Литература

1. Фирсов, С. Н. Обеспечение функциональной устойчивости системы стабилизации и ориентации малогабаритного автономного летающего изделия [Текст] / С. Н. Фирсов // *Мехатроника, Автоматизация, Управление*. – 2014. – № 5. – С. 54 – 60.
2. Соколов, В. Б. Беспилотные летательные аппараты, некоторые вопросы развития и применения [Текст] / В. Б. Соколов, Е. Д. Гаряев // *Меха-*

троника, автоматизация, управления. – 2008. – № 2. – С. 12-23.

3. Фірсов, С. М. Безпілотний літальний апарат вертикального зльоту та посадки для завдань АПК [Текст] / С. М. Фірсов, І. В. Бичкова, До Куок Туан // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК». – Вип. 73. – Х., 2008. – С. 89 – 90.

4. Особливості конструкції та системи автоматичного керування безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми вертикального зльоту та посадки [Текст] / С. М. Фірсов, До Куок Туан, Р. М. Гуш, О. В. Данченко // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК». – Вип. 87. – Х., 2009. – С. 123 – 125.

5. Фирсов, С. Н. Управление малогабаритным летательным аппаратом вертикального взлета и посадки при переходе от одного режим полета в другой [Текст] / С. Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь, А. В. Данченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3(90). – С. 56–61.

6. Панчук, Д. В. Сравнительный анализ комплекса ДПЛА «ГранТ» с зарубежными аналогами [Текст] / Д. В. Панчук. – М. : Новик-XXI, 2007. – 26 с.

7. Концепция микробеспилотных летательных аппаратов [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, И. В. Лавошник, С. Ю. Пуногов, А. Н. Таран // Сборник трудов семинара и материалы круглого стола «Наука и технологии против терроризма. Предотвращение угрозы и устранение последствий». – Х. : АНПРЭ, ХНУРЭ, 2006. – С. 40-41.

8. Кулик, А. С. Состояние и перспективы развития малогабаритных БЛА [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Нарожный, А. В. Комков // Сб. тр. X Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – С. 223-228.

9. Системи управління літальним апаратом нетрадиційної аеродинамічної схеми для задач точного землеробства [Текст] / С. М. Фірсов, До Куок Туан, О. В. Данченко, Р. М. Гуш // Розвиток наукових досліджень: матеріали четвертої міжнар. наук.-практ. конф., 24-26 листопада 2008 р. – П., 2008. – С. 80 – 82.

10. Пат. №46179 Україна, МКІ В 64 С 21/00. Система керування безпілотними літальними апаратами [Текст] / А. С. Кулік, С. М. Фірсов, Г. Г. Гусарова, До Куок Туан (Україна) ; Заявник та патентовласник Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковський "ХАІ". – №45149 ; заявл. 22.06.09 ; опубл. 10.12.09, Бюл № 23. – 5 с.

11. До, Куок Туан. Комплексное решение задачи синтеза САУ малого беспилотного летательного аппарата типа вертикального взлета и посадки [Текст] / До Куок Туан // *Збірник наук праць Харківського університету повітряних сил*. – Вип. 4 (22). – Х., 2009 – С. 12 – 19.

12. Кулик А.С. Малогабаритный летательный аппарат вертикального взлета и посадки нетрадиционной аэродинамической схемы / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // *Материалы 10-й международной конференции Иранского аэрокосмического общества, 1-3 марта 2011 р.* – Иран, Тегеран, 2011. – С. 21-22.

13. Кулик А.С. Система отказоустойчивой угловой стабилизации дискообразного летающего изделия / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан // *Материалы 10-й международной конференции Иранского аэрокосмического общества, 1-3 марта 2011 р.* – Иран, Тегеран, 2011. – С. 23-24.

14. Нгуен, Ван Тхинь. Метод обеспечения отказоустойчивости системы управления беспилотного летательного аппарата [Текст] / Нгуен Ван Тхинь // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2012. – № 4 (56). – С. 34-43.

15. Комп'ютерне моделювання динаміки безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми [Текст] / С. М. Фірсов, Нгуен Ван Тхинь, О. В. Данченко, О. Е. Кописов // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства імені Петра Василенка. *Технічні науки*. – Випуск 102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х. : ХНТУСГ, 2010. – С. 94-96.

16. Кулик, А. С. Исследование системы управления малогабаритного летательных аппарата вертикального взлета и посадки [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2(89). – С. 66-70.

17. Хафер, К. Техника вертикального взлета и посадки [Текст] : пер. с нем. / К. Хафер, Г. Закс. – М. : Мир, 1985. – 376 с.

18. Тараненко, В. Т. Динамика самолета с вертикальным взлетом и посадкой [Текст] / В. Т. Тараненко. – М. : Машиностроение, 1978. – 248 с.

19. Распопов, В. Я. Микросистемная авионика [Текст] : учеб. пос. / В. Я. Распопов. – Тула : Гриф и К, 2010. – 248 с.

20. Мультикоптеры. Техническая информация [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.multicopter.ru/technical>. – 15.05.2014.

21. Кулик, А. С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления [Текст] / А. С. Кулик. – Х. : Гос. аэрокосмич. ун-т "ХАИ"; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МАЛОГАБАРИТНІ АВТОНОМНІ БЕЗПІЛОТНІ КОМПЛЕКСИ КАФЕДРИ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

В. Г. Джулгаків, І. В. Жежера, С. М. Фірсів

У статті представлено результати розробок кафедри систем управління літальними апаратами Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського. Показано передумови до створення того чи іншого малогабаритного літального апарату, його особливості аеродинамічного конструювання, формування стійкого до появи позаштатних ситуацій бортового обладнання і результати серій лабораторних та льотних випробувань. У деяких випадках проведено порівняння створеного зразка апарата з близькими світовими аналогами. Представлено програмне забезпечення верхнього і нижнього рівня, що дозволило реалізовувати створене алгоритмічне забезпечення.

Ключові слова: малогабаритний літальний апарат, система стабілізації, система управління, навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, інтегрування рівнянь.

SMALL AUTONOMOUS UNMANNED SYSTEMS DEPARTMENT OF AIRCRAFT CONTROL

V. G. Dzhulgakov, I.V. Zhezhera, S.N. Firsov

The article presents the results of development of the chair of aircraft control N. E. Zhukovsky National Aerospace University. Showing the background to the creation of a small-sized aircraft, its features aerodynamic design, build sustainable rise to abnormal situations avionics and results of a series of laboratory and flight tests. In some cases, a comparison of the sample unit was created with similar global peers. Presented software superscript lower level will allow to realize created algorithmic support.

Keywords: small UAV, stability, system control, navigation, accelerometer, angular rate sensor, integration of the equations.

