

УДК 621.91

В.Е. ЗАЙЦЕВ, Е.А. СКРИПКА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РЕЗАНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА 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 определения, при каких значениях основных параметров режимов резания (скорости, подачи на зуб, ширины и глубины резания) получают наиболее рациональные значения крутящего момента. Разработана математическая модель, позволяющая заранее определить величину крутящего момента.

Ключевые слова: *высокоскоростное фрезерование, корпусные детали, алюминиевые сплавы, статистический анализ, математическая модель, крутящий момент.*

Роль корпусных деталей авиационных агрегатов в современном авиастроении

В технологии авиастроения повышенное внимание уделяется изготовлению корпусных деталей агрегатов авиационных систем. Это связано с тем, что от деталей этого класса во многом зависят качество, надежность, экономичность и долговечность выпускаемых технических изделий летательных аппаратов.

Конструктивное исполнение корпусных деталей, применяемый материал и необходимые параметры точности определяют исходя из служебного назначения деталей, требований к работе механизмов и условий их эксплуатации. При этом учитывают также технологические факторы, связанные с возможностью получения требуемой конфигурации заготовки, возможностями механической обработки, и удобства сборки.

Постановка задачи

Механическая обработка корпусных заготовок сводится главным образом к обработке плоскостей и отверстий, поэтому обработка плоскости и торцов отверстий по возможности должна выполняться на проход, для чего плоскости и торцы не должны иметь выступов; торцам отверстий необходимо придать удобную форму для обработки торцевой фрезой.

Широко применимы в авиастроении при изготовлении корпусных деталей алюминиевые сплавы, что позволяет значительно снизить массу деталей,

при этом несколько не ухудшаются физико-механические характеристики по сравнению с другими сплавами.

При обработке корпусных деталей чаще используются обработка от плоскости (базирование более простое и удобное), однако более точным является обработка от отверстия, особенно при наличии в корпусах точных отверстий больших размеров и при высокой точности расстояния от плоскости до основного отверстия.

При механической обработке корпусных деталей из алюминиевых сплавов возникает целый ряд проблем, которые необходимо решать на производстве.

Высокоскоростная обработка резанием

Обработка резанием является основным, наиболее используемым в промышленности процессом размерной обработки деталей. Процесс изготовления деталей со сложными поверхностями на этапе технологической подготовки производства является очень трудоёмким. Сокращение времени цикла механической обработки таких деталей требует применения более эффективных и прогрессивных технологий. Одним из возможных решений является применение высокоскоростной обработки и в частности высокоскоростного фрезерования.

Существующая в настоящее время возможность фрезерования алюминия с более высокими скоростями позволила заменить в аэрокосмической промышленности многие дорогостоящие в обработке достаточно короткие корпусные детали более

экономичными, цельными и длинномерными, имеющими сложную конструкцию и выполняемыми из цельных алюминиевых заготовок [1]. Во многих случаях оказывается более выгодным 90 % или более заготовки перевести в стружку, сделав одну деталь, чем делать их несколько по отдельности. Вот почему так необходима высокая производительность съема металла.

Экспериментальное изучение вопросов торцевого фрезерования алюминиевого сплава 6082 Т6

1. Основные свойства и характеристики сплава 6082

Алюминиевый сплав 6082 относится к сплавам серии 6000 (система Al – Mg – Si) и является термически упрочняемым. Он обладает хорошей коррозионной стойкостью, технологичностью в металлургическом и машиностроительном производстве.

Высокая пластичность в горячем состоянии позволяет изготавливать сложные по конфигурации полуфабрикаты и заготовки для корпусных деталей летательных аппаратов. Высокую пластичность сплавы имеют в отожженном, свежезакаленном и естественно состаренном состоянии, что позволяет подвергать их штамповке, вытяжке и другим операциям со значительными степенями деформации.

Алюминиевый сплав 6082 обладает средней прочностью и высокой коррозионной стойкостью. Этот сплав используется в качестве «базового», т.к. обладает самой высокой прочностью среди сплавов серии 6000 [2].

Наиболее высоким показателем обрабатываемости (качество обработанной поверхности; стойкость режущего инструмента; силы, возникающие при резании; допустимая скорость механической обработки; тип стружки; условия ее отвода из зоны резания и т.п.), обладает сплав 6082 Т6.

2. Особенности торцевого фрезерования

Одной из наиболее распространенных операций обработки корпусов ЛА является торцевое фрезерование.

Это довольно часто встречающийся тип фрезерной операции, выполняемой торцево-цилиндрическими и концевыми фрезами. При небольшой высоте уступа возможна обработка с большой радиальной глубиной резания.

К этому виду обработки относят уступы тонкостенных деталей (рис. 1, а), невысокие уступы (рис. 1, б), высокие и глубокие уступы (рис. 1, в, г).

В случае торцевого фрезерования обработка ведется торцевой и периферийной частью фрезы одновременно на двух поверхностях.

При высокоскоростном фрезеровании одним из основных параметров, определяющих окончательное качество изделия, затраты на производство и, соответственно, его цену, является крутящий момент. Нестабильность его величины влияет на такие величины, как потребная мощность станка, силы резания, скорость вращения шпинделя, срок службы инструмента, которые в свою очередь влияют на точность обработки (например, возникновение вибраций, ухудшающих качество поверхности) и производительность труда.

3. Планирование и описание эксперимента

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. В нашем случае мы имеем универсальную экспериментальную установку, предназначенную для исследования зависимости таких

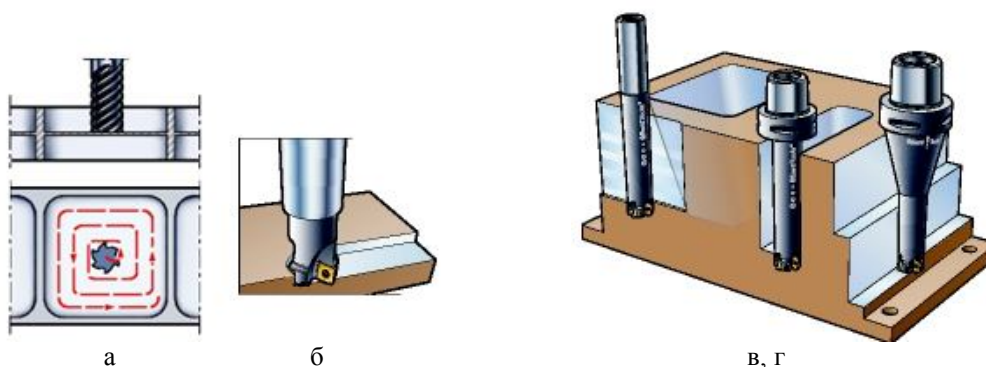


Рис. 1. Виды торцевого фрезерования уступов

выходных характеристик процесса, как величина крутящего момента (Н·м), тока (А), скорости подачи (мм/мин), скорости вращения шпинделя (об/мин) в зависимости от технологических параметров процесса высокоскоростного фрезерования (скорости резания 'B, cutting speed', подачи на зуб 'A, feed per tooth', ширины 'C, depth of cut' и глубины резания 'D, width of cut'). Также данные эксперимента позволяют измерить величины шероховатостей поверхностей Ra, Rz, Rq ('roughness').

Блок-схема экспериментальной установки представлена на рис. 2.

Экспериментальная установка состоит из:

– обрабатывающего центра фирмы Deckel – Maho DMU 60T;

– заготовки – алюминиевого блока с размерами 100×100×45 мм;

– режущий инструмент – фреза диаметром 63 мм (серия M680 компании WIDIA) с пятью сменными режущими пластинками из углеродистой стали (ХРНТ 160412 Al);

– профилометр Surftest SJ-400.

В нашем случае выходные параметры зависят от четырех факторов, каждый из которых варьируется на двух уровнях (-1, 1). Эксперимент является многофакторным.

4. Исследование влияния основных параметров резания на величину крутящего момента при торцевом фрезеровании сплава 6082 Т6

Для постулирования модели исследуемого процесса применялся метод ANOVA – метод в математической статистике, направленный на поиск зависимостей в экспериментальных данных путем исследования значимости различий в средних значениях.

На рис. 3 приведено распределение значений, возможные значимые факторы и взаимодействия между ними.

Наиболее значимыми взаимодействиями между факторами являются A:B, B:C, B:D. Взаимодействия A:C, A:D не влияют на значение выходного параметра, также не влияет и взаимодействие между факторами C:D. Т.е. крутящий момент находится под влиянием таких параметров, как скорость резания – подача на зуб, скорость – глубина резания, скорость – ширина резания, и наименьшее значение крутящего момента может быть получено с увеличением скорости фрезерования и уменьшением подачи на зуб; с увеличением скорости фрезерования при наименьших значениях ширины и глубины резания.

Для сравнения распределений между несколькими параметрами (факторами) используем «ящичковые» диаграммы (рис. 4).

Из рис. 4 можно сделать вывод о нормальном распределении экспериментальных значений, что позволяет начать анализ предлагаемой модели методом ANOVA.

Предложенное отношение между откликом «крутящий момент» и факторами может быть представлено в следующем виде (1):

$$Y^{0,5} = \beta_0 + \beta_A \cdot A + \beta_B \cdot B + \beta_C \cdot C + \beta_D \cdot D + \beta_{AB} \cdot AB + \beta_{BC} \cdot BC + \beta_{BD} \cdot BD, \quad (1)$$

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

Выбор модели для полученного набора данных основывается на результатах F – теста (критерия Фишера). Основным показателем в данном случае является p – значение – величина, показывающая

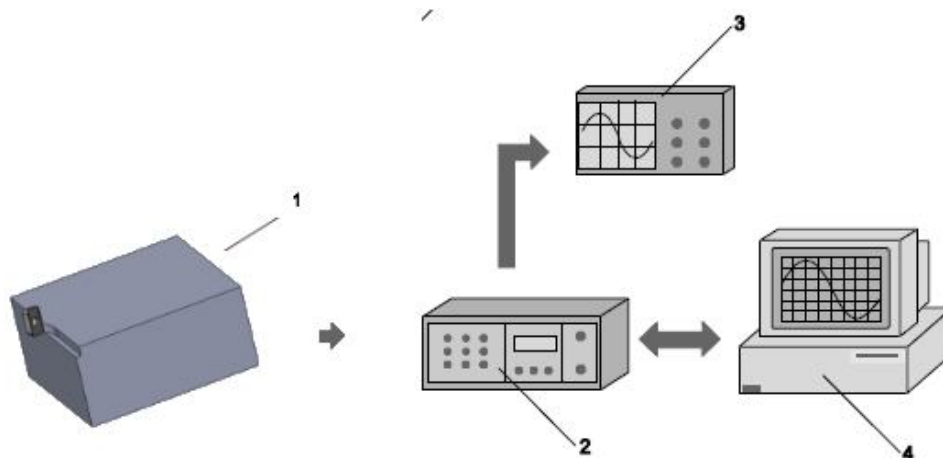


Рис. 2. Блок-схема экспериментальной установки:
1 – исследуемый процесс; 2 – усилитель АЦП (аналого-цифрового преобразователя);
3 – осциллограф; 4 – система управления (компьютер)

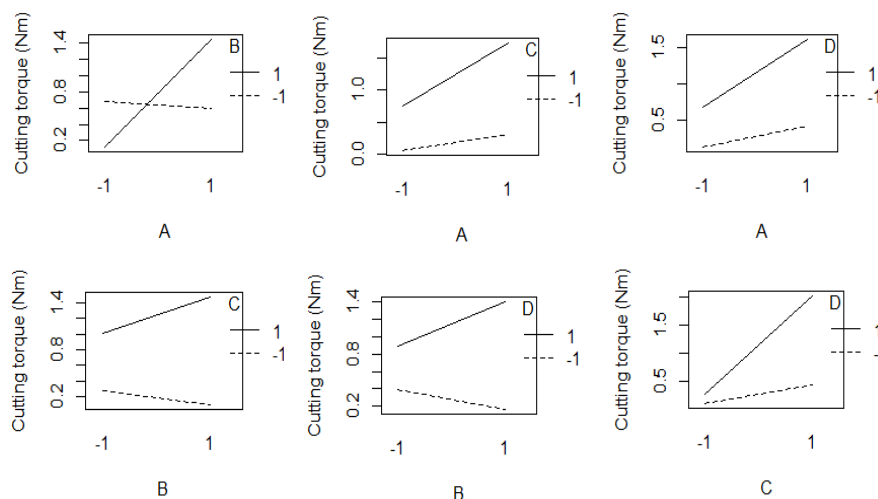


Рис. 3. Диаграмма взаимодействий между факторами:
cutting torque – крутящий момент, А – подача на зуб, мм/зуб; В – скорость резания, м/мин,
С – глубина резания, мм; D – ширина резания, мм

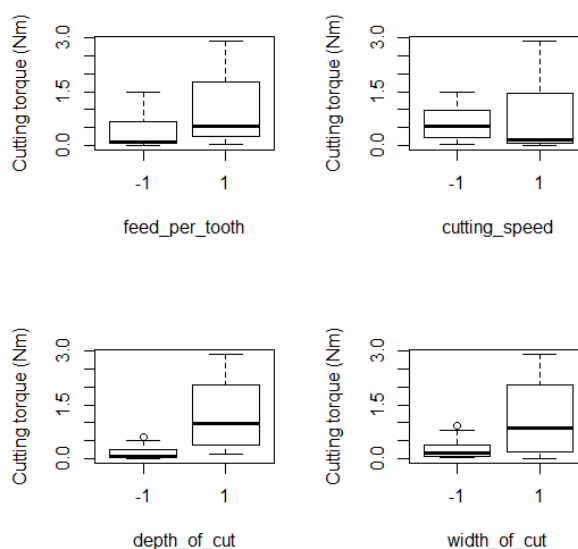


Рис. 4. Ящичковые диаграммы:
cutting torque – крутящий момент (Нм); feed per tooth – подача (мм/зуб); cutting speed – скорость резания
(м/мин); depth of cut – глубина резания (мм); width of cut – ширина резания (мм)

вероятность ошибки при отклонении от нулевой гипотезы (ошибки первого рода). Маленькая величина p – значения показывает, что добавленные определения улучшают (уточняют) модель исследуемого процесса. Наименьшая величина указывает на то, что любое изменение случайной величины оказывает большое влияние на исследуемый отклик.

Результаты ANOVA анализа представлены на рисунке 5.

Как мы видим, p – значение модели меньше, чем $2,2 \cdot 10^{-6}$ и R – значение (коэффициент корреляции) равен 97,5 %. Таким образом, предложенная модель является точной на 97,5 %.

На рисунке 6 изображены результаты сравне-

ния полученных данных с согласованным нормальным распределением. Хорошо видно, что наиболее значимыми переменными являются факторы А, В и взаимодействия между А:В, В:С, В:D (подача и скорость резания, скорость и глубина резания, скорость и ширина резания).

Согласно полученным результатам уравнение модели имеет следующий вид (2):

$$Y^{0,5} = 4,175 - 1,504 \cdot 10^1 \cdot A - 7,739 \cdot 10^{-3} \cdot B - 9,483 \cdot 10^{-2} \cdot C - 1,513 \cdot 10^{-1} \cdot D + 2,803 \cdot 10^{-2} \cdot AB + 4,057 \cdot 10^{-4} \cdot BC + 6,032 \cdot 10^{-4} \cdot BD. \quad (2)$$


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

Residuals:
    Min       1Q   Median       3Q      Max
-0.135734 -0.046166 -0.000183  0.059106  0.124602

Coefficients:
              Estimate Std. Error t value Pr(>|t|)
(Intercept)    4.175e+00  4.002e-01  10.433 2.13e-10 ***
Feed_per_tooth -1.504e+01  1.498e+00 -10.042 4.53e-10 ***
Cutting_speed   -7.739e-03  6.358e-04 -12.174 9.28e-12 ***
Depth_of_cut    -9.483e-02  5.616e-02  -1.689 0.104258
Width_of_cut    -1.513e-01  1.123e-01  -1.347 0.190505
Feed_per_tooth:Cutting_speed 2.803e-02  2.379e-03  11.782 1.83e-11 ***
Cutting_speed:Depth_of_cut  4.057e-04  8.922e-05  4.548 0.000131 ***
Cutting_speed:Width_of_cut  6.032e-04  1.784e-04  3.380 0.002474 **
---
Signif. codes:  0 '***' 0.001 '**' 0.01 '*' 0.05 '.' 0.1 ' ' 1

Residual standard error: 0.0757 on 24 degrees of freedom
Multiple R-squared:  0.9807,    Adjusted R-squared:  0.975
F-statistic: 173.8 on 7 and 24 DF,  p-value: < 2.2e-16
```

Рис. 5. Результаты анализа ANOVA

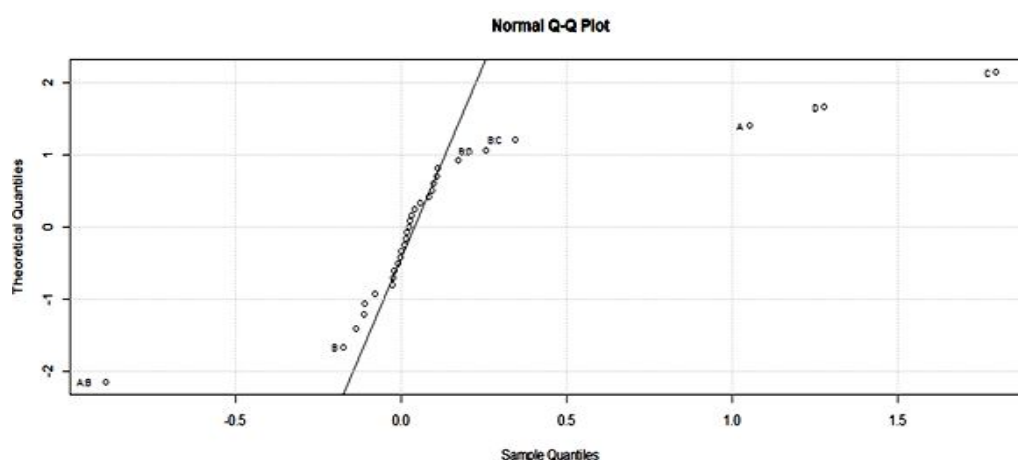


Рис. 6. Диаграмма «квантиль – квантиль»

Проверка адекватности уравнения регрессии (модели) осуществлялась с помощью средней ошибки аппроксимации, величина которой не должна превышать 10...12 %. Для модели, приведенной в настоящей статье, значения критерия Шапиро – Уилка равно 0,5741, что является достаточным для подтверждения адекватности модели с откликом «крутящий момент».

Для оценки экспериментальных ошибок воспользуемся графическим изображением остаточных погрешностей. На рисунках 7 и 8 хорошо видно нормальное распределение остаточных погрешностей независимых переменных. Это подтверждает, что предложенная модель может быть постулирована с целью предсказания величины крутящего момента.

Для рассматриваемой модели на рисунке 9 представлены контурные графики. С их помощью мы можем определить значения независимых величин, при которых отклик «крутящий момент» будет постоянным.

На рисунке 10 представлены найденные взаимоотношения между откликом и параметрами про-

цесса, влияющими на его величину.

Заключение

Как видно на рисунках 9 и 10, стабильное значение отклика может быть достигнуто при значении подачи $f_z = 0,12 \dots 0,14$ мм/зуб в диапазоне скоростей 550 ... 700 м/мин (плот А). Также мы можем утверждать, что любые изменения глубины резания и подачи на зуб (плот В) не позволяют получить стабильный крутящий момент (наименьшее его значение может быть достигнуто при минимальных величинах обоих факторов). Аналогичные выводы можно сделать для плотов С, D, E, F – любое изменение величины этих независимых переменных не позволяет стабилизировать крутящий момент.

Как показал проведенный эксперимент, стабильное значение величины крутящего момента может быть получено при увеличении скорости резания и снижении подачи на зуб, также при увеличении значения скорости и снижении ширины и глубины резания.

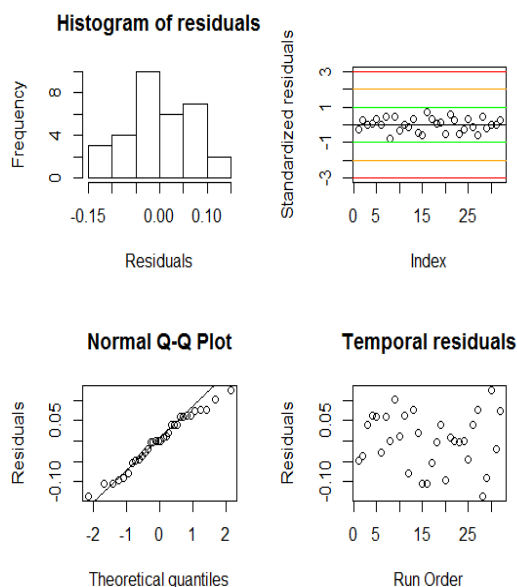


Рис. 7. Результаты проверки модели на адекватность:
frequency – частота;
residuals – остаточные погрешности;
standartized residuals – стандартные погрешности;
theoretical quantities – теоретические величины;
run order – порядковый номер

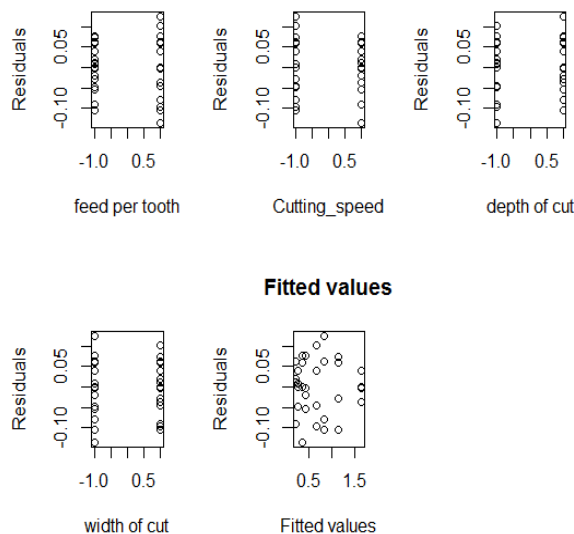


Рис. 8. Остаточные погрешности независимых переменных

Литература

1. Макаров, А.И. Особенности технологических процессов высокоскоростного фрезерования сложных поверхностей. [Электронный ресурс] / А.И. Макаров // Материалы 65-ой Международной научно-технической конференции Ассоциации автомобильных инженеров (ААИ) "Приоритеты развития отечественного автотракторостроения и подготовки инженерных и научных кадров" Меж-

дународного 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. Алюминий и алюминиевые сплавы. Обработка алюминия [Электронный ресурс]/ Материалы сайта «Точмех». Режим доступа: <http://www.tochmeh.ru/info/alum.php>. – 1.09.2013.

Поступила в редакцию 3.10.2008, рассмотрена на редколлегии 9.10.2013

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 КРУТНОГО МОМЕНТУ ПРИ ТОРЦЕВОМУ ФРЕЗЕРУВАННІ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ 6082 Т6

В.Є. Зайцев, К.А. Скрипка

Зроблено аналіз вимог, що застосовуються 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 визначення, при яких значеннях основних параметрів режимів різання (швидкості, подачі на зуб, ширини і глибини різання) виходять найбільш раціональні значення крутного моменту. Розроблено математичну модель, що дозволяє заздалегідь визначити величину крутного моменту.

Ключові слова: високошвидкісне фрезерування, корпусні деталі, алюмінієві сплави, статистичний аналіз, математична модель, крутний момент.

INVESTIGATION OF THE CUT MAIN PARAMETERS INFLUENCE TO TORQUE VALUE OF ALUMINUM ALLOY 6082 T6 MILLING

V.E. Zaitsev, K.A. Skrypka

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 deter-

mine 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 torque values. A mathematical model, which allows to determine the value of torque.

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

Зайцев Виталий Егорович – д-р техн. наук, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, проректор по научно-педагогической работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vitaliy.zaytsev@khai.edu.

Скрипка Екатерина Андреевна – магистр кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kateckrpuna@gmail.com.

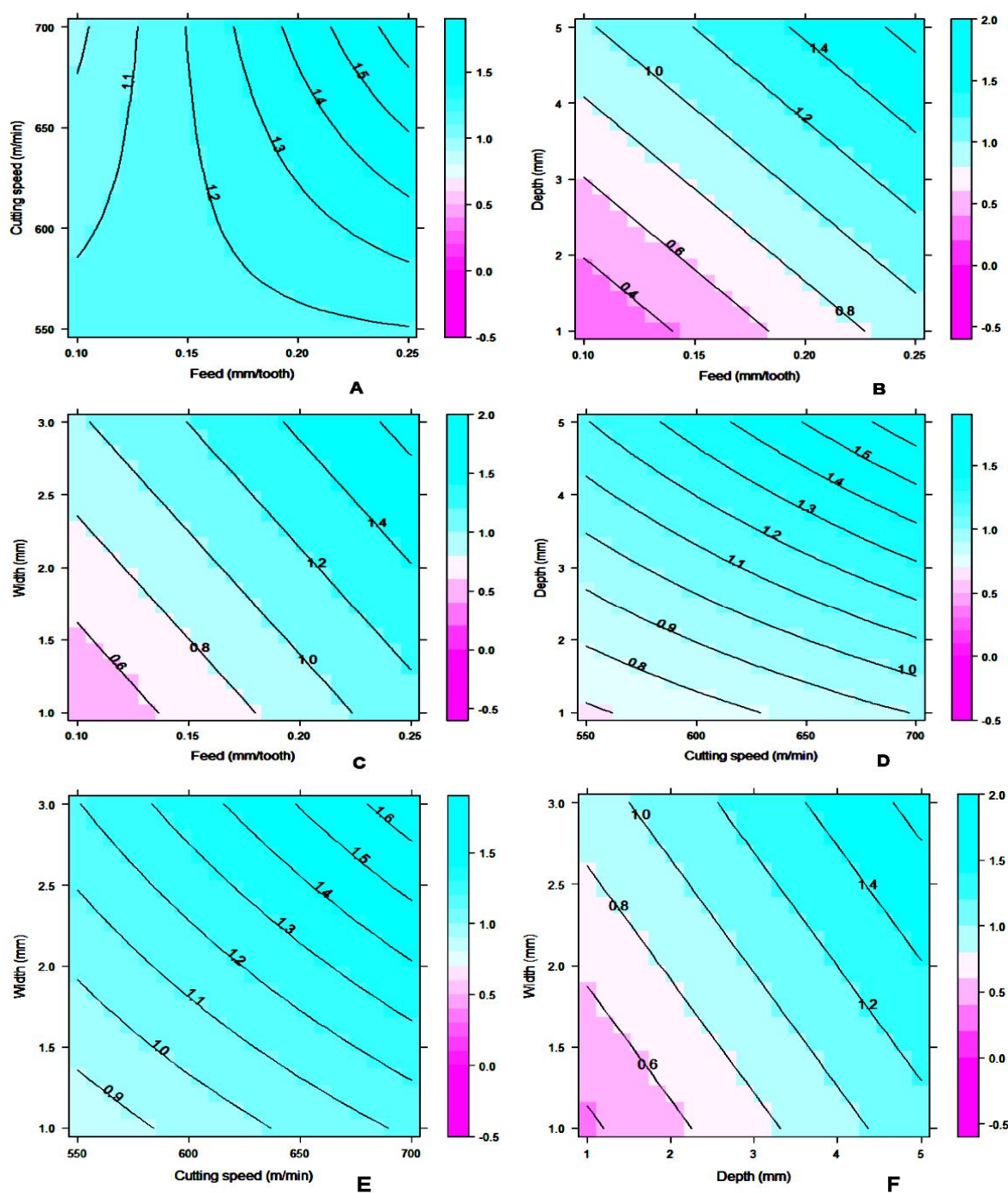


Рис. 9. Контурные диаграммы

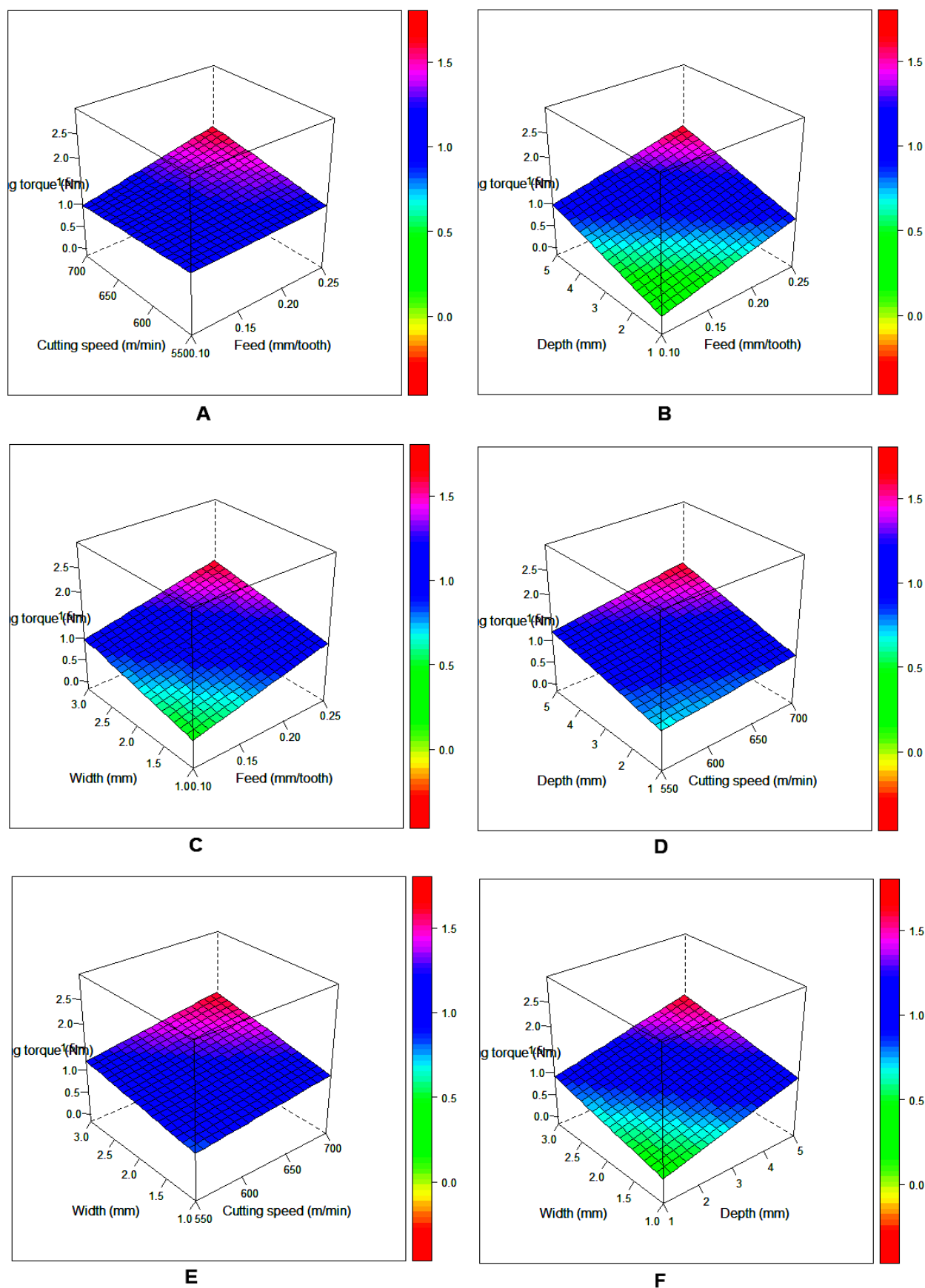


Рис. 10. 3-D диаграммы поверхностей отклика

УДК 621.981.06

В.Т. СИКУЛЬСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФОРМООБРАЗОВАНИЕ МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ СЛОЖНЫХ ФОРМ**

Приведен классификатор монолитных панелей, используемых в конструкции самолетов, получение которых имеет технологические проблемы при их формообразовании: недостаточную точность, высокую трудоемкость доводочных работ и пр. Предложен метод формоизменения локальным деформированием с использованием изгибающих моментов и осевых усилий. Рассмотрены возможные схемы деформирования и предложены устройства для реализации процесса. Описаны результаты испытания процесса на образцах из алюминиевых сплавов и приведены основные технологические рекомендации. Рассмотрен пример реализации предлагаемого метода при формообразовании панели двойной кривизны.

Ключевые слова: формообразование, посадка, разводка, изгиб, доводка формы, точность формообразования, двойная кривизна.

Введение

В конструкции современных самолетов широко используются монолитные панели, у которых плотно (обшивка) выполнено цельным с оребрением, обеспечивающим жесткость панелей.

Указанная жесткость панелей является технологической проблемой их формообразования по контуру летательного аппарата, так как большинство заготовок панелей получают в плоском виде.

В работе [1] приведен классификатор форм панелей, применяемых в конструкциях самолетов, который не является достаточно полным.

Реально в конструкции самолетов встречаются ряд конструктивных элементов на панелях и ряд задач формоизменения монолитных панелей, которые представляют собой технологические проблемы, в ряде случаев являющиеся до настоящего времени нерешенными.

Постановка задачи исследования

Среди технологических проблем формообразования панелей следует отметить получение следующих основных форм (рис. 1).

Перегиб крыльевых панелей (рис. 1, а) требует выполнения точного радиуса и места расположения перегиба в целях обеспечения высокой точности соединения с соседними панелями по сборочным базам. Основным методом формоизменения таких панелей является свободная гибка, которая не обеспечивает получение панелей с разными углами гибки ребер α_1 и α_2 (рис. 1, а) и тем более с разноименными углами.

Панели с нерегулярной структурой или преры-

вистым оребрением (рис. 1, б) также ограничивают применение свободной гибки в переходной зоне, так как приложение изгибающего момента к ребру этим методом осуществить невозможно.

В конструкции самолетов иногда применяются панели преимущественно одинарной кривизны с оребрением, расположенным под углом к образующей цилиндрической формы полотна панели (рис. 1, в). Создание такой формы требует изгиба ребра с переменным радиусом кривизны по эллиптическому закону. Причем каждое ребро должно изгибаться по собственному закону кривизны, который выполнить известными методами гибки довольно сложно.

Применяемый в конструкции некоторых самолетов перегиб крыла по размаху требует применения панелей одинарной кривизны с изгибом, ось которого вследствие стреловидности крыла должна располагаться под углом φ к поперечному сечению (рис. 1, г). Положение оси изгиба регламентируется допускаемыми отклонениями внешних форм агрегата и имеет высокую точность. Создание перегиба крыла методом свободной гибки должно учитывать упругое отклонение при разгрузке, которое приводит к изменению положения оси изгиба в момент нагрузки и после разгрузки. Сложным случаем формообразования является получение формы панели близкой к конической, у которой ребра имеют различную кривизну (рис. 1, д).

Панели крыльев самолетов, как правило, имеют переменное сечение, особенно существенное изменение сечения выполняется за счет переменного сечения ребер, таким образом, жесткость сечения по длине панели различается весьма существенно (рис. 1, е).

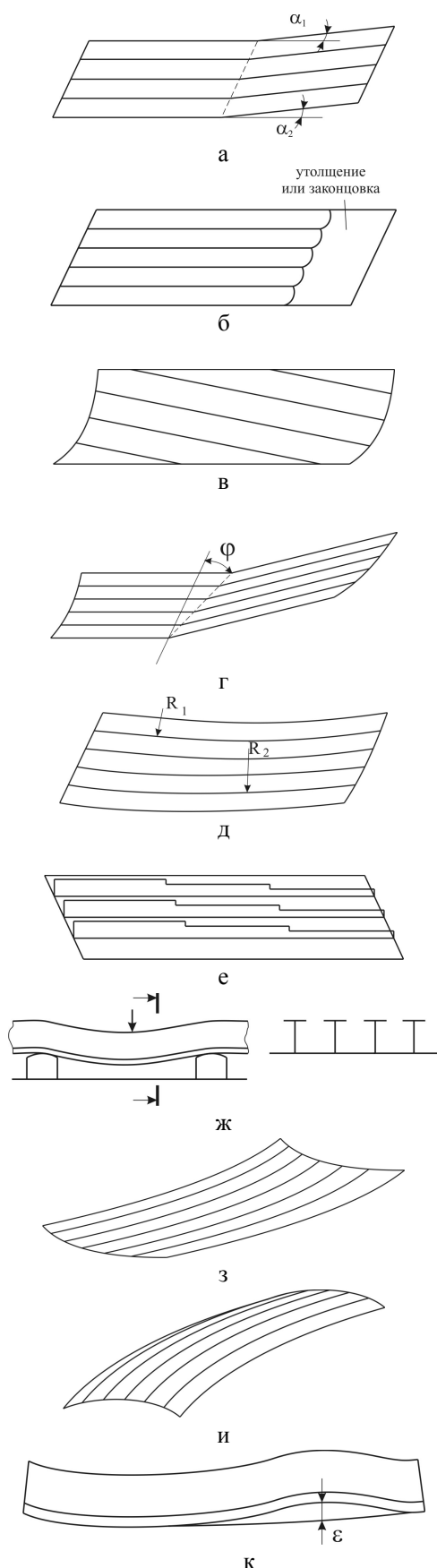


Рис. 1. Технологические задачи формообразования панелей

При формообразовании таких панелей следует учитывать явление изменения формы после разгрузки, а иногда использовать различные методы формообразования или их комбинацию.

Большую технологическую проблему представляет получение изгиба панелей с ребрами большой жесткости, например, панелей центроплана (рис. 1, ж).

При свободной гибке образуется явление, которое получило название «чайка», вследствие преобладания сдвиговых деформаций поперечного изгиба над изгибающими напряжениями от момента. Чтобы избежать этого явления увеличивают базу изгиба или расстояние между опорами, что значительно усложняет гибку из-за упруго-пластических явлений при разгрузке.

Особую группу составляют панели с оребрением, имеющим двойную кривизну (рис. 1, з,и). Такие панели имеют, как правило, радиусы поперечной кривизны около 1,5-3,0 м и продольной 10-15 м. Формообразование панелей двойной кривизны известными методами является трудоемким и сложным процессом, который характеризуется применением специальной оснастки и большим объемом доводочных работ.

На практике кроме доводочных работ при формообразовании панелей одинарной и двойной кривизны возникает необходимость правки и местной доводки панелей на разных этапах их производства (рис. 1, к). В данном случае доводка заключается в создании местных прогибов ребер панелей на величину ε .

Для выполнения формообразующих операций на приведенных выше группах монолитных панелей предприятия не имеют оборудования и инструмента, который бы обеспечивал высокое качество формообразования.

Все перечисленные группы монолитных панелей требуют выполнения формообразующих операций исполнителями особо высокой квалификации.

Методика решения задачи

При решении указанных задач учитывали следующие требования к устройствам для реализации технологических процессов. Технологический процесс должен обеспечивать высокую точность формообразования независимо от отклонений размеров поперечного сечения ребер и полотна, а также возможность доводки формы панелей. В связи с тенденцией увеличения габаритных размеров панелей устройства для формоизменения должны предусматривать формовку панелей с учетом дальнейшего увеличения их размеров. Технологическое усилие должно быть минимальным, а оборудование и инст-

румент должны быть универсальными. Новые методы формоизменения должны обладать свойствами управляемости и быть приемлемыми для автоматизации.

Достичь этой цели можно применением схем совместного деформирования ребра и полотна панели. Анализ возможных схем деформирования ребер панелей показал, что для получения панелей сложных форм необходимо создание совместного изгибающего момента в плоскости ребра и осевого усилия в сечении ребра и участке прилегающего полотна.

В результате анализа возможных вариантов сочетания моментов и осевых сил установлено, что все они могут использоваться при получении различных форм панелей.

Таблица 1

Возможные схемы локального деформирования панелей с ребрением

Момент	Осевое усилие		
	$N > 0$	$N = 0$	$N < 0$
$M > 0$	1) $N > 0, M > 0$	2) $N = 0, M > 0$	3) $N < 0, M > 0$
$M = 0$	4) $N > 0, M = 0$		5) $N < 0, M = 0$
$M < 0$	6) $N > 0, M < 0$	7) $N = 0, M < 0$	8) $N < 0, M < 0$

На таблице 1 представлены возможные схемы локального нагружения участка полотна с ребром, где N – осевое усилие в сечении ребра и участка полотна; M – момент изгиба в плоскости ребра. Положительное значение момента здесь соответствует созданию выпуклости вдоль ребер в сторону полотна, отрицательное – выпуклости в сторону ребер; положительное значение осевого усилия соответствует растяжению ребер с прилегающим участком полотна, отрицательное – сжатию. В соответствии с приведенной таблицей созданы устройства для реализации сочетаний действующих изгибающих моментов и осевых усилий, представленных в таблице. Так, деформирование панелей методом раскатки ребер осуществляется по схемам 6, 7 (см. таблицу 1), а специальные устройства в виде штампов позволяют реализовать все указанные схемы. Устройства устанавливаются на гидравлических прессах, используемых на предприятиях. Принцип работы заключается в сочетании действия посадочных губок в плоскости полотна и изгибающих моментов, приложенных к губкам.