Джулгаків Віталій Георгієвич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина.

Жежера Іван Володимирович – магістрант кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина.

Фірсів Сергій Николаєвич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Firsov@d3.khai.edu.

УДК 004.8:004.421.2

А. С. КУЛИК, Е. В. ГАВРИЛЕНКО

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

РАЗРАБОТКА КОМПЬЮТЕРНЫХ ОБУЧАЮЩИХ ПРОГРАММ НА КАФЕДРЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Изложены факты, научные и практические предпосылки исследований и разработок в области интеллектуальных компьютерных обучающих программ на кафедре систем управления летательными аппаратами. За последнее десятилетие в этом направлении коллектив кафедры продвинулся от разрозненных тестирующих оболочек для отдельных учебных дисциплин до единого подхода и методологии создания интеллектуальных компьютерных программ, обучающих решению алгоритмических задач. Кроме того, намечены основные пути дальнейшего развития и совершенствования разработок в сфере компьютерного обучения.

Ключевые слова: учебная дисциплина, обучаемый, интеллектуальные компьютерные обучающие программы, внешний цикл, внутренний цикл, компоненты знаний и умений.

Кафедра систем управления летательными аппаратами (СУЛА) более десяти лет динамически развивается и прогрессирует благодаря практической направленности и внедряемости в деятельность университета ХАИ или смежных организаций результатов научно-исследовательской деятельности сотрудников кафедры. Большинство научных достижений представлено в виде лабораторных стендов и учебных курсов, внедренных непосредственно в учебный процесс для студентов трех направлений подготовки: «Аэронавигация», «Авионика» и «Системная инженерия». Что касается разработки программного обеспечения, то множество объектов исследования расширяется за счет насущных задач, возникающих в масштабах университета «ХАИ» и системы образования в целом. Так, в 1999 г. для вуза была не рациональной покупка готового решения в виде корпоративной информационной системы управления вследствие высокой стоимости и функциональной ограниченности. В то же время, возможности существующего программного обеспечения не удовлетворяли информационным нуждам руководителей подразделений. За решение достаточно трудоемкой задачи автоматизации управления административно-финансовой деятельностью университета «ХАИ» взялся коллектив студентов, аспирантов и сотрудников кафедры СУЛА под руководством профессора А. С. Кулика. В процессе плодотворного сотрудничества с проректором Н. В. Нечипоруком коллектив в 1999-2005 гг. добился определенных успехов не просто в информационной интеграции таких подразделений, как отдел кадров, бухгалтерия и планово-финансовый отдел, но и в обеспечении руководства вуза компьютерной поддержкой принятия решений в админист-

ративно-финансовой сфере [1].

В тот же период все острее начала ощущаться нехватка программного обеспечения, помогающего преподавателям в проведении лабораторных и практических занятий, на фоне совершенствующейся вычислительной техники и все увеличивающихся объемов информации, необходимой для усвоения студентами. Вследствие этого с 2004 г. усилиями отдельных преподавателей и студентов кафедры СУЛА создавались первые обучающие компьютерные программы в рамках таких дисциплин, как «Теория автоматического управления (ТАУ)», «Дискретная математика», «Исследование операций» [2-4]. Это были простейшие программные оболочки (рис. 1), которые решали специфические задачи, но характерные для дисциплин инженерной направленности с трудоемкими математическими вычислениями, среди которых следует отметить:

- генерирование множества вариантов заданий для однотипных задач;
- проверка правильности решения задач с указанием допущенных ошибок;
- обеспечение возможности многократного прохождения этапов решения задач каждым студентом в индивидуальном темпе;
- автоматическое формирование оценки результатов выполнения заданий студентами для анализа преподавателем.

Апробировать результаты и оценить эффективность научно-практических разработок в этой сфере удавалось практически мгновенно – за один учебный семестр – по сравнению со сложными техническими объектами, например, самолетами, ракетами, спутниками, т.к. любой летательный аппарат