Для доводки формы панелей и их правки создано переносное устройство, в котором гибка ребер производится приложением момента к небольшому участку ребра (см. таблицу, схемы 2, 7). Устройство может также использоваться при правке и доводке панели непосредственно на стенде для измерения формы панелей.

Большое количество панелей сложных форм

можно получать приложением приведенных локальных воздействий моментов и осевых усилий во многих точках, так чтобы обобщенные деформации приводили к изменению формы в требуемом направлении. При местном деформировании панелей пластические деформации поэтапно придаются участкам ребра панели и полотну. Кроме того, местные деформации, распределенные определенным образом по панели и во времени их приложения, приводят к постепенному поэтапному достижению требуемой формы. Различным расположением зон обработки панели получают ту или иную форму.

На основе изложенных требований разработан процесс и устройство для его реализации, в котором деформирование участка панели совместно с ребром осуществляется в губках, удерживающих участок полотна и ребра одновременно. При необходимости устройство позволяет также изгибать участок панели совместно с ребром в его плоскости. Изгиб может проводиться в обе стороны, а деформирование полотна – на посадку или разводку. Устройство является достаточно универсальным для получения большого разнообразия форм панелей в широком диапазоне размеров их поперечных сечений. Оно устанавливается в прессах, используемых в отрасли, с технологическим усилием 2500 кН. При небольших усилиях устройство обеспечивает местную правку и доводку панелей путем гибки ребра в его плоскости на базе 10-20 мм.

Устройство содержит две пары верхних губок и одну пару нижних губок, укрепленных подвижно соответственно на верхних и нижних плитах, которые на схеме не показаны (рис. 2).

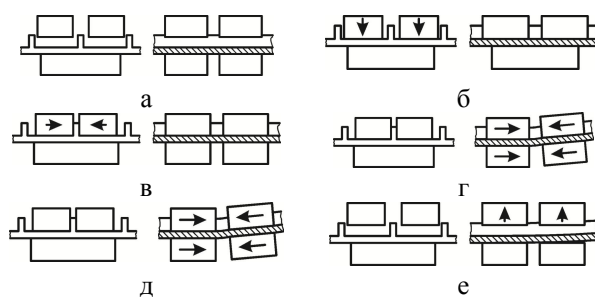


Рис. 2. Принципиальная схема работы штампа:
а – исходное положение; б – захват полотна;
в – захват ребра; г – изгиб ребра; д – посадка (разводка) ребра; е – возврат в исходное положение

В исходном положении (рис. 2, а) верхние губки допускают свободное перемещение панели вдоль оси ребра относительно устройства, которое устанавливается в пресс. При нажатии прессы верхние пары губок захватывают и сжимают ребро панели (рис. 2, в). В таком положении верхние губки поддерживают ребро в течение всего процесса

деформирования. При дальнейшем увеличении усилия левые и правые, верхние и нижние губки совместно сближаются при посадке либо раздвигаются при разводке (рис. 2, д). 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. Внешний вид устройства представлен на рис. 3.

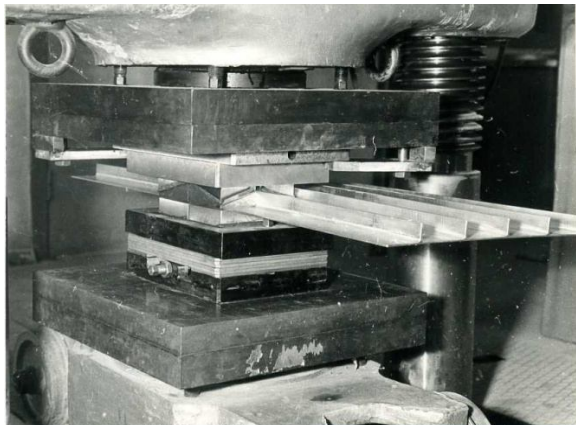


Рис. 3. Рабочий момент деформирования панели в прессе с использованием специального штампа

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.

Результаты исследований

Экспериментальная проверка работы устройства проводилась на образцах панели шириной 520 мм из материала Д16Т. Толщина полотна панели – 2,5 мм, высота оребрения – 30 мм, толщина оребрения – 6 мм, шаг между ребрами – 100 мм.

Измерение деформации проводилось механическим компаратором с точностью 0,01 мм между точками пересечения линий сетки замеров.

Для установки ножек компаратора в панели в точках пересечения были выполнены отверстия диаметром 1 мм на базах 20, 50, 100 и 200 мм симметрично относительно плоскости разреза губок. На рис. 2 показаны контуры губок штампа и ребер панелей. Базовые размеры указаны относительно оси симметрии штампа. Величина деформации определялась по разности показаний компаратора до и после разводки участка панели. Распределение деформации регистрировали при максимальных допустимых значениях деформаций для данного материала. Эпюры распределения деформаций показы-

вают достаточную равномерность деформации полотна панели по ширине губок. Ребро панели и полотно деформируются совместно без существенных отличий. За пределами площади полотна, охватываемой губками, деформации затухают плавно и распространяются на соседние ребра.

При посадке деформации локализуются в зоне между губками, при разводке зона деформирования распространяется на величину до 50 мм вдоль оси ребра. По этой причине разводка является более предпочтительной для получения панелей, имеющих большие кривизны, так как позволяет получить большие деформации при малых относительных деформациях материала.

Устройство позволяет деформировать ребра панелей толщиной до 8 мм и высотой до 40 мм, толщина полотна панели может быть не более 6 мм. Ширина панели определяется подштамповым пространством пресса и не зависит от особенностей устройства. Вследствие того, что губки устройства плоские, радиус получаемой кривизны панели в одном из направлений должен быть не менее 1,2 м. В противном случае на полотне панели остаются следы губок.

Устройство позволяет деформировать панели, имеющие отклонение толщины не более 0,05 мм на 100 мм длины.

Приведенные характеристики устройства и распределение деформации панели позволяют рекомендовать данный процесс для формообразования панелей сложных форм, например, двойной кривизны с поперечным сечением радиусом кривизны R_C и с продольным – R_{II} (рис.4).

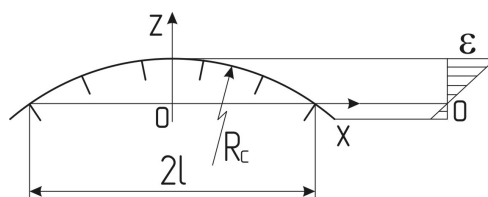


Рис. 4. Схема прогибов и деформаций при образовании двойной кривизны разводкой

Рассматривая переход плоской панели в форму двойной кривизны, из геометрических соотношений получаем закон распределения относительных деформаций вдоль осей ребер по ширине панели для осуществления такого перехода

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{R_C^2 - x^2} - \sqrt{R_C^2 - l^2}}{R_{II}},$$

где x – координата точки пересечения i -того ребра и плоской панели относительно ее середины в поперечном сечении; l – половина расстояния между

крайними ребрами.

Такой закон деформаций достигается приложением различного количества воздействий вдоль каждого ребра по ширине панели, а изгибающие моменты обеспечивают кривизну ребер радиусом $R_{\text{д}}$. На указанных образцах достигнута приемлемая для панелей конструкции самолетов точность формообразования двойной кривизны.

Заключение

Новые устройства позволяют расширить технологические возможности процесса формообразования панелей, повысить технический уровень механизации заготовительно-штамповочных работ на участках формования панелей, а также решить рассмотренные технологические задачи. Применение текущего контроля формы панели специальными средствами дает возможность повысить точность формы благодаря введению поправок при промежуточных замерах. Устройство можно использовать

для доводки формы панелей на различных этапах производства. Разработанные устройства перспективны в качестве инструмента роботизированного комплекса на базе прессы и выравнивающего устройства (манипулятора), оснащенных средствами ЧПУ, более предпочтительны при создании гибкого производственного модуля формообразования панелей.

Литература

1. Нагаев, И.В. Сборка монолитных панелей с упругой компенсацией отклонений [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08 / Нагаев Игорь Владимирович, Иркутский гос. ун-т. – Иркутск, 2000. – 20 с.
2. Сиккульский, В.Т. Пластическое деформирование оребренной панели [Текст] / В.Т. Сиккульский // Обработка металлов давлением в машиностроении. – 1990. – № 26. – С. 28-32.

Поступила в редакцию 19.09.2013, рассмотрена на редколлегии 25.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. графического и компьютерного моделирования И.В. Малков, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск.

ФОРМОУТВОРЕННЯ МОНОЛІТНИХ ПАНЕЛЕЙ СКЛАДНИХ ФОРМ

В.Т. Сікульський

Наведено класифікатор монолітних панелей, що використовуються в конструкції літаків, отримання яких має технологічні проблеми при їх формоутворенні: недостатню точність, високу трудомісткість доводочних робіт і пр. Запропоновано метод формозміни локальним деформуванням з використанням згинальних моментів і осьових зусиль. Розглянуто можливі схеми деформування і запропоновано пристрої для реалізації процесу. Описано результати випробування процесу на зразках з алюмінієвих сплавів і наведено основні технологічні рекомендації. Розглянуто приклад реалізації запропонованого методу при формоутворенні панелі подвійної кривизни.

Ключові слова: формоутворення, посадка, розводка, вигин, доведення форми, точність формоутворення, подвійна кривизна.

FORMING OF INTEGRAL PANELS OF COMPLEX FORMS

V.T. Sikulskiy

Classifier of integral panels used in aircraft design is given as their obtaining can cause several technological problems when forming: poor accuracy, high labour content of finishing works, etc. Proposed was the method of form change by local deformation using bending moment and axial thrust. The possible strain patterns were considered and devices for process realization were proposed. Test results of the process were described based on the samples of aluminum alloys and main technological recommendations were given. Considered was the example of realization of method proposed when forming panel of double curvature.

Key words: forming, fit, separation, bend, form finish, forming accuracy, double curvature.

Сиккульский Валерий Терентьевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vsikulskiy@mail.ru.

УДК 621.3.032.21:544.227

А.А. ТАРАН

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

СТРУКТУРА И СОСТАВ ПОВЕРХНОСТИ ПРОПИТАННЫХ МЕТАЛЛОПОРИСТЫХ КАТОДОВ С Re-W ГУБКОЙ

Изучены структура и состав поверхности пропитанных металлопористых катодов с Re-W губкой до и после проведения испытаний по токообороту. Увеличение эмиссионной активности таких катодов с Re-W губкой, в которой содержание рения превосходит содержание вольфрама, а эмиссионно-активное вещество представляет собой алюминат бария-кальция $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$, обусловлено более интенсивным восстановлением бария из бария оксида и образованием высокоэмиссионных ренатов бария. При наличии избытка эмиссионно-активного вещества имеет место возникновение иглоподобных наноструктур из ренатов и вольфраматов бария, что приводит к появлению комбинированной термоавтоэлектронной эмиссии и установлению эмиссионного тока с плотностью до 93 А/см^2 .

Ключевые слова: катод, алюминат бария-кальция, вольфрам, ренаты и вольфраматы бария.

1. Общая постановка проблемы, связь с научно-практическими задачами, обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

Металлопористые катоды (МПК) находят широкое применение в электрических ракетных двигателях космических аппаратов, а также в мощных электровакуумных приборах, например, сверхвысокочастотного диапазона. Они объединяют большое количество композиционных катодов и представляют собой многофазные системы, состоящие из металлической матрицы (губки), в порах и на поверхности которой находится эмиссионно-активное вещество.

Для получения матрицы используются в основном порошки W, Re, Mo или их смеси, а эмиссионно-активным веществом могут служить алюминаты, вольфраматы, танталаты, силикаты, скандаты, гафнаты или ренаты щелочноземельных металлов (ЩЗМ), преимущественно бария, стронция, кальция; реже оксиды редкоземельных металлов.

При термической обработке катодов образуются оксиды ЩЗМ, которые при взаимодействии с металлом матрицы образуют свободный барий, диффундирующий на эмитирующую поверхность и (или) испаряющийся через поры (капилляры), в результате чего происходит постоянное поступление (возобновление) Ba и BaO на поверхность. Рабочие температуры таких эмиттеров ($1220 \dots 1470 \text{ К}$) выше рабочих температур оксидных эмиттеров, что позволяет получать достаточно высокие плотности термоэмиссионного тока [1].

В работах [2–4] показано, что пропитанные МПК с губкой 75 мас. % Re – 25 мас. % W и эмис-

сионно-активным веществом $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ характеризуются более высокими эмиссионными свойствами по сравнению с МПК с W губкой (рост эмиссионного тока более, чем в 5 раз).

При $T = 1273 \text{ К}$ максимальная плотность термоэмиссионного тока составляет $2,16 \text{ А/см}^2$, что соответствует работе выхода электрона $2,01 \text{ эВ}$. В диапазоне температур от 1173 до 1473 К плотность термоэмиссионного тока возрастает от $0,24$ до $12,24 \text{ А/см}^2$.

Установлено, что эмиссионные способности МПК с избытком эмиссионно-активного вещества существенно ниже эмиссионных способностей МПК с нормальной пропиткой. Определены и изучены особенности работы МПК (Re–W губка) с избытком эмиссионно-активного вещества: аномальное активирование катодов с ростом и спадом термоэмиссионного тока, появление участков аномального эффекта Шоттки на получаемых вольт-амперных характеристиках, возникновение разряда между катодом и анодом (пробоя вакуумного промежутка) с плотностью тока от 51 до 93 А/см^2 [2,3].

В работе [5] также было показано, что увеличение содержания рения в губке пропитанного катода до $50 \pm 25 \%$ приводит к росту термоэмиссионного тока.

Однако в [2–5] не приведено подробной информации о составе и структуре поверхности таких катодов как до, так и после проведения эмиссионных испытаний. Только в [3] рассмотрена взаимосвязь состава и структуры поверхности с эмиссионными свойствами такого МПК (не в полном объеме).

Настоящая работа ликвидирует этот пробел.

2. Цель исследований

Целью проведенных исследований явилось изучение состава и структуры пропитанных МПК катодов с губкой 75 мас. % Re–25 мас. % W и эмиссионно-активным веществом $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ до и после проведения эмиссионных испытаний, а также выяснение влияния состава и структуры эмитирующей поверхности на термоэмиссионную активность этих материалов.

3. Результаты исследований

Перед тем как изучать состав поверхности МПК до и после эмиссионных испытаний, необходимо определить перечень возможных соединений (в первую очередь, бария), которые могут быть зафиксированы на эмитирующей поверхности.

Вначале рассмотрим тройную диаграмму состояния (рис. 1) системы $\text{BaO}-\text{CaO}-\text{Al}_2\text{O}_3$, впервые представленную в [6].

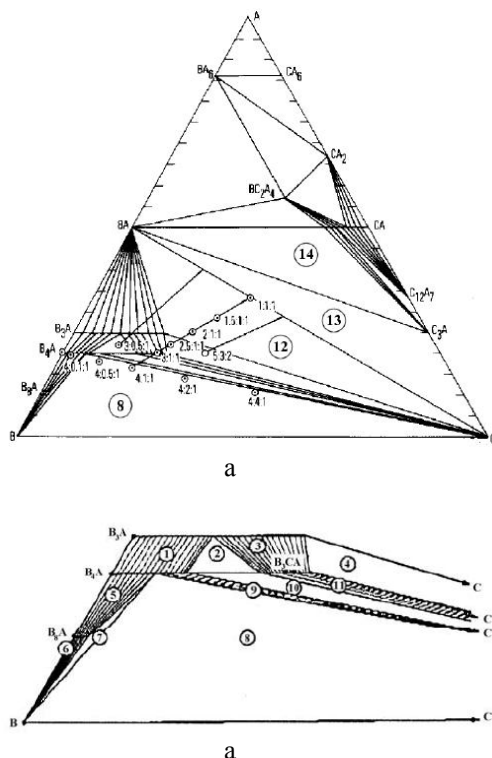
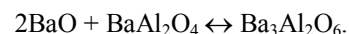
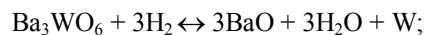
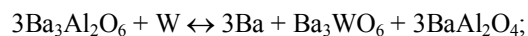


Рис. 1. Тройная диаграмма состояния системы $\text{BaO}-\text{CaO}-\text{Al}_2\text{O}_3$ при 1523 К: а – полная диаграмма; б – часть диаграммы [6, 7]

На этой диаграмме буквами А, В, С обозначены соответственно Al_2O_3 , BaO , CaO . Состав $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ попадает в область 2, в которой (как утверждается в [7]) находится смесь твердых растворов $\text{Ba}_3\text{Al}_2\text{O}_6$ и $\text{Ba}_4\text{Al}_2\text{O}_7$, а также соединение $\text{Ba}_3\text{CaAl}_2\text{O}_7$.

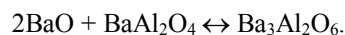
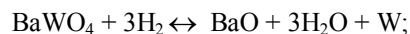
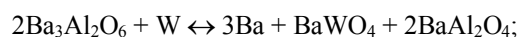
В процессе пропитки губки эмиссионно-активным веществом в среде водорода с подъемом температуры до 2040 К и выдержкой при этой температуре в течение трех минут, могут происходить следующие химические реакции с вольфрамом губки [8]:



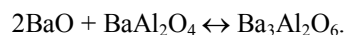
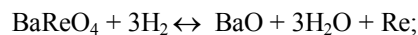
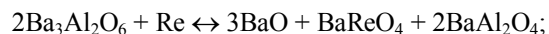
Именно эти химические реакции по данным [8] обеспечивают эмиссию электронов, которая обусловлена наличием бария на поверхности эмиттеров.

Однако в [9] также определялись химические соединения, образующиеся в результате нагрева смеси $\text{Ba}_3\text{Al}_2\text{O}_6$ с вольфрамом при $T = 1923$ К в среде водорода. Рентгенодифрактометрические исследования показали наличие алюмината бария $\text{Ba}_3\text{Al}_2\text{O}_6$, а также вольфрамата бария Ba_3WO_4 и алюмината бария BaAl_2O_4 . При этом соединения Ba_3WO_6 не было обнаружено, а только найдено крайне незначительное количество фазы Ba_2WO_5 .

Таким образом, скорее всего при пропитке имеют место следующие химические реакции:



В случае наличия в губке рения могут иметь место подобные реакции алюмината бария $\text{Ba}_3\text{Al}_2\text{O}_6$ с Re, в результате которых может образовываться ренат бария BaReO_4 :



Вольфраматы и ренаты бария BaWO_4 и BaReO_4 сами являются высокоэмиссионными соединениями [10], причем ренаты бария характеризуются более низкой работой выхода по сравнению с вольфрамами бария [11].

В настоящее время отсутствуют экспериментальные работы, посвященные исследованию химического взаимодействия рения с алюминатом бария-

кальция. В связи с этим можно предполагать образование и других фаз, о которых сообщается в [12]: ренаты бария (IV) Ba_2ReO_5 и Ba_3ReO_6 , а также ренаты бария (VII) $Ba_3Re_2O_{10}$ и $Ba_5Re_2O_{12}$.

В таблице 1 приведено рассчитанное процентное содержание (по массе) элементов, входящих в возможные соединения бария, образующихся при пропитке Re–W губки и при работе МПК в диапазоне температур до 1573 К.

Эти сведения были использованы для определения возможных соединений при анализе состава поверхности по данным рентгеновского микроанализа. Исследования структуры и состава поверхности МПК проводились с помощью растрового электронного микроскопа РЭМ-106 с рентгеновским дисперсионным микроанализом.

Первым этапом исследований было изучение структуры и состава эмитирующих поверхностей катодов до проведения эмиссионных испытаний (т.е. изучалась исходная структура).

Рассмотрим вначале исходную поверхность нормированного катода (рис. 2).

Обратим внимание, что на этих рисунках указано увеличение и масштаб, причем значение кратности увеличения соответствует размеру рисунка $9 \times 12 \text{ см}^2$.

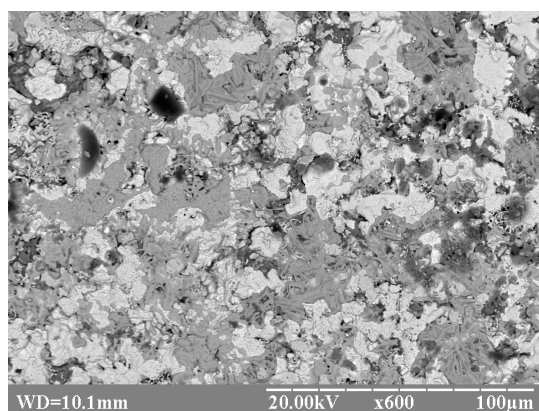
Поверхность в целом представляет собой набор пятен, различающихся по составу и форме (рис. 2, а). Рис. 2, б, полученный во вторичных электронах, позволяет визуализировать топографию поверхности катода. При этом в тормозном спектре рентгеновского излучения фиксируются пики Re, W, Ba, O, Al, Ca, а также С. Довольно большое содержание углерода связано, очевидно, с неполной очисткой от углеродсодержащих соединений при пропитке губки эмиссионно-активным веществом $3BaO \cdot 0,5CaO \cdot Al_2O_3$ (использовался в качестве связующего этиленгликоль $C_2H_2O_2$).

Состав поверхности определялся на различных характерных участках (рис. 3) в четырех точках.

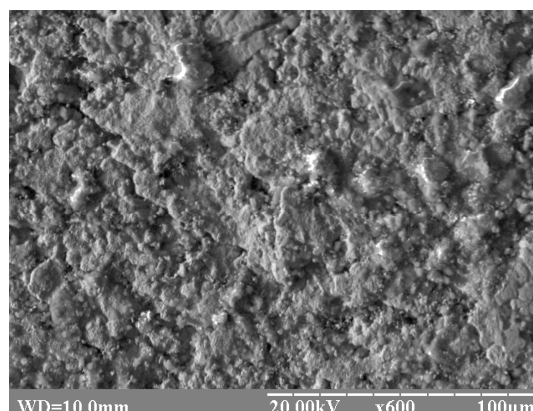
Таблица 1

Содержание элементов в возможных соединениях бария металлопористого катода в Re–W губке

Фаза	Содержание, мас. %					
	Ba	O	Al	Ca	W	Re
$Ba_3CaAl_2O_7$	66,7	18,1	8,7	6,5	–	–
$Ba_3Al_2O_6$	77,3	17,1	9,6	–	–	–
$Ba_4Al_2O_7$	76,8	15,7	7,5	–	–	–
$BaAl_2O_4$	53,8	25,1	21,1	–	–	–
$BaWO_4$	35,7	16,6	–	–	47,7	–
$BaReO_4$	35,4	16,5	–	–	–	48,1
Ba_2ReO_5	50,8	14,8	–	–	–	34,4
Ba_3ReO_6	59,3	13,9	–	–	–	26,8
$Ba_3Re_2O_{10}$	43,6	17,0	–	–	–	39,4
$Ba_5Re_2O_{12}$	54,9	15,3	–	–	–	29,8
BaO	89,6	10,4	–	–	–	–



а



б

Рис. 2. Электронно-микроскопическое изображение поверхности МПК с нормированной пропиткой: а – в первичных электронах, б – во вторичных электронах

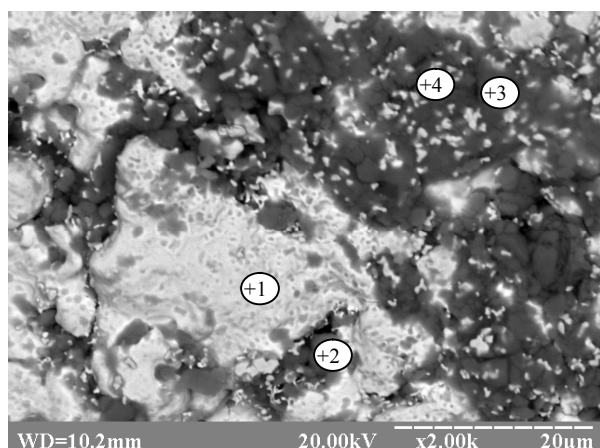


Рис. 3. Электронно-микроскопическое изображение поверхности МПК с нормированной пропиткой (в первичных электронах)

Светлая область (точка 1) представляет собой спеченное зерно из Re и W, покрытое небольшим количеством адсорбированных атомов бария и алюминия. При этом на зерне не фиксируется Ca и O.

На рис. 4 приведены энергетический спектр рентгеновского излучения и состав поверхности в точке 1.

Серые зерна (точки 2 и 3) представляют собой алюминат бария-кальция с химической формулой $Ba_3CaAl_2O_7$ с достаточно большим содержанием углерода (рис. 5).

Существование алюмината бария-кальция $3BaO \cdot CaO \cdot Al_2O_3$ ($Ba_3CaAl_2O_7$) при температуре до $T = 1673$ К недавно подтверждено в [13].

Необходимо отметить, что в некоторых зернах алюмината бария – кальция фиксируется небольшое содержание железа.

Мелкие светлые зерна (см., например, точку 4) представляют собой смесь оксидов вольфрама WO_2 и WO_3 . Отметим, что оксид вольфрама (IV) WO_2 имеет температуру плавления 1543 К, а оксид вольфрама (VI) WO_3 – 1746 К [14].

Оксиды рения на поверхности не наблюдаются. Это связано с тем, что рений по сравнению с вольфрамом химически более инертен по отношению к кислороду [15]. Кроме того, если оксиды рения и

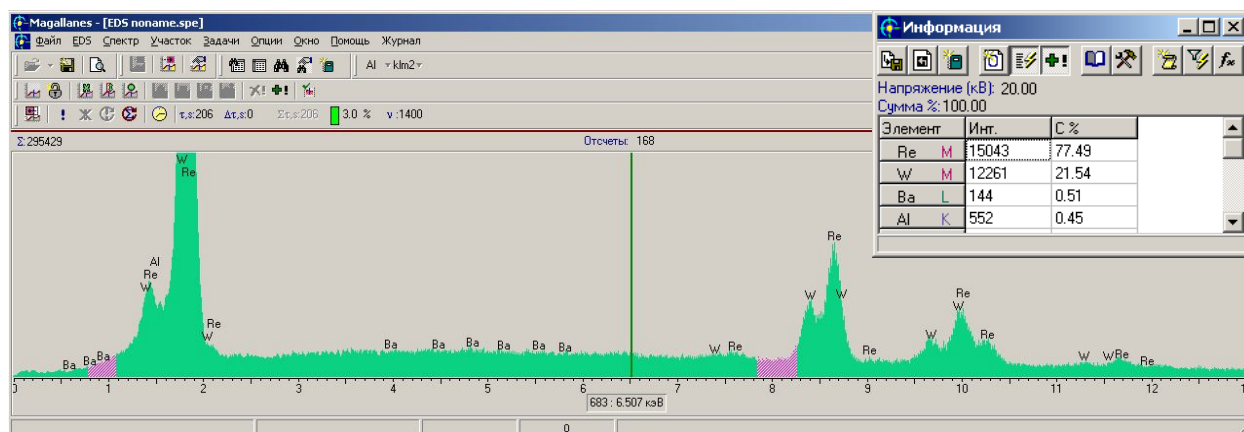


Рис. 4. Энергетический спектр рентгеновского излучения и состав поверхности в точке 1 рис. 3

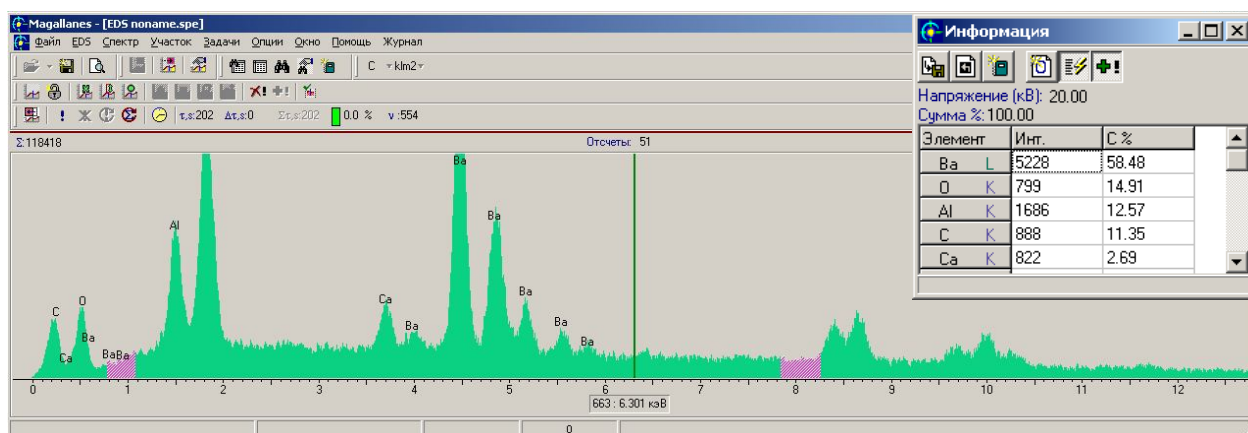


Рис. 5. Энергетический спектр рентгеновского излучения и состав поверхности в массовых процентах в точках 2 и 3 рис. 3

образуются, то все они (в связи с низкой температурой плавления) испаряются в процессе пропитки. Действительно, наиболее устойчивым оксидом рения является его высший оксид Re_2O_7 , имеющий температуру плавления 577 К [15]. Все другие оксиды имеют более низкую температуру плавления.

Если сравнить рассмотренную структуру нормированного катода со структурой МПК с избытком эмиссионно-активного вещества, то действительно можно увидеть (рис. 6) избыточное количество алюмината бария – кальция $\text{Ba}_3\text{CaAl}_2\text{O}_7$, который покрывает практически полностью всю поверхность, и при этом участки с чистыми зёрнами Re-W не наблюдаются (или наблюдаются только в отдельных местах эмитирующей поверхности).

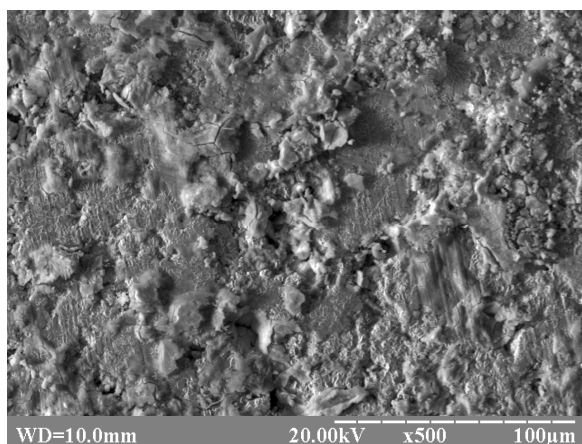


Рис. 6. Электронно-микроскопическое изображение поверхности МПК с избытком эмиссионно-активного вещества (во вторичных электронах)

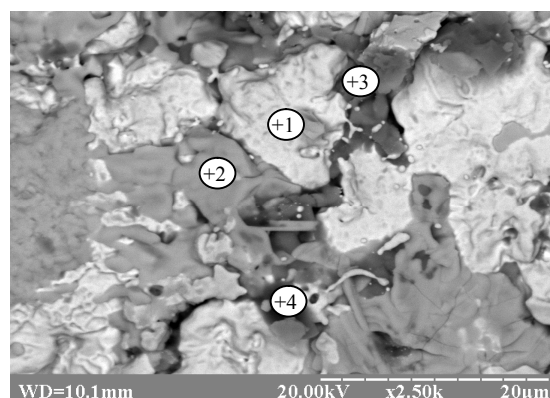
Рассмотрим структуру и состав поверхности МПК после проведения эмиссионных испытаний. Поверхность всех исследованных катодов представляет собой, как и в случае исходных МПК, набор участков поверхности (пятен) с различным составом (рис. 7 и 8).

На поверхности МПК можно выделить 2 характерные области, которые обозначены цифрами 1, 2 на рис. 7 и 8, а также темные области (точка 4 на рис. 7 и точка 3 на рис. 8). Эти области по результатам рентгеновского дисперсионного микроанализа имеют различный химический состав (табл. 2).

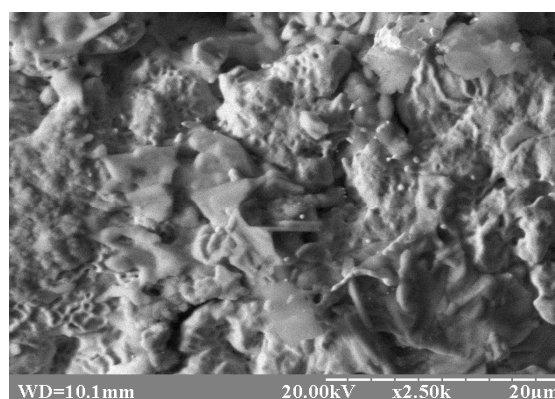
Область 1 в нормированном МПК на рис. 7, а представляет собой спеченное Re-W зерно с крайне небольшим количеством адсорбированного Ba и Al , т.е. химический состав этой области полностью совпадает с исходным составом этого зерна до проведения эмиссионных испытаний (см. рис. 4). Область 1 МПК с избытком эмиссионно-активного вещества на рис. 8, а представляет собой зерно сплава Re-W , покрытое небольшим количеством (≈ 2 мас. %)

алюмината бария BaAl_2O_4 , а также ренатом BaReO_4 и вольфрамом бария BaWO_4 , оксидом бария BaO (суммарное содержание BaReO_4 , BaWO_4 и BaO составляет ≈ 17 мас. %). Действительно, на рис. 8, а видны светлые включения в Re-W губку другой фазы.

Области 2 до проведения эмиссионных испытаний представляли собой алюминат бария – кальция $\text{Ba}_3\text{CaAl}_2\text{O}_7$. После проведения испытаний в этих областях фиксируются исходный $\text{Ba}_3\text{CaAl}_2\text{O}_7$ (содержание ≈ 7 %), алюминат бария BaAl_2O_4 , ренат и вольфрамат бария, оксид бария BaO . При этом для нормированных катодов основным компонентом области 2 является алюминат бария с нарушенной стехиометрией по барию (≈ 76 мас. %). Для области 2 МПК с избытком эмиссионно-активного вещества характерным является достаточно большое содержание BaReO_4 , BaWO_4 , BaO (суммарное содержание этих трех компонент ≈ 33 мас. %). Содержание алюмината бария в этой области ≈ 11 мас. %.



а



б

Рис. 7. Электронно-микроскопическое изображение поверхности нормированных МПК после эмиссионных испытаний: а – в первичных электронах; б – во вторичных электронах

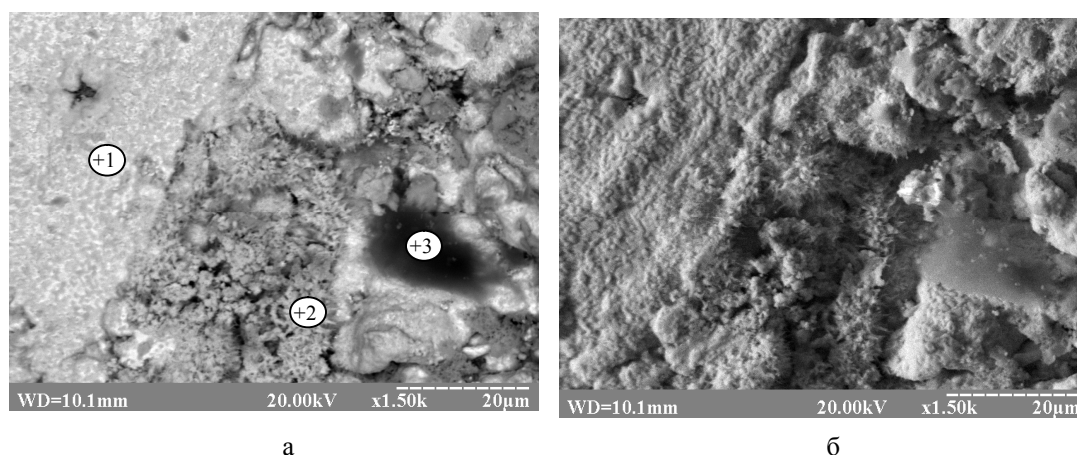


Рис. 8. Электронно-микроскопическое изображение поверхности МПК с избытком эмиссионно-активного вещества после эмиссионных испытаний: а – в первичных электронах; б – во вторичных электронах

Таблица 2

Концентрация химических элементов и состав пропитанных МПК после эмиссионных испытаний

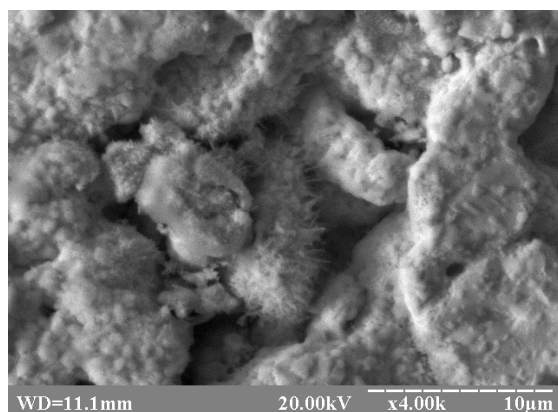
Об- ласть	МПК	Концентрация элементов, мас. %							Состав
		Re	W	Ba	O	Al	Ca	При- меси	
1	норми- рованный	76,72	21,72	0,81	-	0,75	-	-	Re-W (губка), адсор- бированные Ba и Al
	с избыт- ком эмис- сионно- активного вещества	51,45	18,15	7,46	22,39	0,56	-	-	Re-W (губка), BaAl ₂ O ₄ , BaO, BaReO ₄ , BaWO ₄ , WO ₂ , WO ₃ , адсор- бированный O ₂
2	норми- рованный	6,26	2,22	49,37	21,29	20,43	0,43	-	Ba ₃ CaAl ₂ O ₇ , BaAl ₂ O ₄ с нарушен- ной стехиометрией по Ba, BaO, BaReO ₄ , BaWO ₄
	с избыт- ком эмис- сионно- активного вещества	40,62	19,80	22,64	13,03	3,04	0,48	0,39 Fe	Ba ₃ CaAl ₂ O ₇ , BaAl ₂ O ₄ , BaO, BaReO ₄ , BaWO ₄ , WO ₂ , WO ₃ , адсорби- рованный O ₂ (губка Re-W как подложка)

Темные области в обоих типах катодов представляют собой стоки примесей. В этих областях зафиксированы (кроме элементов Re, W, Ba, O, Al, Ca) C, Ta, Mo, K, Na, Fe, Cl.

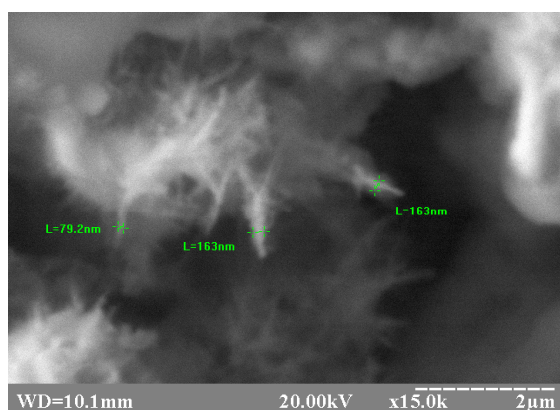
При изучении топографии поверхности катодов после их работы обнаружены существенные отличия в структуре областей (зерен) 1 и 2 для нормированных МПК и МПК с избыточным запасом эмиссионно-активного вещества (рис. 7, б и 8, б). Если на рис. 7, б (нормированный катод) зерна не имеют острых краев (сглажены), то в областях 1 и 2 можно увидеть своеобразные «коралловые» структуры с

иглами (остриями). Эти иглы образуются не только в области 2, но и на зернах Re-W губки. Такие возникшие во время работы МПК (с избытком эмиссионно-активного вещества) иглы образуют целые комплексы («щетки») игл.

На рис. 9, а представлены комплексы возникших игл при большем увеличении по сравнению с рис. 8, б. Рисунок 9, б показывает, что такие комплексы игл представляют собой своеобразные наноструктуры. Диаметр этих игл в среднем сечении меняется от 50 до 200 нм.



а



б