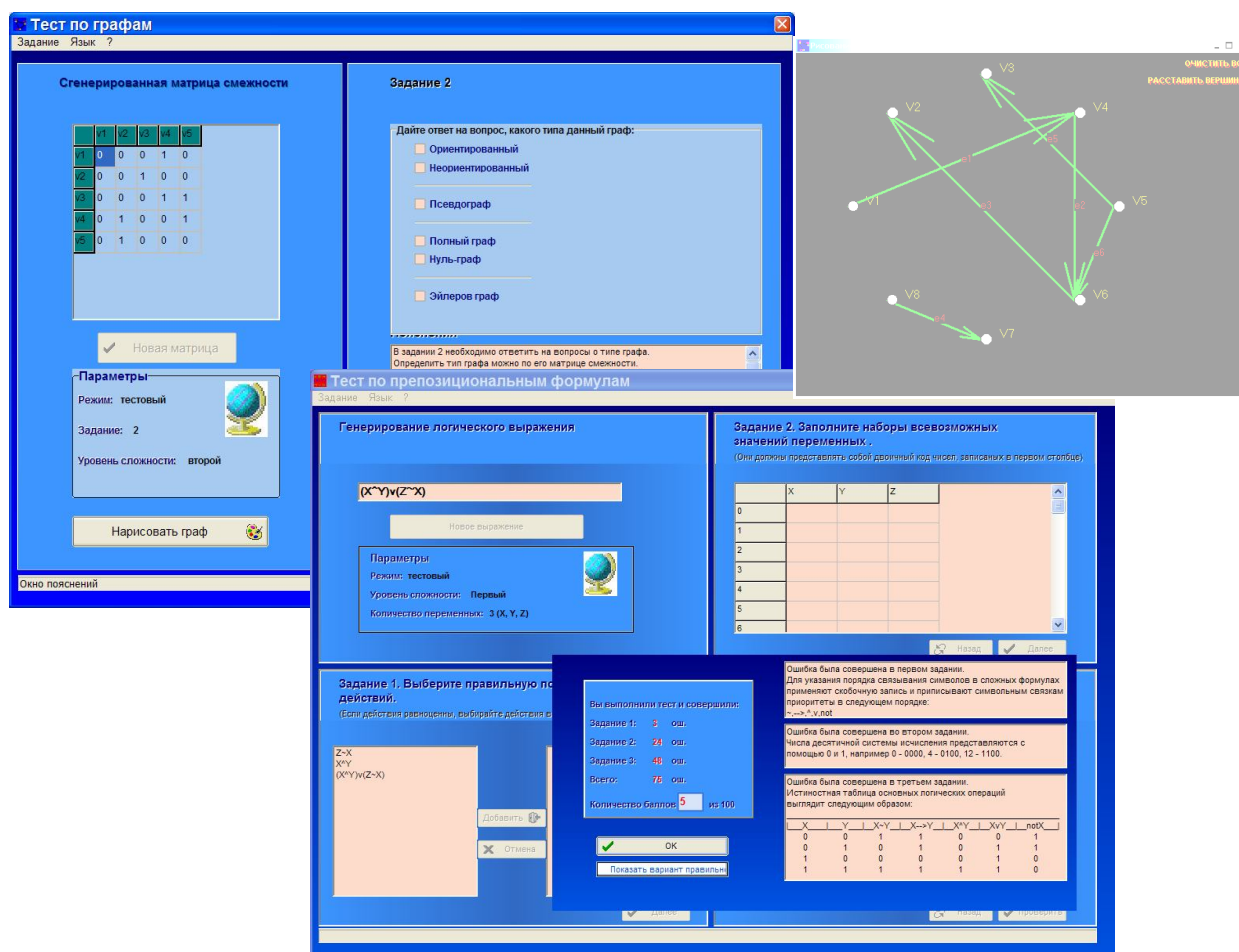


Рис. 1. Экранные формы обучающих программ по дисциплине «Дискретная математика»

технологически требует несколько лет для проверки научных гипотез на практике или дорогостоящего физического моделирования. Внедрение в учебный процесс выявило круг задач, с которыми эффективно справляются обучающие компьютерные программы. Наряду с этим, созрела проблема, требующая системного решения, которая связана с преподаванием дисциплины «Моделирование систем» для слушателей физико-математической школы «ХАИ». Среди основных трудностей, с которыми столкнулись преподаватели кафедры, несмотря на отработанную методику и наличие комплекта рабочих тетрадей и печатного материала лекций, можно отметить следующие:

- большой поток учащихся при небольшой выделяемой нагрузке на кафедру;
- значительный разброс уровня подготовки учащихся по физике и математике;
- обязательное соблюдение последовательности заданий лабораторных работ;
- необходимость выполнения практически всех заданий в классе, в процессе консультаций с преподавателем.

Для решения обозначенных проблем коллекти-

вом преподавателей и студентов в 2006–2007 гг. под руководством профессора А. С Кулика разработан компьютеризированный лабораторный практикум по курсу «Моделирование систем», успешно внедренный при проведении занятий для слушателей физико-математической школы университета «ХАИ» (рис. 2). Эта разработка представляет собой комплекс из семи обучающих программ, посвященных разным этапам моделирования систем на примере изделия «Водяной пистолет» [5]. При проектировании программного комплекса основной акцент сделан на удобство и простоту работы в системе, наглядность и полноту подачи материала. Обучающие программы состоят из фиксированной последовательности заданий, условия которых содержат отдельные элементы с автоматически генерируемыми значениями параметров.

Удачное воплощение целого курса лабораторных работ в виде компьютерной системы, которая последовательно проводит обучаемых по всем этапам моделирования физического объекта, контролирует процесс, осуществляет входной и выходной контроль, позволило привлечь к процессу обучения магистров кафедры. Несмотря на недостаток квали-

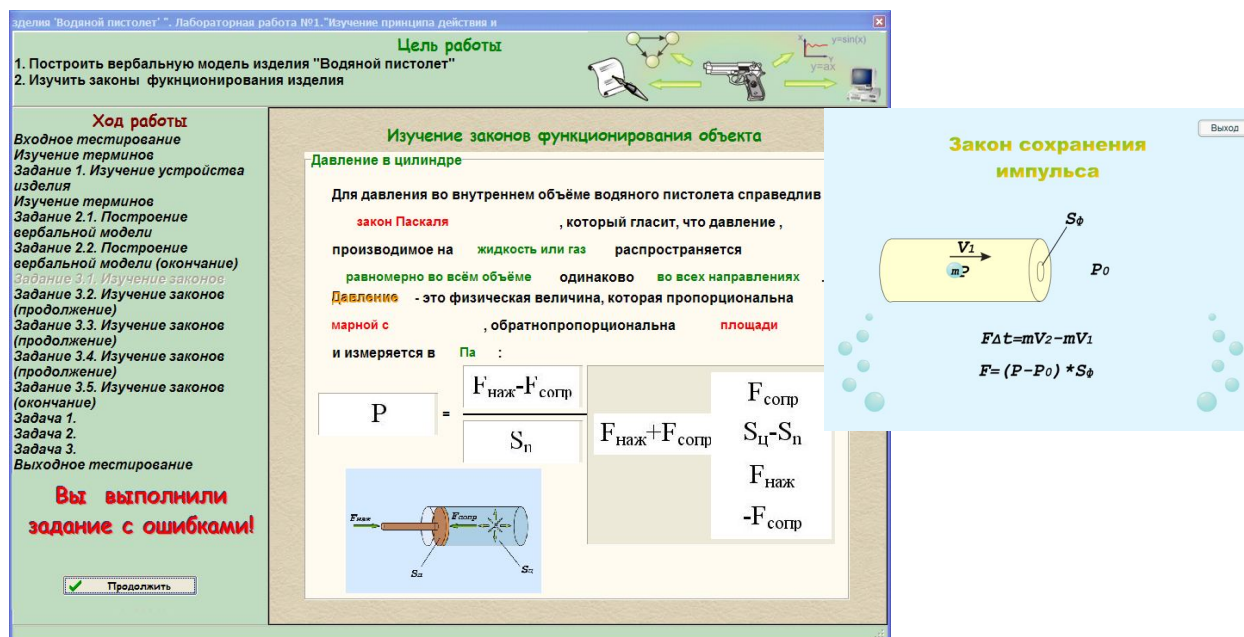


Рис. 2. Экранные формы лабораторного практикума по «Моделированию систем»

фикации для самостоятельной преподавательской деятельности, они успешно сопровождали работу учащихся с компьютерной программой, осуществляли мониторинг и организацию групп учащихся, а квалифицированные преподаватели оценивали системные результаты по электронным протоколам. Кроме эффекта снижения загрузки педагогического состава, также следует отметить повышенный интерес слушателей школы к процессу обучения на компьютере. Эта черта характерна и для современных студентов, так как практически каждый из них имеет планшет, ноутбук или мобильный телефон с выходом в интернет, которые дают возможность «в один клик» получать любую необходимую информацию. Представителям такого «компьютерного» поколения гораздо проще приспособиться к новому программному продукту, чем к очередному стилю изложения материала и особенностям объяснений преподавателем. Упомянутые факты послужили толчком к тому, что профессором А. С. Куликом была поставлена задача формирования коллектива по дальнейшему развитию на кафедре СУЛА научного направления, связанного с разработкой компьютерных обучающих программ. Ответственным за данное направление стал к.т.н. доцент А. Г. Чухрай, под его руководством в 2007 г. созданы обучающие программы автоматизированного лабораторного практикума по курсу «ТАУ» (рис. 3). В рамках дипломного проектирования над ними работали студенты Т. А. Корелова., С. И. Педан, Е. Н. Гайтан, М. А. Шевченко, каждый из которых занимался автоматизацией изучения и практического закрепления различных разделов теории автоматического

управления [6-8]. Особенности курса «ТАУ», разработанного профессором А. С. Куликом и положительно зарекомендовавшего себя в традиционной схеме, потребовали создания для компьютерного обучения более интерактивных заданий, содержащих дополнительные графические редакторы для построения функциональных и структурных схем, линеаризации характеристик.

Опыт внедрения программ подтвердил ряд преимуществ, характерных для автоматизации любых видов деятельности человека, а для компьютерного обучения являющихся ключевыми:

- отсутствие человеческих недостатков, таких как утомляемость, эмоциональность, пристрастность;
 - точность и объективность оценки результатов;
 - возможность учета множества факторов (общее время выполнения заданий, время прохождения каждого этапа, количество подсказок, количество попыток и др.);
 - обеспечение максимальной комфортности обучения посредством дистанционного запуска программ, обучаемым в удобное для него время.
- Вместе с тем, намечен вектор движения в плане дальнейших научных исследований и практической реализации, сформированный с учетом основных мировых тенденций:
- направление основных усилий на автоматизацию лабораторных и практических занятий, так как лекционная форма учебной деятельности в техническом вузе представляется скорее вспомогатель-

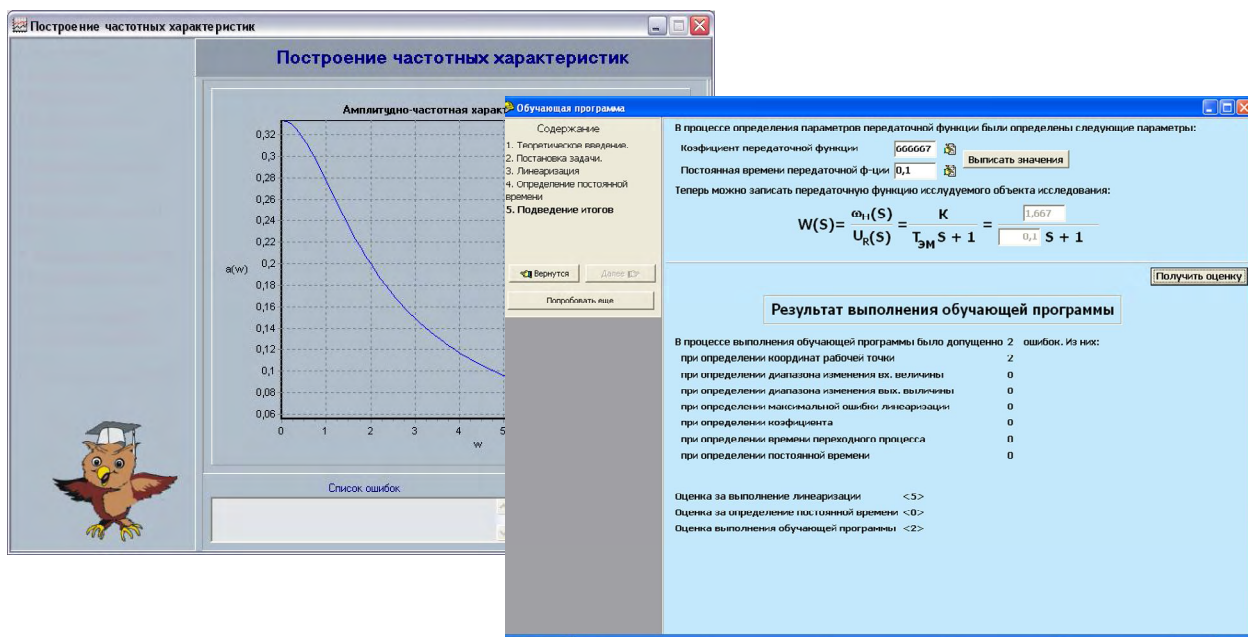


Рис. 3. Примеры экранных форм обучающих программ по «ТАУ»

ной, формирующей лишь компонент знаний, к тому же без обратной связи [9-10];

— реализация в обучающих программах основных педагогических принципов, таких как организация внешнего и внутреннего цикла [11], комплексное формирование компонентов знаний и компонентов умений обучаемого [12-13] в процессе решения учебно-практических задач;

— приведение решаемых задач к алгоритмическому виду, позволяющему унифицировать процесс разработки моделей автоматизированного обучения [14];

— применение в обучающих программах достижений в области искусственного интеллекта [15].

В свете намеченного направления среди разработок 2007-2008 гг. следует отметить бакалаврскую работу студента З. В. Томченко, реализующую игровой принцип в создании интеллектуальных компьютерных обучающих программ (ИКОП), с рабочим названием «Регата» (рис. 4). Новыми элементами данной системы были графический редактор для расстановки обучаемым звеньев структурной схемы, моделирующей различные типы регуляторов, а также реализация трехмерной анимации, включающей графические модели яхт [16].

Безусловным шагом вперед в развитии лаборатории обучающих систем было создание в 2008 г.

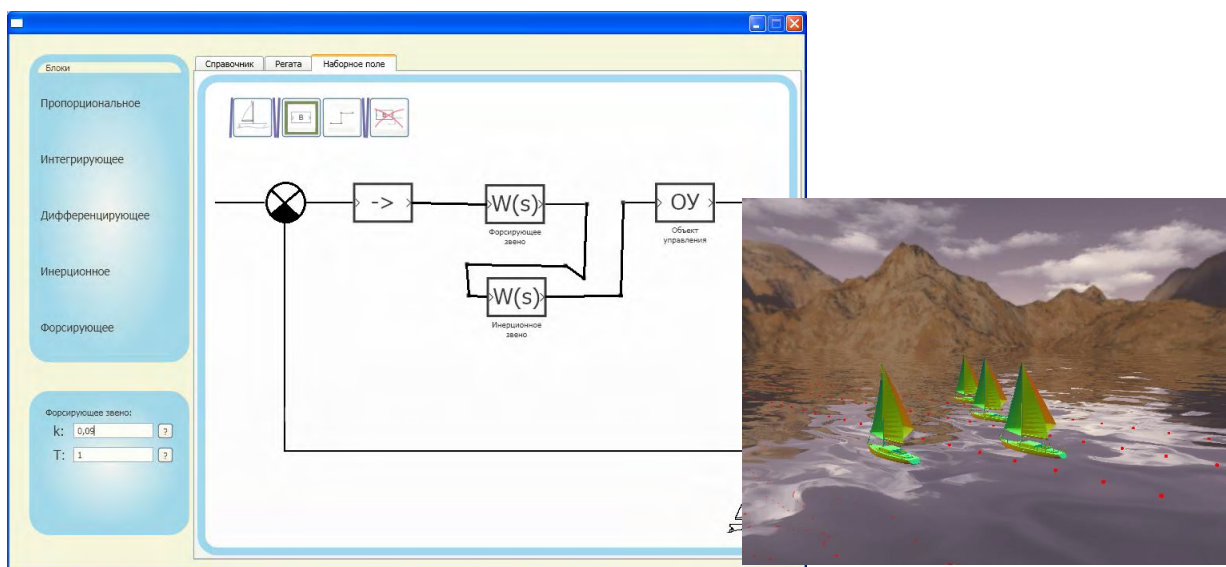


Рис. 4. Экранные формы обучающей программы «Регата»