Рис. 9. Структура поверхности пропитанного МПК с избытком эмиссионно-активного вещества после эмиссионных испытаний

Непосредственно определить фазовый состав этих наноструктур не представлялось возможным, так как при использовании рентгеновского дисперсионного микроанализа информацию о химическом составе вещества получают из области $1 \times 1 \text{ мкм}^2$ и глубиной $\approx 1 \text{ мкм}$. Однако можно с большой долей уверенности утверждать, что эти иглы представляют собой в основном вольфрамат бария BaWO_4 и ренат бария BaReO_4 (или их твердые растворы).

Действительно, в [16] показано, что BaWO_4 , имеющий температуру плавления 1775 K [17], испаряется в виде молекул и только в газовой фазе диссоциирует на BaO и WO_3 . Исследования последних лет [18, 19] показали, что вольфрамат бария образует различного типа наноструктуры: иглоподобные, в виде «щеток», в виде нанопучков, нанодендритов, наносфер и др. Эти наноструктуры были получены при синтезе BaWO_4 раствором методом и другими способами.

Такие иглоподобные структуры, возникающие во время нагрева МПК с избытком эмиссионно-активного вещества и при приложении электрического поля с $E = (2,50\text{--}3,75) \cdot 10^6 \text{ В/м}$, представляют собой готовые наборы автоэмиссионных острий.

Следовательно, основной причиной появления аномального эффекта Шоттки и перехода работы катода в режим разряда между катодом и анодом с j до $\approx 100 \text{ А/см}^2$ является возникновение комбинированной термоавтоэлектронной эмиссии. При этом величина эмиссионного тока (после того, как уже начался процесс термоавтоэлектронной эмиссии) не должна очень сильно зависеть от температуры поверхности катода, что и имеет место в проведенных экспериментах [2]. При наличии избытка алюмината бария – кальция, который почти полностью на поверхности покрывает зерна Re-W губки, значительно увеличивается образование вольфрамата и рената бария по сравнению с нормированным МПК, у которых таких наноструктур не наблюдалось.

Таким образом, перечисленные выше особенности работы МПК с избытком эмиссионно-активного вещества обусловлены дополнительным нагревом избыточного на губке слоя алюминатов (характеризуемых большим электрическим сопротивлением) отбираемым термоэмиссионным током и возникновением термоавтоэлектронной эмиссии между катодом и анодом, которая в свою очередь, обусловлена наличием появляющихся иглоподобных наноструктур из BaReO_4 и BaWO_4 .

Выводы

Увеличение эмиссионной активности пропитанных МПК с Re-W губкой, в которой содержание рения превосходит содержание вольфрама, а эмиссионно-активное вещество представляет собой алюминат бария-кальция $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$, обусловлено более интенсивным восстановлением бария из бария оксида и образованием высокоэмиссионных ренатов бария. При наличии избытка эмиссионно-активного вещества имеет место возникновение иглоподобных наноструктур из ренатов и вольфраматов бария, что приводит к появлению комбинированной термоавтоэлектронной эмиссии и установлению эмиссионного тока с плотностью тока до 93 А/см^2 .

Заключение

Пропитанный металлопористый катод с губкой из 75 мас. % Re – 25 мас. % W и эмиссионно-активным веществом $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ можно рекомендовать для использования в полых катодах электрореактивных двигателей, лампах бегущей волны, магнетронах, клистронах и других системах СВЧ электроники.

Автор благодарит С.Л. Абашина за помощь в проведении электронно-микроскопических исследований.

Литература

1. Оранский, А.И. Газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды [Текст]: монография в 4 т.; под ред. А.И.Оранского / А.И. Оранский, А.С. Долгов, А.А. Таран. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского “Харьк. авиац. ин-т”, 2011. – Т. 1: Основы проектирования. – 256 с.
2. Таран, А.А. Металлопористые пропитанные W-Re катоды ЭРД [Текст] / А.А. Таран, А.И. Оранский, Н.В. Белан // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – № 5(40). – С. 168–172.
3. Review of LaB₆, Re-W Dispenser, and BaHfO₃-W Cathode Development [Text] / A. Taran, D. Voronovich, S. Plankovsky et al. // *IEEE Trans. Electron Devices*. – 2009. – Vol. 56, no. 5. – P. 812–817.
4. Emission Properties of Re-W Dispenser Cathodes [Text] / A. Taran, S. Plankovsky, D. Voronovich, S. Abashin // *10th IEEE Int. Vacuum Electronics Conf. IVEC 2009. Book of Abstracts*. – Rome, Italy, 2009. – P. 407–408.
5. Raju, R.S. Studies on W-Re Mixed-Matrix Cathodes [Text] / R.S. Raju // *IEEE Trans. Electron Devices*. – 2009. – V. 56, no. 5. – P. 786–793.
6. Appendino, P. Ricerche sul Sistema Ternario Calce – Ossido di Bario-Allumina [Text] / P. Appendino. – *Ceramurgia*. – 1972. – Vol. 2, no. 2. – P. 103–106.
7. Colletti, M. Numerical Simulation of the Insert Chemistry of the Hollow Cathode from the Deep Space 1 Ion Engine 30,000 Hrs Life Test [Text] / M. Colletti, A. Grubisic, S.B. Gabriel // *Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf. IEPC 2007*. – Florence, Italy, 2007 [Electronic resource]. – Access mode: http://www.sgc.engin.umich.edu/erps/IEPC_2007/PAPERS/IEPC-2007-113.pdf. – 24.09.2013.
8. Евстигнеев, С.И. Катоды и подогреватели электровакуумных приборов [Текст] / С.И. Евстигнеев, А.А. Ткаченко. – 2-е изд. – М.: Высш. шк., 1975. – 196 с.
9. Hill, D.N. Thermochemistry of dispenser cathode impregnate materials: phase equilibria in the Ba–Ca–Al₂O₃ system [Text] / D.N. Hill, R.E. Hann, P.R. Switch. – Final technical report. – August 1987, RADC–TR–87–54. – 184 p.
10. Фоменко, В.С. Эмиссионные свойства материалов [Текст]: справочник / В.С.Фоменко. – 4-е изд. – К.: Наук. думка, 1981. – 340 с.
11. Бондаренко, Б.В. Термоэлектронные свойства гафнатов и ренатов бария [Текст] / Б.В. Бондаренко, С.В. Ермаков, Б.М.Царев // *Радиотехника и электроника*. – 1961. – Т.6, № 10. – С. 1773–1775.
12. Macintire, I.E. Dictionary of Inorganic Compounds [Text] / I.E. Macintire. – Publ.: Chapman and Hall / CRC, 1992. – 5400 p.
13. Тараненкова, В.В. Исследование тройных соединений системы CaO–BaO–Al₂O₃ [Текст] / В.В. Тараненкова, М.Ю. Масюткина, К.П. Вернигора // *Зб. наук. праць “ПАТ УкрНДІВогнетривів ім. А.С.Бережного”*. – 2012. – № 112. – С. 214–222.
14. Бусев, А.И. Аналитическая химия вольфрама [Текст] / А.И. Бусев, В.М. Иванов, Т.А. Соколова. – М.: Наука, 1976. – 240 с.
15. Борисова, Л.В. Аналитическая химия рения [Текст] / Л.В. Борисова, А.Н. Ермаков. – М.: Наука, 1974. – 321 с.
16. Pupp, C. Mass spectrometric study of the evaporation of BaMoO₄ and BaWO₄ [Text] / C. Pupp, R. Yamdagni, R.F. Porter // *Journal of Inorganic and Nuclear Chemistry*. – 1969. – Vol. 31, № 7. – P. 2021–2029.
17. Thermal and mechanical properties of BaWO₄ crystal [Text] / W.W. Ge, H.J. Zhang, J.Y. Wang [et al.] // *J. Appl. Phys.* – 2005. – Vol. 98, № 1. – P. 013542–013542-6.
18. One-step solvothermal synthesis of high ordered BaWO₄ and BaMoO₄ nanostructures [Text] / C.Zhang, E.Shen, E.Wang [et al.] // *Materials Chemistry and Physics*. – 2006. – Vol. 96, № 2–3. – P. 240–243.
19. Controlled synthesis of different morphologies of BaWO₄ crystals via a surfactant-assisted method [Text] / Z. Luo, H. Li, J. Xia [et al.] // *Journal of Crystal Growth*. – 2007. – Vol. 300, № 2. – P. 523–529.

Поступила в редакцию 24.09.2013, рассмотрена на редколлегии 25.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

СТРУКТУРА ТА СКЛАД ПОВЕРХНІ ПРОСОЧЕНИХ МЕТАЛЕВОПОРИСТИХ КАТОДІВ З Re-W ГУБКОЮ

А.О. Таран

Вивчено структуру і склад поверхні просочених металевопористих катодів з Re-W губкою до і після проведення випробувань зі струмовідбору. Збільшення емісійної активності таких катодів з Re-W губкою, в якій вміст ренію переважає вміст вольфраму, а емісійно-активна речовина являє собою алюмінат барію-кальцію $3\text{BaO} \cdot 0,5\text{CaO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$, зумовлено більш інтенсивним відновленням барію із барію оксиду та утворенням високоемісійних ренатів барію. За наявності надлишку емісійно-активної речовини має місце виникнення голкоподібних наноструктур із ренатів і вольфраматів барію, що приводить до появи комбінованої термоавтоелектронної емісії та встановлення емісійного струму з густиною до 93 A/cm^2 .

Ключові слова: катод, алюмінат барію-кальцію, вольфрам, ренати і вольфрамати барію.

SURFACE STRUCTURE AND COMPOSITION OF IMPREGNATED DISPENSER CATHODES WITH Re-W "SPONGE" MATRIX

A.O. Taran

Surface structure and composition of the impregnated dispenser cathodes with Re-W "sponge" matrix before and after current take-off testings have been studied. Emission active increasing of such cathodes with a Re-W sponge where percentage of rhenium greater than one of tungsten and emissive active substance barium-calcium aluminate are caused more intensive barium reduction from barium oxide and formation of high emission barium renates. Formation of the needlelike barium renates and tungstates takes place with excess of impregnant. This fact leads to appearance of combined thermoautoelectronic emission and to establishment of emission current with density up to 93 A/cm^2 .

Key words: cathode, barium-calcium aluminate, tungsten, barium renates and tungstates.

Таран Анатолій Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. фізики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

УДК 537.58:620.22

А.П. КИСЛИЦЫН¹, А.А. ТАРАН¹, П.А. КОМОЗЫНСКИЙ¹, С.С. ОРДАНЬЯН²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Украина² Санкт-Петербургский технологический институт (технологический университет), Санкт-Петербург, Россия

ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ С ВОЛЬФРАМОМ. ЧАСТЬ 1. ТЕРМОЭМИССИОННЫЕ СВОЙСТВА

Представлены результаты исследований термоэмиссионных свойств композиционных материалов в системе $(x - 1)(Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3) + xW$. Образцы изготовлены стандартными методами порошковой металлургии. Установлено, что для получения стабильных эмиссионных свойств данные материалы требуют активирования. Наиболее высокими эмиссионными свойствами, обеспечивающими плотность эмиссионного тока, равную 393 А/см^2 при температуре 2000 К , обладает материал $76\text{мас.}\%(Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3) + 24\text{мас.}\%W$. В этих композициях не обнаружено необратимых ухудшений эмиссионных свойств после длительных контактов с воздухом в холодном состоянии.

Ключевые слова: катод, гафнат бария-стронция, активирование эмиссионных свойств, работа выхода электрона, плотность тока эмиссии, температурная зависимость.

1. Общая постановка проблемы и её связь с научно-практическими задачами, обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

В последние годы постоянно возрастает интерес к получению и исследованию физических свойств материалов на основе скандатов и гафнатов бария (см., например, [1 – 3]). Для эмиссионной электроники эти материалы представляют собой новую генерацию высокоэмиссионных высокотемпературных катодов, позволяющих получать плотности термоэмиссионного тока до 100 А/см^2 и более. Катоды, обладающие высокой эмиссионной способностью, т.е. обеспечивающие большие плотности эмиссионных токов, представляют постоянный повышенный интерес при создании эффективных элементов СВЧ техники, различных электровакуумных и газоразрядных устройств [4, 5]. Таким образом, поиск новых катодных материалов, обладающих повышенной эмиссионной способностью, является весьма актуальной задачей эмиссионной электроники.

В работе [6] приведены результаты исследований эмиссионных свойств композиционных материалов на основе гафната бария $BaHfO_3$ с мелкодисперсным вольфрамом. Показано, что объемное содержание мелкодисперсного вольфрама в образцах является для них принципиальным параметром. Именно вольфрам в составе данного композиционного материала выполняет роль восстановителя свободного бария из соединения $BaHfO_3$. Восстановле-

ние происходит на границе контакта зерен гафната бария и зерен вольфрама, в результате чего скорость «производства» свободного бария зависит от суммарной площади контакта зерен, следовательно, от дисперсности исходных порошков гафната бария и вольфрама и объемной доли вольфрама.

Восстановленный свободный барий за счет диффузионных процессов доставляется к эмитирующей поверхности и адсорбируется на ней. Барий (барий и кислород), находящийся на эмитирующей поверхности снижает работу выхода электрона из образца, в результате чего повышается его эмиссионная способность. В работах [3, 6] и декларационном патенте [7] предложено использовать в качестве термокатодов электровакуумных и газоразрядных устройств наилучший материал из этой системы с составом $63\text{мас.}\%BaHfO_3 - 37\text{мас.}\%W$. Катод из этого материала обеспечивает плотность эмиссионного тока, равную 230 А/см^2 при температуре $T = 2000 \text{ К}$.