обучающей программы для подготовки учеников школ для успешной сдачи внешнего независимого тестирования по математике (рис. 5). Конструктивно новый подход к моделированию задач, заложенный в программу, заключается в том, что формулировка каждого из заданий генерируется по заложенным параметризованным моделям их шаблонов [17-18]. Этот опыт работы студентов Е. С. Вагина и С. И. Педана был также использован для разработки комплекса интерактивных WEB-тестов по математике для Центра инноваций в обучении математике (г. Плимут, Великобритания) [19].

Еще одной практической задачей, потребовавшей научных исследований, проведенных В. В. Калиниченко, Е. С. Вагиными З. В. Томченко в 2009-2010 гг., стало интеллектуальное компьютерное обучение SQL. В результате была получена программная система «SQLTOR» (рис. 6), позволяющая достаточно удобно и просто конструировать компьютерные обучающие курсы, связанные с умением составлять SQL-запросы [20-21]. Подобная система актуальна не только для подготовки студентов программистских специальностей, но и повышения профессиональных навыков специалистов различных фирм и организаций, занимающихся разработкой баз данных [22].

Анализ накопленного опыта и учебных курсов, требующих создания компьютерных обучающих программ показал, что необходимо выработать унифицированный подход к адаптации под уровень знаний каждого из учащихся, позволяющий реали-

зовывать ветвящиеся сценарии обучения в различных учебных дисциплинах. Такой подход был сформирован в 2009 г. в процессе дипломной работы С. И. Педана, результатом которой была разработка прототипа универсальной среды создания и трансляции обучающих программ «IT Creator» (рис. 7). Эта оболочка позволила графически конструировать обучающие программы преподавателям, владеющим методикой изложения определенных дисциплин, но не имеющим специальной подготовки в сфере программирования [23-24]. Несмотря на ограниченность набора и возможностей визуальных компонентов, заложенных в программный прототип, он позволяет создавать обучающие программы с наличием внешнего цикла последовательности заданий, что обеспечивает реализацию педагогических принципов самодиагностики, сознательности и активности. С помощью разработанной среды было создано несколько курсов обучающих программ [25].

Исследование возможностей такого автоматизированного создания обучающих программ для различных дисциплин кафедры СУЛА, проведенное С. И. Педаном в рамках диссертационного исследования в 2010-2012 гг., показало, что необходимы следующие доработки:

- обеспечение большей гибкости оболочки под нужды различных дисциплин и разных методик обучения;
- добавление внутреннего цикла обучения с использованием таких средств, как байесовские сети, диагностические модели и др.;

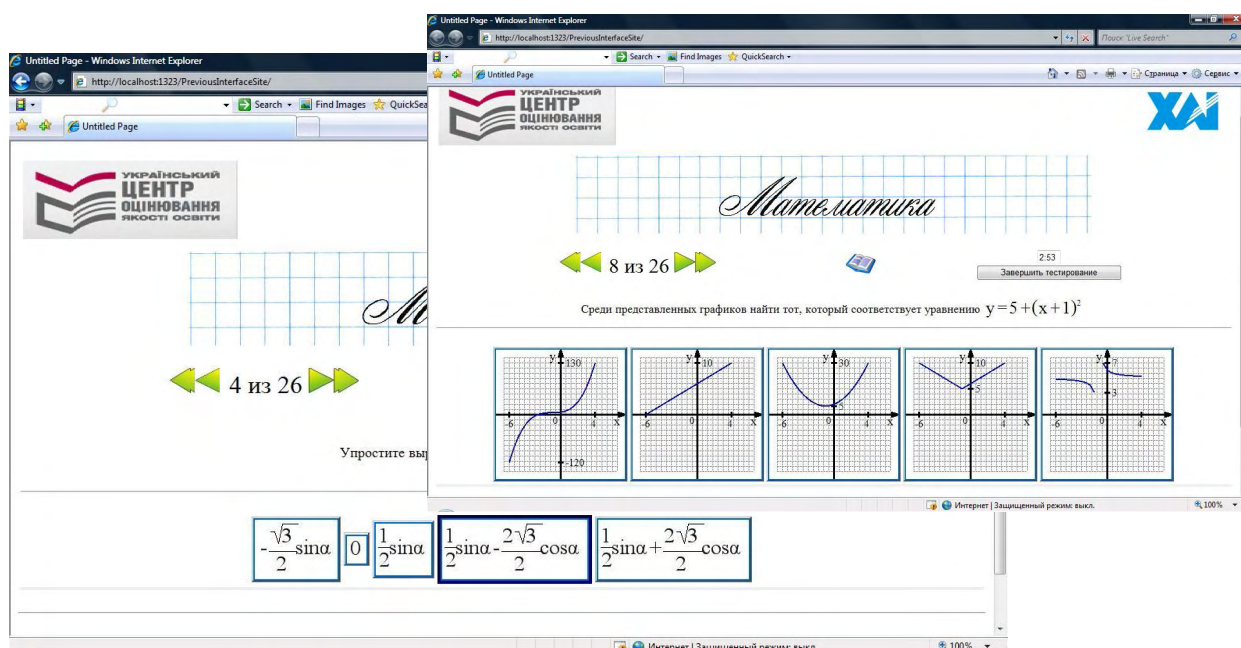


Рис. 5. Экранные формы системы подготовки школьников к тестированию по математике