Наряду с этим известно, что в классических оксидных катодах, состоящих из смеси оксидов (BaO , CaO , SrO), роль активатора играют оксиды стронция и кальция [8]. Использование таких материалов как двойной гафнат бария-стронция с мелкодисперсным вольфрамом при высоких температурах обеспечивает более высокие значения скорости восстановления бария, что позволяет получить еще большие эмиссионные токи. Композиционный материал состава $76\%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 - 24\%W$ (по массе) обеспечивает величину эмиссионного тока, равную 393 А/см^2 при температуре 2000 К [9 – 11].

Из сказанного следует, что исследование термоэмиссионных свойств композиционных материалов в системе $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3 - \text{W}$, которая для эмиссионной электроники является новой, представляет заметный интерес.

2. Цель исследований

Учитывая изложенное выше, целью работы было получение композиционных катодных материалов на основе $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ с различным содержанием мелкодисперсного вольфрама и проведение комплексных исследований их эмиссионных свойств (определение режимов активирования катодов, температурных зависимостей плотности термоэмиссионного тока и работы выхода электрона), а также исследование структуры и состава поверхности эмиттеров до и после проведения эмиссионных испытаний.

3. Результаты исследований

Образцы исследуемого композиционного материала на основе $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ с мелкодисперсным вольфрамом были изготовлены стандартными методами порошковой металлургии, описанными в работе [7]. Для исследований были получены образцы, содержащие 24, 40 и 60%W (по массе). Измерения эмиссионных свойств проводились в лабораторном диоде с плоской геометрией электродов в высоком вакууме при импульсном режиме отбора эмиссионного тока (см., например, [6]).

Первоначальный прогрев образцов, проводимый с целью их обезгаживания, показал, что в исходном состоянии все образцы обладают достаточно низкой эмиссионной способностью (рис. 1). Так, при температуре 1600 К эффективная работа выхода электрона для образцов составляет: 4,0 эВ с 60%W; 3,60 эВ с 40%W; 2,75 эВ с 24%W.

Последующие исследования позволили установить, что материалы данной системы допускают ак-

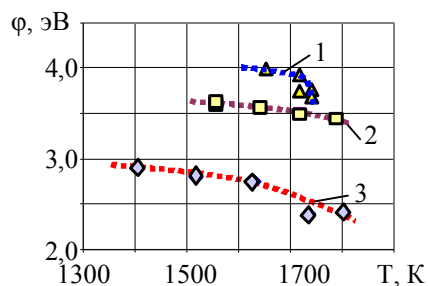


Рис. 1. Температурные зависимости работы выхода при первом нагреве:

- 1 – 40мас.% $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ – 60мас.%W;
- 2 – 60мас.% $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ – 40мас.%W;
- 3 – 76мас.% $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ – 24мас.%W

тивирование их эмиссионных свойств. Этот процесс происходит при температурах ~ 1800 К и выше. При температуре активирования первоначально наблюдается интенсивный рост эмиссионного тока, продолжающийся в течение 30...50 мин. Дальнейшая выдержка при неизменной температуре не приводит к заметным изменениям эмиссионного тока, как и в традиционных оксидных катодах.

Повторный нагрев образцов после их активирования, охлаждения и выдержки в течение ~ 10 ч в высоком вакууме показывает те же самые эмиссионные характеристики, которые были получены на этапе охлаждения после активирования. Но при охлаждении образцов температурная зависимость эмиссионных токов (работы выхода) оказывается другой (см. рис. 2). Наблюдается своеобразный температурный гистерезис эмиссионных свойств. Для получения установившихся температурных зависимостей эмиссионных токов с отсутствием гистерезиса необходимо 3-х или 4-х кратное термоциклирование с достижением температур $\sim 1900...2000$ К и выдержкой образцов при максимальной температуре в течение нескольких минут (5...10 мин).

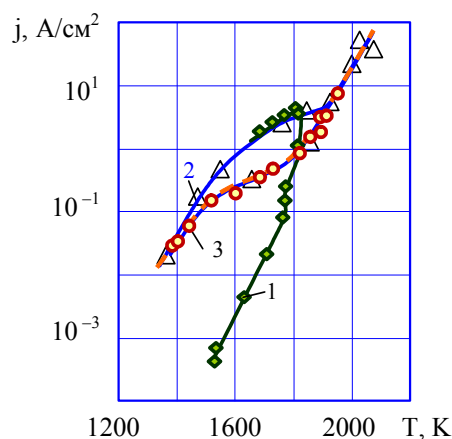


Рис. 2. Кривые активирования с термоциклированием для 60мас.% $\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3$ – 40мас.%W:

- 1 – первый цикл; 2 – второй цикл; 3 – третий цикл

Такое поведение температурных зависимостей (температурный гистерезис) может свидетельствовать о сложных процессах, происходящих в образцах. Оно свидетельствует о том, что формирование стабильной эмиссионно-активной структуры в данной системе не может быть получено простым нагревом и некоторой выдержкой при температуре активирования, как это имеет место в случае традиционных оксидных катодов.

Эмиссионные характеристики образцов исследуемых составов в установившихся состояниях (после проведения активирования) представлены на рис. 3. Здесь же на рисунке для сравнения приведены данные для состава 63% BaHfO_3 – 37%W [6], ко-

торый является одним из наилучших эмиттеров электронов.

Результаты испытаний свидетельствуют о том, что при температурах ниже 1420 К образцы с содержанием вольфрама 40 и 24% обладают одинаковыми эмиссионными свойствами, причем плотность их эмиссионного тока почти в 100 раз меньше, чем у 63%BaHfO₃ – 37%W. Образцы состава с 60%W обладают еще меньшей эмиссионной способностью (плотность эмиссионного тока почти в 10⁴ раз меньше, чем у 63мас.%BaHfO₃ – 37мас.%W).

При температуре 1420 ± 20 К у образцов состава с 24%W температурный коэффициент эффективной работы выхода становится отрицательным, т.е. увеличение температуры сопровождается уменьшением работы выхода. Это приводит к тому, что плотность эмиссионного тока образцов очень быстро увеличивается и при температуре 1830 К становится равной плотности эмиссионного тока композита 63%BaHfO₃ – 37%W ($j = 180$ А/см²). При максимальной температуре испытаний, равной 2000 К, плотность эмиссионного тока образцов состава 76%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24%W равна 393 А/см², превосходя в 1,7 раза значение j для гафната бария с вольфрамом при той же температуре (230 А/см²).

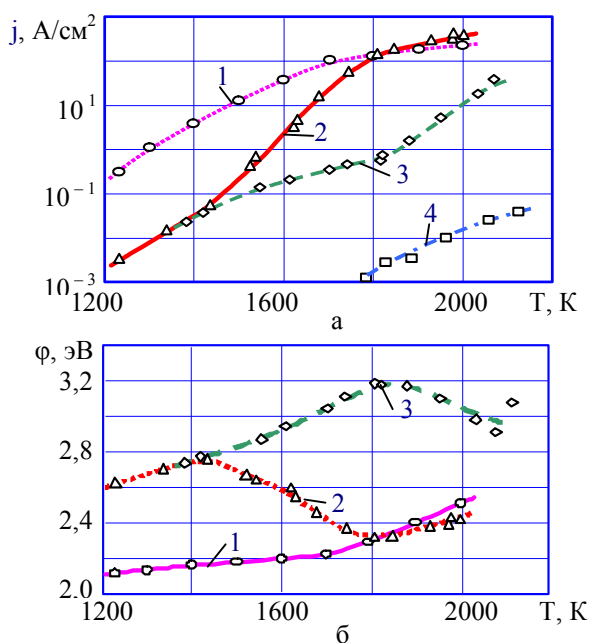


Рис. 3. Температурные зависимости:
а – плотности термоэмиссионного тока,
б – работы выхода электрона композитов:
1 – 63мас.%BaHfO₃ – 37мас.%W;
2 – 76мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24мас.%W;
3 – 60мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 40мас.%W;
4 – 40мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 60мас.%W

Композиты с более высоким содержанием вольфрама (40 и 60% по массе) обладают заметно меньшей эмиссионной способностью по сравнению

с композитом, где содержание вольфрама равно 24мас.% (см. рис. 3). По этой причине данные материалы для решения задач эмиссионной электроники большого интереса не представляют. Однако, для понимания механизма, обеспечивающего столь высокую эмиссионную способность составу 76%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24%W, результаты исследований материалов с содержанием вольфрама 40 и 60мас.% достаточно важны.

В полученных результатах (см. рис. 3) примечательным является тот факт, что в установившихся состояниях образцов с содержанием вольфрама 24 и 40мас.%W наблюдается изменение знака температурного коэффициента эффективной работы выхода. У материала с 60мас.%W в диапазоне температур 1780...2150 К такого изменения не наблюдается. Анализ причин наблюдаемых температурных зависимостей эффективной работы выхода позволяет отметить следующее. Такими причинами в равной степени могут быть:

- изменения состояния поверхности за счет адсорбции бария (бария и кислорода);
- изменения энергетических состояний электронов в объеме композита и в кристаллах гафната бария-стронция.

Представление экспериментальных данных в координатах $\ln(j/T^2) = f(1000/T)$, традиционных для адсорбционных систем (см. рис. 4), позволяет отметить следующее:

- группа материалов на основе гафната бария или гафната бария-стронция с точки зрения эмиссии представляют собой адсорбционные системы;

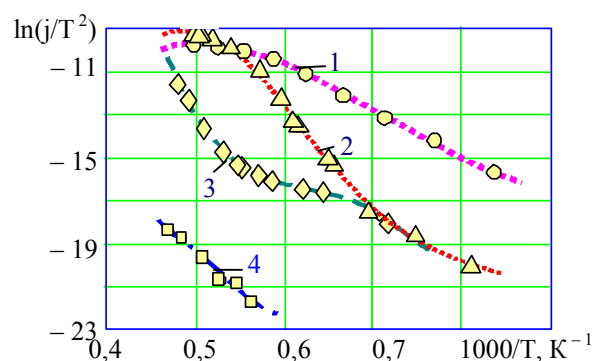


Рис. 4. Результаты измерений, представленные в координатах $\ln(j/T^2)$ и $f(1000/T)$:
1 – 63мас.%BaHfO₃ – 37мас.%W;
2 – 76мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 24мас.%W;
3 – 60мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 40мас.%W;
4 – 40мас.%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO₃ – 60мас.%W

- в данных системах отвод адатомов с поверхности осуществляется традиционным способом – за счет термодесорбции, а подвод идет из объема образцов за счет диффузии. При этом скорости отвода и подвода зависят от температуры образца;

– оптимальные покрытия поверхности для разных составов реализуются при различных температурах. Для композита $63\%BaHfO_3 - 37\%W$ оптимальное покрытие барием реализуется при температуре 2000 К ($1000/T_{\text{опт}} = 0,5$), для композита $Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3$ с $24\%W$ при $T \approx 2050$ К, а с $40\%W$ при $T \approx 1550$ К. Для композита с $60\%W$ состояние с оптимальным покрытием бария не зарегистрировано;

– более низкие температуры, соответствующие оптимальному покрытию поверхности адатомами бария, наблюдаемые для состава $40\text{мас.}\%W$, могут быть связаны с меньшими значениями диффузионного потока бария из объема к поверхности.

В процессе исследований была установлена высокая химическая инертность активированного композита $76\%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 - 24\%W$ в холодном состоянии по отношению к воздействию атмосферного воздуха. Об этом свидетельствуют результаты, приведенные на рис. 5. Практически полное восстановление эмиссии образца с $24\text{мас.}\%W$ свидетельствует о правомочности предположений относительно механизма, обеспечивающего высокую эмиссионную способность композиционных материалов на основе гафнатов бария (бария-стронция) с

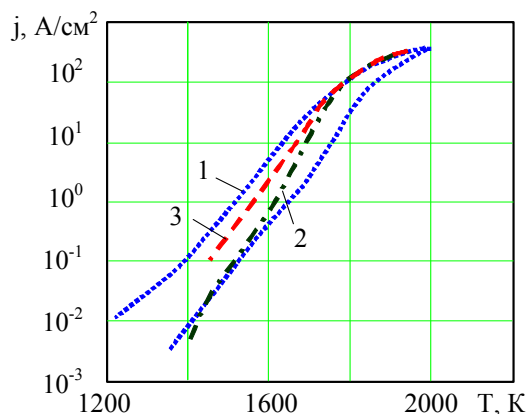


Рис. 5. Температурные зависимости плотности эмиссионного тока $76\%Ba_{0,5}Sr_{0,5}HfO_3 + 24\%W$:

- 1 – последний цикл активирования;
- 2 – после испытаний и 100 ч выдержки в холодном состоянии в высоком вакууме;
- 3 – после ~ 1 года контакта с воздухом

мелкодисперсным вольфрамом [12]. Действительно, полное восстановление состояния поверхности катода и его эмиссионных характеристик возможно только в том случае, когда высокая эмиссионная способность катода обусловлена адсорбцией атомов (ионов) бария (бария и кислорода) на сформированной поверхности катода. В этом случае реактивация эмиссионных свойств катодов после контакта с воздухом (в холодном состоянии) требует только их нагрева. Нагрев до высокой температуры (в нашем случае 1750... 1800 К) приводит к очистке уже

сформированной эмитирующей поверхности от «загрязнений» и формированию на ней адсорбированного слоя атомов (ионов) бария (бария и кислорода).

Еще одним, достаточно интересным результатом, полученным в процессе исследований, является наличие вакуумных пробоев межэлектродного промежутка. На рисунке 6 представлены осциллограммы плотности эмиссионного тока и анодного напряжения. Они свидетельствуют о наличии предпробойного состояния межэлектродного промежутка в конце измерительного импульса.

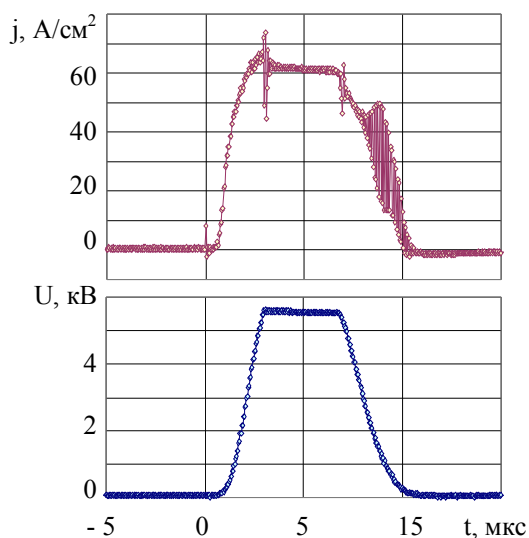


Рис. 6. Импульсы плотности эмиссионного тока и анодного напряжения, зарегистрированные при исследованиях эмиссионных свойств материалов ($T = 1680$ К)

Вакуумные пробои не являются чем-то необычным для эмиссионной электроники [13]. Они встречаются в системах с оксидным катодом, работающих при повышенных плотностях эмиссионного тока. Такие пробои и искрения оксидных катодов существенным образом ограничивают рабочие области плотности тока и температуры. Установлено, что причиной пробоев является повышенное содержание газов в межэлектродном промежутке, появляющихся за счет процессов, протекающих либо на катоде, либо на аноде.

В нашем случае катод выполнен из композиционного материала, обладающего высокой пористостью. При рабочих температурах в межэлектродном промежутке появляются продукты испарения катода: атомы (ионы) бария, кислорода, технологических примесей. В установившемся состоянии системы при постоянно работающем высоковакуумном насосе концентрация атомов и молекул газа в межэлектродном промежутке оказывается вполне определенной. Пробой промежутка происходит при определенных соотношениях между концентрацией атомов, величиной межэлектродного зазора и вели-

чиной анодного напряжения. Повышение концентрации атомов облегчает пробой промежутка. Следует заметить, что даже при импульсном режиме отбора тока при столь больших значениях плотностей токов ($\sim 100...300 \text{ А/см}^2$), будет происходить заметный дополнительный разогрев поверхностных слоев катода в течение импульса [14]. Такой разогрев сопровождается увеличением концентрации атомов и молекул в межэлектродном промежутке в течение импульса, что приводит к улучшению условий формирования пробоя. Именно этим можно объяснить наличие предпробойных неустойчивостей на заднем фронте импульса тока (рис. 6).

Наряду с этим нельзя исключать из рассмотрения процессы на аноде. Анод, расположенный достаточно близко к катоду ($\sim 1,5 \text{ мм}$), сорбирует на своей поверхности продукты испарения катода. При отборе импульса тока на анод за счет эмитированных электронов подводится достаточно большая плотность потока энергии. Без сомнения в течение импульса наблюдается интенсивный разогрев анода. Термодесорбция молекул и атомов, находящихся на нем, тоже приводит к увеличению концентрации молекул и атомов в межэлектродном промежутке, способствуя инициированию пробоя. Для разделения влияний катодных и анодных процессов на инициирование пробоя межэлектродного промежутка нужен специально поставленный эксперимент.

Выводы

Изучены термоэмиссионные свойства новых композиционных катодных материалов в системе $(x-1)\text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3 - x\text{W}$, где $x = 0,24; 0,40; 0,60$.

Показано, что данный класс материалов с эмиссионной точки зрения относится к эмиттерам, в которых эмиссионная активность обеспечивается барьером, адсорбированным на эмитирующей поверхности катода.

Установлено, что активирование эмиссионных свойств данных материалов достигается термоциклированием (3 – 4 цикла) в диапазоне температур 1400...1900 К с выдержкой при максимальной температуре в течение 5...10 мин. После активирования материалы обладают стабильными эмиссионными свойствами.

Наибольшей эмиссионной способностью из числа исследованных обладает материал состава $76\text{мас.}\% \text{Ba}_{0,5}\text{Sr}_{0,5}\text{HfO}_3 - 24\text{мас.}\% \text{W}$, который обеспечивает плотность эмиссионного тока, равную 393 А/см^2 при температуре 2000 К. Это соответствует эффективной работе выхода 2,40 эВ.

После контакта с воздухом в холодном состоянии в течение длительного времени (~ 1 года) не наблюдается необратимого отравления материала.

Полное восстановление эмиссионных свойств обеспечивается реактивированием с максимальной температурой в цикле, равной 1900 К.

Обнаружена склонность материалов к формированию вакуумных пробоев межэлектродного промежутка, что может быть связано с процессами, протекающими как на катоде, так и на аноде.

Изменения структуры поверхности композитов и обсуждение влияний этих изменений на эмиссионные свойства катодных материалов будут представлены во второй части статьи.

Авторы выражают искреннюю благодарность Е.К. Островскому за инициирование данных исследований.

Литература

1. *Investigation and application of impregnated scandate cathode [Text] / J.Li, S.Yua, W.Shao et al. // Appl. Surf. Sci. – 2003. – Vol. 215, № 1-4. – P.49 – 53.*
2. *Development of high current density cathodes with scandia-doped tungsten powders [Text] / Y.Wang, J.Wang, W.Lin et al. // IEEE Trans. Electron Devices. – 2007. – Vol. 54, № 5. – P. 1061 – 1074.*
3. *Review of LaB6, Re – W dispenser and BaHfO₃ – W cathode development [Text] / A.Taran, D.Voronovich, S.Plankovskyy et al. // IEEE Trans. Electron Devices. – 2009. – Vol. 56, № 5. – P. 760 – 765.*
4. *Electrode for discharge lamp [Text]: US Pat. 5880558: Int. Class HOJ 017/04 / K.-D.Bauer. – №847547; appl. 23.04.1997; publ. 24.04.1996.*
5. *Emission materials for discharge lamps and methode for manufacturing electrode structures with such materials [Text]: US Pat. 5744905: Int. Class HOI 1/62 / V.Mehrotra, H.S.Betrabet, D.R.Woodward et al.; Assignee: Philips Electronics North America Corporation, New York, N.Y. – №363182; appl. 23.12.1994; publ. 28.04.1998.*
6. *Высокоэффективный горячепрессованный эмиттер на основе гафната бария с вольфрамом и перспективы его использования в полом катоде [Текст] / А.А.Таран, Е.К.Островский, Н.В.Белан, А.И.Оранский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. - №8 (16). – С. 202 – 206.*
7. *Матеріал для термоелектронного катода [Текст]: деклараційний пат. на винахід 51550 (Україна): МПК 7 HOI 1/14 / А.О.Таран, Є.К.Островський, С.С.Орданьян (Україна); заявник і патентовласник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є.Жуковського «Харк. авіац. ін-т». - № 2002064776; заявл. 11.06.2002; надрук. 15.11.2002, Бюл. № 11. – 3 с.*
8. *Аишкинази, Л.А. Материалы электронных эмиттеров. Ч. II.: учеб. пособие [Текст] / Л.А.Аишкинази, В.С.Петров – М: Моск. гос. ин-т электроники и математики, 1997. – 68 с.*
9. *Thermionic properties of sintered Ba_xSr_{1-x}HfO₃ with tungsten [Electronic resource] / A. Taran, O. Kyslytsyn, S. Ordanjan, P. Komozynskiy // 12th European*

meeting on Ferroelectricity EMF 2011. – 2p. – Mode access: <http://www.icmcb-bordeaux.cnrs.fr/fichiers/booklet-EMF-2011.pdf>. – 20.04.2013.

10. Матеріал для термоелектронного катода [Текст]: пат. на винахід 97045 (Україна): МПК 7 H01J 1/00 / О.П.Кислицин, А.О.Таран, Є.К.Островський, С.С.Орданьян, П.А.Комозинський (Україна); заявник й патентовласник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.С.Жуковського «Харк. авіац. ін-т». – № а 2010 11383; заявл. 24.09.2010; надрук. 26.12.2011, Бюл. № 24. – 3 с.

11. Effect of tungsten on thermionic properties and structure in $Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3$ [Text] / A.Taran, O.Kyslytsyn, S.Ordanjan, P.Komozynskij // 4th Int. Symp. on Structure – Property Relationships in Solid State

Materials SPSSM – 4: Program & Abstract. – Bordeaux, France, 2012. – P. 56

12. Таран, А.А. Изменение структуры катодных материалов на основе $BaHfO_3 - W$ при импульсном токоотборе [Текст] / А.А.Таран, А.П.Кислицын // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №4 (101). – С. 95 – 99.

13. Мойжес, Б.Я. Физические процессы в оксидном катоде [Текст] / Б.Я.Мойжес. – М.: Наука, 1968. – 480 с.

14. Распределение температуры в активном слое оксидного катода при непрерывном и импульсном токоотборах [Текст] / А.П.Кислицын, С.Ю.Подгорский, А.А.Таран // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №3 (90). – С. 47 – 55.

Поступила в редакцию 24.09.2013, рассмотрена на редколлегии 9.10.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. теоретической механики, машиноведения и робототехнических систем Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ КОМПОЗИЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ НА ОСНОВІ $Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3$ З ВОЛЬФРАМОМ. ЧАСТИНА 1. ТЕРМОЕМІСІЙНІ ВЛАСТИВОСТІ

О.П. Кислицин, А.О. Таран, П.А. Комозинський, С.С. Орданьян

Наведено результати дослідження термоемісійних властивостей композиційних матеріалів у системі $(x - 1)(Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3) + xW$. Зразки було виготовлено стандартними методами порошкової металургії. Встановлено, що для отримання стабільних емісійних властивостей ці матеріали потребують активування. Найбільш високі емісійні властивості, які забезпечують густину емісійного струму на рівні 393 A/cm^2 при температурі 2000 К, належать матеріалу $76\text{мас.}\%Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3 - 24\text{мас.}\%W$. У матеріалів не виявлено необоротного погіршення емісійних властивостей після тривалих контактів з повітрям у холодному стані.

Ключові слова: катод, гафнат барію-стронцію, активування емісійних властивостей, робота виходу електрона, густина струму емісії, температурна залежність.

INVESTIGATIONS OF THE COMPOSITE MATERIAL BASED ON $Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3$ WITH TUNGSTEN. PART 1. THERMIONIC PROPERTIES

O.P. Kyslytsyn, A.A. Taran, P.A. Komozynskij, S.S. Ordanjan

Investigations results of thermionic properties for the composite materials in the system $(x - 1)(Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3) + xW$ are represented. The samples were obtained by standard methods of powder metallurgy. It is established that given materials are needed in the activation. Material $76\text{mas.}\%(Ba_{0.5}Sr_{0.5}HfO_3) - 24\text{mas.}\%W$ is characterized by most high emission properties with thermionic current density 393 A/cm^2 at temperature 2000 K. The irreversible degradations of the emission properties didn't observed after contacts of composite materials with air in the cold state.

Key words: cathode, barium-strontium hafnate, emission properties activation, electron work function, emission current density, temperature dependence.

Кислицын Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: apkyslytsyn@mail.ru.

Таран Анатолий Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

Комозинский Петр Адамович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Орданьян Сергей Семенович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. химической технологии тонкой технической керамики, Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Санкт-Петербург, Россия, e-mail: ceramic-department@yandex.ru.

УДК 629.7.02

А.Л. МАКАРОВ¹, А.М. ПОТАПОВ¹, В.А. КОВАЛЕНКО¹, А.В. КОНДРАТЬЕВ²¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОРПУСА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА СКАНЕРА ВЫСОКОЙ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изложены основные аспекты анализа прочности и стойкости углепластикового корпуса сканера высокой разрешающей способности в составе космического аппарата к внешним воздействиям среды эксплуатации. Проведенные исследования напряженно-деформированного состояния объекта выявили соответствие его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды эксплуатации агрегата. Отмечается, что на последующих этапах разработки корпуса при уточненных физико-механических и прочностных характеристиках углепластика целесообразно уделить внимание возможностям снижения массы при увеличении параметров жесткости конструкции, обеспечивающим запас размеростабильности в условиях эксплуатации.

Ключевые слова: корпуса сканера высокой разрешающей способности, термостабильность, углепластик, несущая способность, жесткость, прочность.

Введение

В нашей публикации [1] изложены основные аспекты опытной конструктивно-технологической разработки термостабильного корпуса высокой разрешающей способности (СВРС) для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата (КА) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) – углепластиков. Конструкция корпуса СВРС является одним из типов космических размеростабильных конструкций [2 – 4], так как оптические приборы в космосе должны сохранять положение своей оси с высокой степенью точности, гарантирующей высокую степень разрешения при наблюдении за объектами.

Постановка задачи

Для определения перечня необходимых технических решений и мероприятий по технологии изготовления, видам и типам испытаний для подтверждения выполнения требований по надежности представляется актуальным проведение анализа прочности и стойкости корпуса СВРС к внешним воздействиям.

Конструкция корпуса СВРС состоит из корпуса и съемной плиты. В свою очередь корпус включает в себя короб и стенку.

Короб представляет собой монолитную конструкцию, состоящую из пяти граней прямоугольного параллелепипеда размерами 710 × 610 × 445 мм с вырезами. Толщина боковых граней составляет

18 мм, а торцевой – 20 мм.

Со стороны «открытой» части короба на винтах устанавливается стенка с вырезом, который закрывается плитой. Толщина стенки равна 20 мм, а плиты – 30 мм. На трех боковых гранях короба имеются титановые кронштейны, служащие для крепления корпуса СВРС.

Материал корпуса и плиты – углепластик на основе угольных волокон марки ТС 36S-12K с эпоксидным связующим марки ЭДТ-10. Материал кронштейнов – титановый сплав ВТ-6.

На рис. 1 приведена схема корпуса сканера без плиты и навесных элементов.

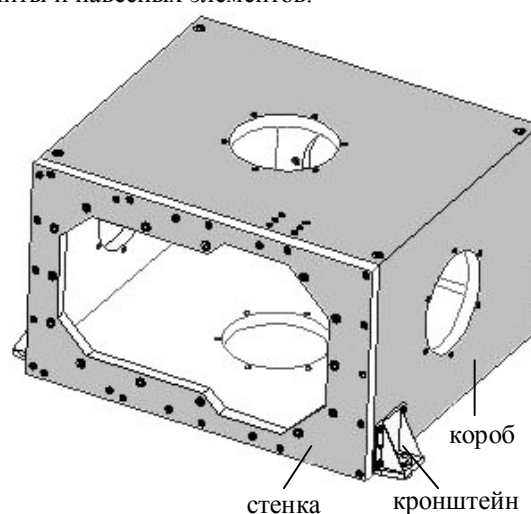


Рис. 1. Схема корпуса сканера высокой разрешающей способности

Корпус в составе СВРЗ должен сохранять прочность, жесткость и геометрические параметры при воздействии на него линейных перегрузок до $n = 8,5$ в трех взаимно перпендикулярных направлениях и после циклического изменения температуры от минус 150 до плюс 150°C

Результаты исследований

В настоящее время в области создания деталей и узлов агрегатов ракетно-космической техники из композиционных материалов разработаны основные принципы их оптимального проектирования [5 – 9], инженерные методы расчета конструкций с использованием компьютерной техники и современных программных комплексов, позволяющие на этапах разработки эскизного проекта проводить расчеты в целях подтверждения обеспечения несущей способности конструкций, например [10 – 15].

Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) корпуса СВРЗ проведен с помощью комплекса программ конечно-элементного анализа ANSYS.

Коэффициент безопасности в соответствии с ОСТ 92-8832 принят равным $f = 1,3$. При расчетах на прочность для углепластика введен дополнительный коэффициент $k = 1,2$, являющийся множителем к коэффициенту безопасности.

Корпус СВРЗ и плита были разбиты на конечные элементы, и к ним были добавлены навесные элементы с массой и положением центра масс, соответствующими моделируемым элементам.

Материал конструкции корпуса СВРЗ считался ортотропным.

В расчетной схеме корпус, плита, кронштейны и бленда были представлены оболочечными элементами SHELL63, навесные детали – объемными элементами SOLID45. В местах контакта кронштейнов с коробом были введены контактные поверхности с элементами CONTA174 и TARGE170.