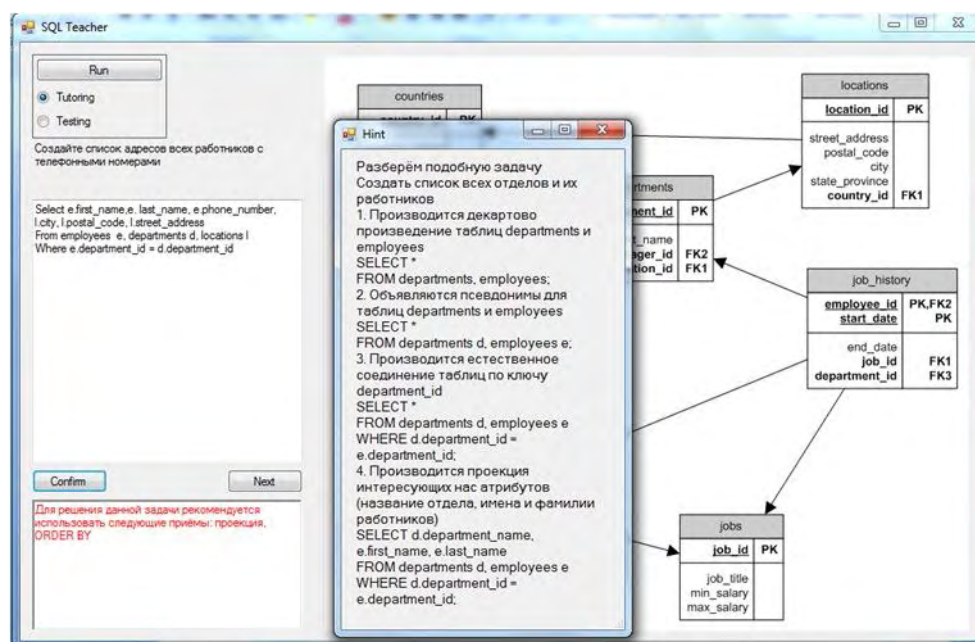


Рис. 6. Экранные формы системы «SQLTOR»

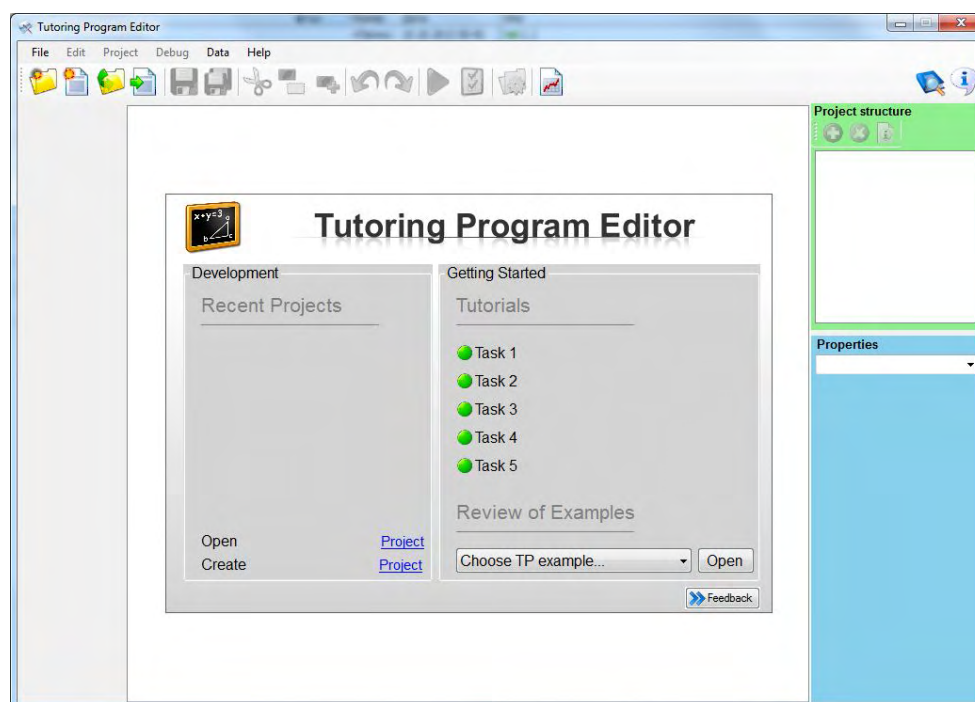


Рис. 7. Экранные формы оболочки «IT Creator»

— применение дополнительных средств для ввода формул, построения графиков, организации естественного диалога с компьютером;

— организация обучения в трех режимах: «демо», «тренинг» и «тест».

Модели и средства, частично покрывающие множество этих совершенствований, были предложены в упомянутой диссертационной работе С. И. Педана [26]. В 2012 г. Е. С. Вагин доработал

модели представления знаний в интеллектуальных компьютерных программах, обучающих схематическим решениям, и полученный опыт был формализован в виде трехуровневой модели архитектуры компьютерных обучающих программ [27]. В 2014 г. их научным руководителем А. Г. Чухраем представлены системные результаты исследований в этом направлении в виде обобщенной концепции разработки интеллектуальных компьютерных про-

грамм, обучающих решению алгоритмических задач [28]. Эта концепция получила подтверждение возможности практического применения и дальнейшего развития в дипломных проектах специалистов и магистров кафедры СУЛА В. В. Хирного, А. И. Мироненко и М. О. Шаталовой, (рис. 8). Разработанные ими ИКОП [29] обеспечили такие возможности, как:

- демонстрация пошагового решения псевдослучайно сгенерированной задачи на тему получения частотных характеристик аналоговых систем управления для ознакомления с формулами и общей последовательностью выполнения операций;
- предоставление помощи при самостоятельном решении задачи пользователем в виде подсказок;
- формирование отчета о наиболее частых ошибках, совершаемых пользователем для возможности коррекции учебного курса;
- применение технологии отображения математических формул LaTeX для удобного ввода формул;
- реализация системы проверки знаний и умений на основании компонент компетентности, способной принимать интеллектуальные решения о виде и качестве подсказки, которую дает программа обучаемому.

В настоящее время научные исследования лаборатории интеллектуальных обучающих систем направлены на решение двух основных задач:

1. Создание вероятностной модели процесса обучения с использованием динамических байесовских сетей (ДБС). Процесс обучения заключается в последовательном решении обучаемым задач некоторого класса. ДБС модели обучения должна включать узел оценки текущего уровня компетенции по решению класса задач, а также узел обратной связи системы с обучаемым, т.е. узел предоставления помощи. Помощь направлена на повышение уровня компетенции пользователя в изучаемом вопросе. При этом модель обучения должна принимать решение о необходимой степени детализации подсказки, учитывая текущий уровень компетенции обучаемого, а также то, насколько эффективной была помощь, предоставленная на предыдущем этапе выполнения класса задач.

2. Разработка системы лексического и синтаксического анализа ответов обучаемого. Дерево синтаксического разбора ответа обучаемого сравнивается с заранее сгенерированным набором эталонов [30]. Анализ синтаксических деревьев позволяет находить в ответе обучаемого не только лексические ошибки, но и синтаксические. При сравнении ответа пользователя с эталонным деревом синтаксического разбора можно обнаруживать еще и семантические ошибки.

Реализация двух описанных выше идей позволит создавать ИКОП, способные обеспечивать своевременные и эффективные педагогически правильные обратные связи системы с пользователем, позволяющие повысить качество обучения.

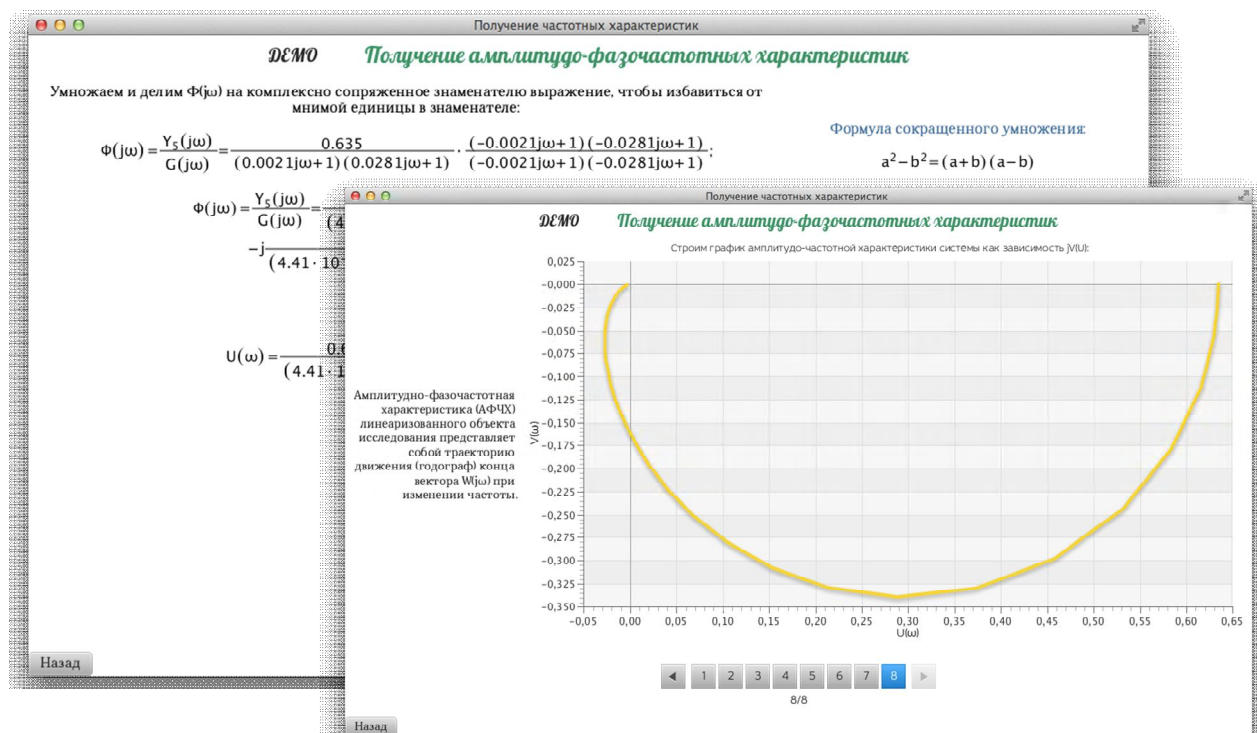


Рис. 8. Экранные формы ИКОП для решения типовых задач по курсу ТАУ

Литература

1. Информационно-аналитические модели управления техническими высшими учебными заведениями [Текст] : моногр. / А. Н. Гуржий, В. С. Кривцов, А. Г. Чухрай и др. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2004. – 387 с.
2. Разработка виртуального лабораторного стенда для изучения курса «Теория автоматического управления» [Текст] / А. С. Кулик, В. В. Пасечник, А. Г. Чухрай, М. А. Шевченко // Матеріали міжн. наук.-практ. конф. «Дні науки '2005'». – Дніпропетровськ : Наука і освіта, 2005. – Т. 34. – С. 124-135.
3. Комплекс програм з автоматизованого навчання розділам дисципліни «Дискретна математика»: «Числення висловлювань», «Булеві функції», «Теорія графів» [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / О. В. Мирна, С. І. Педан, О. І. Гавриленко, Н. І. Тойбулатова, Л. М. Адушева. – Свід. № 19804; зареєстр. 07.03.2007. – 5 с.
4. Автоматизована навчальна система придбання студентами навичок розв'язання мережних задач [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / О. І. Гавриленко, О. В. Мирна, О. О. Сиротська, О. В. Тарасенко. – Свід. № 20532; зареєстр. 18.05.2007. – 3 с.
5. Автоматизований лабораторний практикум з курсу «Моделювання систем» [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. С. Кулик, С. І. Педан, О. В. Гавриленко, С. М. Пасічник, Є. С. Вагін. – Свід. № 22099; зареєстр. 19.09.2007. – 5 с.
6. Метод побудови перехідних характеристик системи автоматизованого керування [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. С. Кулик, Т. А. Корелова, А. Г. Чухрай. – Свід. № 17541; зареєстр. 29.07.2006. – 5 с.
7. Знаходження рішень характеристичного рівняння методом Лобачевського-Греффе-Данделена [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. С. Кулик, А. Г. Чухрай, М. О. Шевченко, С. В. Плоткін. – Свід. № 17273; зареєстр. 17.07.2006. – 5 с.
8. Навчаюча комп'ютерна програма «Побудова часових характеристик замкненої системи автоматизованого керування за задаючим впливом» [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. С. Кулик, А. Г. Чухрай, О. М. Гайтан. – Свід. № 18580; зареєстр. 10.11.2006. – 5 с.
9. Active learning increases student performance in science, engineering, and mathematics [Електронний ресурс] / S. Freeman, S. L. Eddy, M. McDonough, M. K. Smith, O. Nadozie. – Режим доступу: <http://www.pnas.org/content/early>. – 08.05.2014.
10. Активные и интерактивные образовательные технологии (формы проведения занятий) в высшей школе [Електронний ресурс] : учеб. пособие / сост. Т. Г. Мухина. – Н. Новгород : ННГАСУ, 2013. – 97 с. – Режим доступа: http://www.nngasu.ru/education/high_education/education_manual.pdf. – 8.05.2014.
11. Vanlehn, K. The behavior of tutoring systems [Text] / K. Vanlehn // Artificial intelligence in education. – 2006. – Vol. 16, № 3. – P. 227-265.
12. Атанов, Г. А. Система умений в обучении [Текст] / Г. А. Атанов, Т. И. Эфрос // Современные проблемы дидактики высшей школы : сборник избранных трудов Международной конференции «Современные проблемы дидактики высшей школы». – Донецк : Изво ДонГУ, 1997. – С. 100–111.
13. Раков, С. А. Математична освіта: компетентісний підхід з використанням ІКТ [Текст] : моногр. / С. А. Раков. – Харьков : Факт, 2005. – 360 с.
14. Ланда, Л. Н. Алгоритмизация в обучении [Текст] / Л. Н. Ланда. – М. : Просвещение, 1966. – 523 с.
15. Рассел, С. Искусственный интеллект. Современный подход [Текст] / С. Рассел, П. Норвиг. – М. : Вильямс, 2006. – 1408 с.
16. Чухрай, А. Г. Разработка компьютерной среды обучения синтезу систем автоматического позиционирования [Текст] / А. Г. Чухрай, З. В. Томченко // Радиоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – № 4(45). – С. 164–168.
17. Комплекс интерактивных web-тестів по математичі [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. Г. Чухрай, Є. С. Вагін, А. Ю. Мазнов, О. Ф. Козакевич. – Свід. № 29255; зареєстр. 19.06.2009. – 3 с.
18. Компьютерная система интерактивного тестирования знаний и умений учащихся [Текст] / С. А. Раков, А. Л. Сидоренко, А. С. Кулик, А. Г. Чухрай // Тестування і моніторинг в освіті. – 2008. – № 4. – С. 32–34.
19. Vagin, Ie. S. Formalization of tasks generation for complex of interactive web-tests on math [Text] / Ie. S. Vagin, S. I. Pedan, A. G. Chukhray // In Proceedings of the East-West Fuzzy Colloquium 2010, 17th Zittau Fuzzy Colloquium, September 15-17, 2010. – Zittau, Germany : IPM, 2010. – P. 264–270.
20. Чухрай, А. Г. Компьютерная программа для изучения языка запросов к базам данных SQL – "SQLTOR" / А. Г. Чухрай, Е. С. Вагін, Р. В. Немолочнов // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні – ІКТМ' 2011 : міжн. наук.-техн. конф. – Харків, 2011. – С. 113.
21. Kulik, A. Computer intelligent tutoring system «SQLTOR» [Text] / A. Kulik, A. Chuchray, Ie. Vagin // In Proceedings of the East West Fuzzy Colloquium 2013, 20th Zittau Fuzzy Colloquium, September 25 - 27, 2013. – Zittau, Germany : IPM, 2013. – P. 154–160.
22. Mitrovic, A. Learning SQL with a computerized tutor [Text] / A. Mitrovic // ACM SIGCSE Bulletin. – ACM, 1998. – Vol. 30, № 1. – P. 307-311.
23. Універсальна середовище розробки та трансляції інтелектуальних навчальних програм [Текст] : авторське право на твір, Державний департамент інтелектуальної власності / А. С. Кулик, А. Г. Чухрай. – Свід. № 37385; зареєстр. 16.03.2011. – 5 с.
24. Универсальная среда создания и трансляции

интеллектуальных обучающих программ [Текст] / А. Кулик, А. Чухрай, С. Педан, П. Анценбергер // Интеллектуальные системы принятия решений и проблемы вычислительного интеллекта : матер. междунар. научн. конф. – Херсон, 2009. – Т. 1. – С. 189–192.

25. Педан, С. И. Разработка интеллектуальных компьютерных обучающих программ с помощью универсальной среды [Текст] / С. И. Педан, А. Г. Чухрай // Інформаційні технології і системи в документознавчій сфері : матер. міжнар. наук.-практ. конф. – Донецьк : Юго-Восток, 2011. – С. 72.

26. Педан, С. И. Модели и методы информационной технологии поддержки компетентностно-ориентированного адаптивного обучения [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.13.06; защищена 01.06.2012; утв. 15.10.2012 / Педан Станислав Игоревич. – Харьков, 2012. – 200 с.

27. Вагин, Е. С. Трехуровневая модель архитектуры компьютерных обучающих программ [Текст] / Е. С. Вагин, В. А. Кисиль, А. Г. Чухрай //

Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні : міжнар. наук.-техн. конф. – Харків, 2012. – Т.2. – С. 105.

28. Чухрай А. Г. Методологические основы интеллектуальных компьютерных программ, обучающих решению алгоритмических задач [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук : 05.13.06; защищена 14.03.2014; утв. 27.05.2014 / Чухрай Андрей Григорьевич. – Харьков, 2014. – 389 с.

29. Чухрай, А. Г. Разработка интеллектуальной программы, обучающей умениям строить частотные характеристики непрерывных систем автоматического управления [Текст] / А. Г. Чухрай, М. А. Шаталова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 1 (108). – С. 44–51.

30. Гайдачук, Д. А. Разработка и исследование методов автоматического диагностирования студенческих компьютерных программ [Текст] / Д. А. Гайдачук, А. Г. Чухрай // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні : міжнар. наук.-техн. конф. – Харків, 2013. – Т.2. – С. 109.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

РОЗРОБКА КОМП'ЮТЕРНИХ НАВЧАЮЧИХ ПРОГРАМ НА КАФЕДРІ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

А. С. Кулик, О. В. Гавриленко

Викладено факти, наукові й практичні передумови досліджень і розробок в області інтелектуальних комп'ютерних навчаючих програм на кафедрі систем управління літальними апаратами. За останнє десятиліття в цьому напрямку колектив кафедри просунувся від розрізнених тестуючих оболонок для окремих навчальних дисциплін до єдиного підходу й методології створення інтелектуальних комп'ютерних програм, що навчають розв'язанню алгоритмічних задач. Окрім цього, намічено основні шляхи подальшого розвитку й удосконалення розробок у сфері комп'ютерного навчання.

Ключові слова: навчальна дисципліна, особа, що навчається, інтелектуальні комп'ютерні навчаючі програми, зовнішній цикл, внутрішній цикл, компоненти знань і умінь.

DEVELOPMENT OF THE COMPUTER-BASED TUTOR PROGRAMS ON THE AIRCRAFT CONTROL SYSTEMS DEPARTMENT

A. S. Kulik, E. V. Gavrilenko

The scientific and practical background research and development of intelligent computer tutor programs at the aircraft control systems department are described. Over the last decade in this direction the department staff has moved from separate testing applications to separate academic disciplines to a common creation approach and methodology of intellectual computer programs, which train solving algorithmic tasks. In addition, the main ways of further development and improvement of investigations in the field of computer learning are outlined.

Keywords: training discipline, trainee, intellectual computer tutor programs, the outer loop, the inner loop, the components of knowledge and skills.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, профессор, заведуючий кафедрой систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Гавриленко Елена Владимировна – канд. техн. наук, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: l.gavrilenko@mail.ru.