Конечно-элементная модель корпуса СВРЗ без навесных элементов показана на рис. 2.

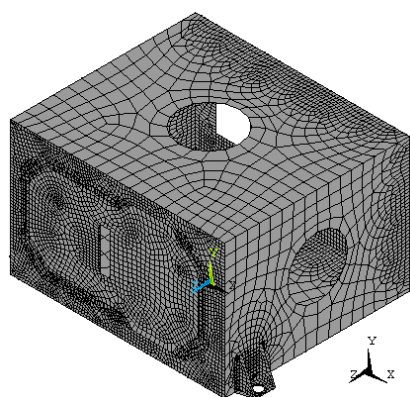


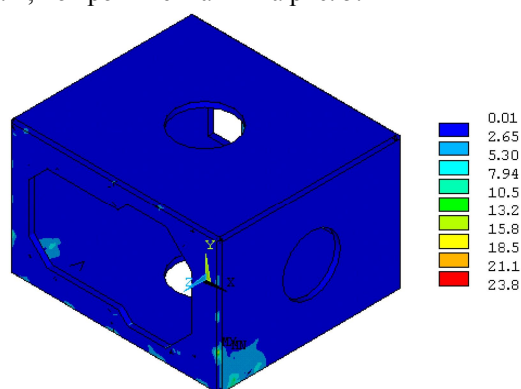
Рис. 2. Конечно-элементная модель корпуса СВРЗ без навесных элементов

Опираение корпуса СВРЗ осуществлялось по трем кольцевым поверхностям, расположенным на опорных кронштейнах.

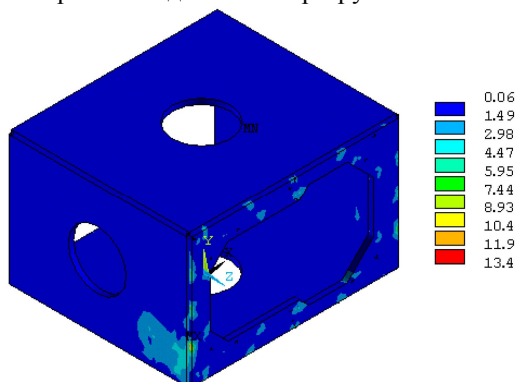
Нагрузки на модель были заданы в виде инерционных сил, пропорциональных массе рассчитываемой модели и перегрузке, действующей на конструкцию.

Для оценки прочности конструкции корпуса СВРЗ использовался критерий Мизеса, который определял момент исчерпания несущей способности сравнением величины эквивалентных напряжений $\sigma_{\text{ЭКВ}}$ с предельной для используемого материала.

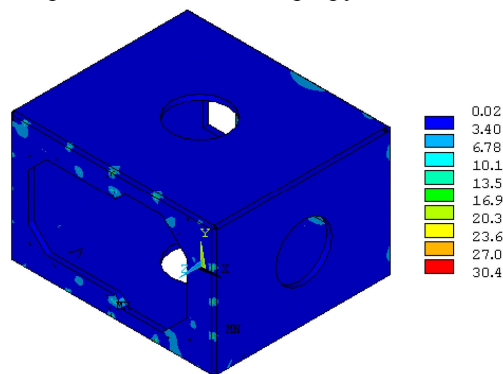
Картини распределения эквивалентных напряжений по корпусу показаны на рис. 3, по плите – на рис. 4, по кронштейнам – на рис. 5.



направление действия перегрузки по оси X



направление действия перегрузки по оси Y



направление действия перегрузки по оси Z

Рис. 3. Картини распределения эквивалентных напряжений по корпусу, МПа

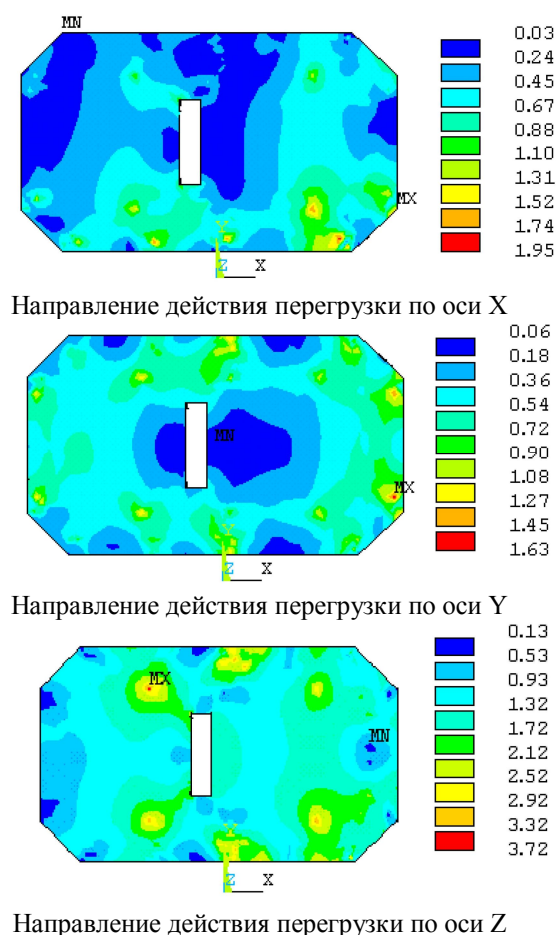


Рис. 4. Картины распределения эквивалентных напряжений в плите, МПа

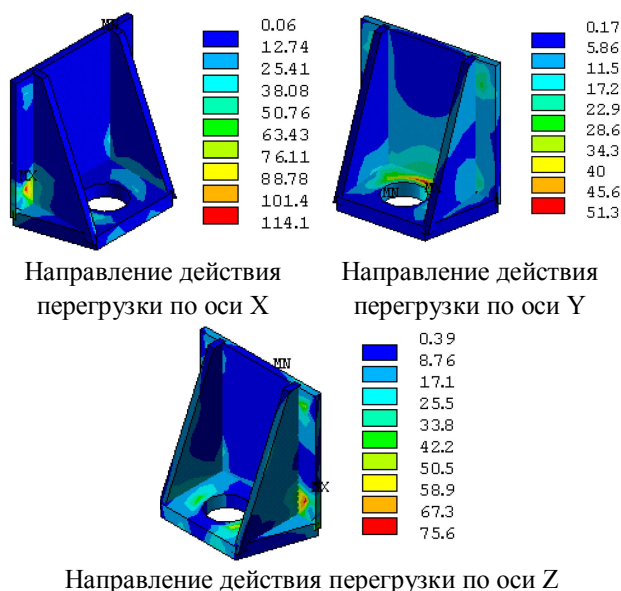


Рис. 5. Картины распределения эквивалентных напряжений по кронштейнам, МПа

Из рис. 3 – 5 видно, что максимальные напряжения в корпусе СВРС равны 30,4 МПа, в плите – 3,72 МПа, в кронштейнах – 114,1 МПа.

Коэффициенты запаса прочности для корпуса и плиты определяли по формуле

$$\eta = \frac{\sigma_p}{k\sigma_{\text{экв}}} > 10, \quad (1)$$

где σ_p – предел прочности однонаправленного углепластика на разрыв.

Для кронштейнов минимальный коэффициент запаса прочности определяли по формуле

$$\eta = \frac{\sigma_b}{\sigma_{\text{экв}}} = 8, \quad (2)$$

где σ_b – предел прочности титанового сплава ВТ-6.

Как видно из рис. 3, при действии перегрузки в направлении оси X максимальные напряжения действуют в точке соединения стенки с коробом.

Для более детального исследования НДС соединения указанных деталей была синтезирована уточненная конечно-элементная модель, показанная на рис. 6. Созданная модель представляет собой четвертую часть короба, к которой присоединена половина стенки и кронштейн. Все конечные элементы, входящие в расчетную схему, – десятиузловые элементы SOLID92.

По торцам короба были наложены граничные условия по всем трем осям, а на узлы опорной поверхности кронштейна были наложены связи в направлении оси Y, заключающиеся в том, что все перемещения узлов в этом направлении равны между собой.

В центре опорной поверхности кронштейна были приложены три сосредоточенные силы, вычисленные при расчете корпуса на действие перегрузки в направлении оси X (рис. 6).

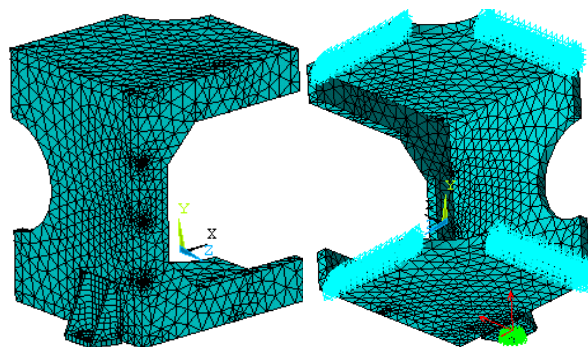


Рис. 6. Уточненная конечно-элементная модель фрагмента корпуса и принятые граничные условия

В результате расчета были определены компоненты НДС конструкции СВРС.

Наиболее критичным местом с точки зрения прочности является та зона корпуса, где вклеена втулка для крепления стенки, поскольку может произойти расслоение композита. Картина распределения напряжений в этой зоне по направлению оси X приведена на рис. 7.

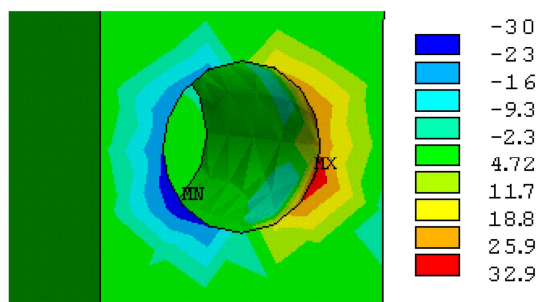


Рис. 7. Картина распределения напряжений в зоне отверстия для крепления стенки к коробу по направлению оси X, МПа

Как видно из приведенного рисунка, максимальные нормальные напряжения $\sigma_x = 32,9$ МПа. Поскольку прочность монослоя углепластика на разрыв гораздо больше, чем у эпоксидного связующего ЭДТ-10, разрушающее напряжение разрыва которого равно $\sigma_p = 40$ МПа, то расслоение может произойти по связующему. В связи с этим коэффициент запаса прочности определялся по разрушающему напряжению для эпоксидного связующего ЭДТ-10.

Коэффициент запаса прочности рассматриваемой зоны короба

$$\eta = \frac{\sigma_p}{k\sigma_x} = 1. \quad (3)$$

По результатам расчета прочность конструкции корпуса СВРС достаточна.

Для расчета жесткостных характеристик использовалась та же конечно-элементная модель корпуса СВРС, что и для расчета на прочность.

Для определения жесткостных характеристик к конструкции прикладывалась единичная перегрузка поочередно в трех взаимно перпендикулярных направлениях, и определялись перемещения посадочных мест оптических элементов.

Результаты расчета приведены в табл. 1. По результатам расчета максимальные линейные перемещения посадочных мест оптических элементов равны 0,01 мм, а угловые – 6,5 угл. с при действии единичной перегрузки в направлении оси Z.

При действии единичной перегрузки по направлению других осей линейные и угловые перемещения имеют меньшую величину.

Таким образом, требования технического задания на создание корпуса сканера высокой разрешающей способности, согласно которому линейные перемещения не должны превышать 0,01 мм, а угловые – 30 угл. с, выполняются.

Таблица 1

Перемещения посадочных мест оптических элементов при действии единичных перегрузок в трех взаимно перпендикулярных направлениях

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм	Поворот относительно оси X, угл. с	Поворот относительно оси Y, угл. с	Поворот относительно оси Z, угл. с
При действии единичной перегрузки в направлении оси X						
Зеркало 1	-0,005	0,001	0,000	-0,7	-0,6	0,8
Зеркало 2	-0,004	0,000	0,000	-0,9	3,4	2,0
Зеркало 3	-0,005	0,000	-0,001	-0,8	-0,1	0,8
Зеркало 4	-0,004	-0,002	0,000	-0,7	-1,4	1,8
Призмный блок	-0,005	0,000	0,000	-0,7	-1,0	0,7
Клиновой компенсатор	-0,005	0,000	-0,001	-0,7	-1,2	0,7
При действии единичной перегрузки в направлении оси Y						
Зеркало 1	0,000	-0,002	0,000	1,3	0,0	0,2
Зеркало 2	0,000	-0,001	0,000	-3,2	0,0	0,3
Зеркало 3	0,000	-0,003	0,000	1,2	0,1	0,0
Зеркало 4	0,000	-0,001	0,000	-3,1	-0,2	0,2
Призмный блок	0,000	-0,003	0,000	1,4	0,0	0,1
Клиновой компенсатор	0,000	-0,003	0,000	1,5	0,0	0,1
При действии единичной перегрузки в направлении оси Z						
Зеркало 1	0,000	-0,002	0,010	3,3	0,3	-0,1
Зеркало 2	0,002	0,001	0,009	6,5	6,1	-1,8
Зеркало 3	0,000	-0,002	0,008	3,2	-3,1	-0,1
Зеркало 4	0,002	0,003	0,009	5,0	-6,3	-1,8
Призмный блок	0,000	-0,002	0,010	3,2	-0,9	-0,1
Клиновой компенсатор	0,000	-0,002	0,010	3,2	-1,0	-0,1

Расчет собственных частот конструкции корпуса СВРС проводился методом конечных элементов по той же схеме, что и расчет на прочность.

В результате расчета были определены нижняя собственная частота, которая составила 147 Гц, и форма колебаний на этой частоте.

Форма колебаний корпуса СВРС на нижней собственной частоте приведена на рис. 8. По результатам расчета требования технического задания, согласно которому резонансные частоты корпуса СВРС должны быть не ниже 25 Гц, выполняются.

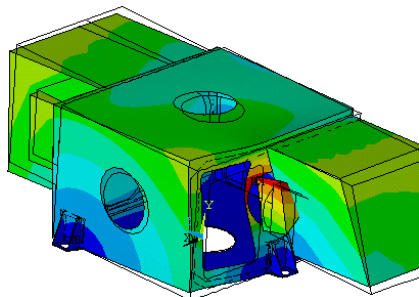


Рис. 8. Форма колебаний корпуса СВРС на частоте 147 Гц

Для расчета температурного НДС была создана конечно-элементная модель (рис. 9), включающая в себя только углепластиковые детали и состоящая из объемных элементов SOLID45.

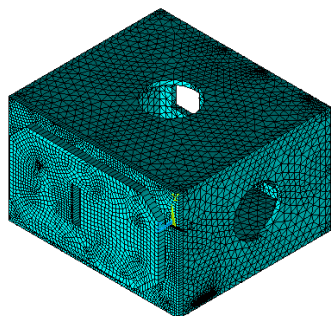


Рис. 9. Конечно-элементная модель корпуса СВРС для определения температурного НДС

Расчет температурного НДС проводился относительно посадочной плоскости зеркала 1. Для этого были заданы следующие граничные условия. Согласно схеме плиты (рис. 10) в точках поз. 1, 2, 3, 4 были наложены ограничения на перемещения по оси Z; в точках поз. 4, 5 – по осям X и Y; в точке 5 – по оси Y.

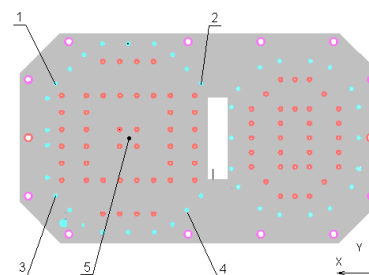


Рис. 10. Схема плиты для задания граничных условий при расчете температурного НДС

Температура на элементах корпуса при натурной работе задавалась на их поверхностях согласно исходным данным, при этом перепад температуры по толщине стенки короба, на которой установлены зеркала 2 и 4, составлял 0,4°C. Для остальных элементов корпуса перепад был принят равным 0,3°C.

На плите и стенке короба, на которой установлены зеркала 2 и 4, температура внутренних поверхностей корпуса была выше, а на остальных элементах конструкции – ниже.

Для расчета температуры во всех промежуточных узлах конечно-элементной модели структурные элементы были преобразованы в температурные и решена температурная задача.

В результате расчета было определено поле распределения температур по корпусу, приведенное на рис. 11.

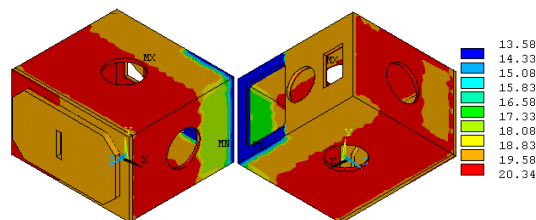


Рис. 11. Поле распределения температур по корпусу, °C

Затем был проведен структурный анализ, для которого температурные элементы снова были преобразованы в структурные, а узловые температуры записаны в файл нагрузок.

После проведения структурного анализа были получены температурные деформации посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Температурные деформации посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для рабочего поля температур

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм	Поворот относительно оси X, угл. с	Поворот относительно оси Y, угл. с	Поворот относительно оси Z, угл. с
Зеркало 2	-0,00052	-0,00015	0,00150	-0,021	-0,086	0,134
Зеркало 3	0,00028	-0,00021	0,00040	-0,004	0,670	0,156
Зеркало 4	-0,00030	-0,00028	0,00121	0,028	-0,535	0,115

На рис. 12 показаны линейные перемещения корпуса в направлении осей X, Y и Z относительно посадочной плоскости зеркала 1.

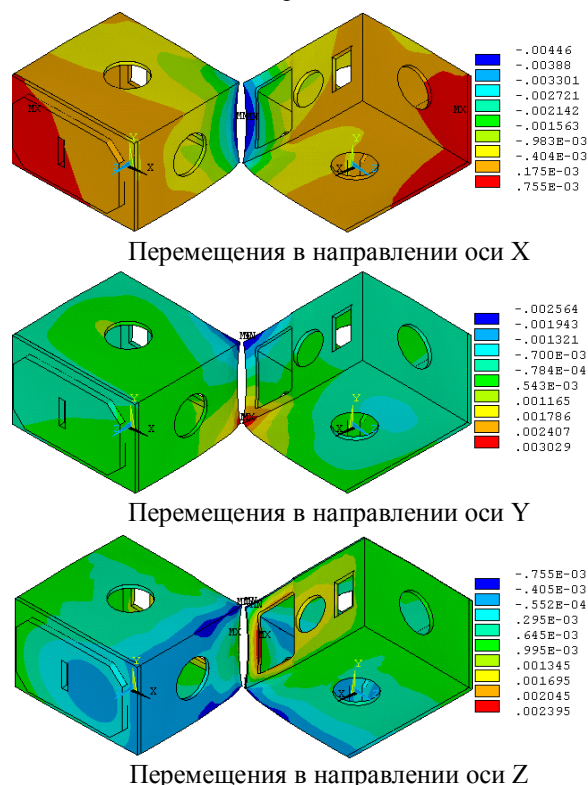


Рис. 12. Линейные перемещения корпуса (мм) в трех взаимно перпендикулярных направлениях относительно посадочной плоскости зеркала 1 для рабочего поля температур

Из табл. 2 следует, что требования технического задания на создание корпуса СВРС, согласно которому линейные перемещения не должны превышать 0,01 мм, а угловые – 30 угл. с., выполняются.

В табл. 3 приведены относительные перемещения двух противоположных точек крепления каждого оптического элемента для случаев транспортирования корпуса (при температуре минус 40°C и плюс 50°C).

Таблица 3

Относительные перемещения двух противоположных точек крепления оптических элементов для случаев транспортирования корпуса

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм		Смещение по оси Y, мм	
	-40°C	50°C	-40°C	50°C
Зеркало 1	-0,022	0,028	-0,026	0,033
Зеркало 2	-0,012	0,015	-0,014	0,018
Зеркало 3	-0,018	0,023	-0,021	0,026
Зеркало 4	-0,012	0,015	-0,012	0,015
Призмный блок	-0,023	0,029	-0,018	0,023
Клиновой компенсатор	-0,016	0,020	-0,013	0,016

Из табл. 3 следует, что при транспортировании могут возникнуть существенные смещения противоположных точек крепления зеркал, что допустимо, но при переходе в рабочий диапазон температур (20 ± 5)°C зеркала не должны оставаться возле этих крайних положений, а в допустимых пределах центрироваться. Это должно обеспечиваться конструкцией крепления зеркал.

В табл. 4 приведены линейные перемещения посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для случая настройки корпуса СВРС при изменении температуры с плюс 15 до плюс 25°C.

Таблица 4

Линейные перемещения посадочных плоскостей зеркал относительно центра посадочной плоскости под зеркало 1 для случая настройки корпуса СВРС при изменении температуры с +15 до +25°C

Элемент конструкции	Смещение по оси X, мм	Смещение по оси Y, мм	Смещение по оси Z, мм
Зеркало 2	-0,0027	0,0023	-0,0127
Зеркало 3	-0,0056	0,0047	0,0000
Зеркало 4	-0,0064	0,0054	-0,0127

Из табл. 4 следует, что полученное значение смещения зеркал 2 и 4 по оси Z, равное 0,0127 мм, несколько превышает допустимое значение (0,01 мм) при заданном рабочем температурном диапазоне (20 ± 5)°C по техническому заданию.

Корпус СВРС должен нормально функционировать и сохранять свои технические характеристики при воздействии факторов космического пространства в соответствии с техническим заданием:

- после изменения давления от нормального атмосферного до $1,33 \times 10^{-7}$ Па;
- при температуре корпуса СВРС (20 ± 5)°C;
- при воздействии космических излучений;
- при воздействии потока атомарного кислорода $6,7054 \cdot 10^{21}$ см⁻²;
- при воздействии электромагнитного излучения Солнца с плотностью потока от 1321,6 до 1412,9 Вт·м⁻²;
- при воздействии метеоритов и орбитальных осколков.

ПКМ обладают более высокой стойкостью к воздействию микрочастиц по сравнению с традиционными алюминиевыми сплавами, поскольку имеют более высокую прочность. Дополнительную защиту от микрометеоритов и орбитальных осколков будут создавать чехлы экрановакуумной тепловой изоляции. Можно утверждать, что при прочих равных условиях глубина проникновения микрочастиц в углепластиковые конструкции будет меньше, чем для алюминиевых сплавов.

Выводы

1. Проведенный анализ НДС углепластикового СВРС для космической аппаратуры, выполненный с использованием программного комплекса конечно-элементного анализа ANSYS, выявил соответствие его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды эксплуатации агрегата.

2. На последующих этапах разработки корпуса СВРС при уточненных физико-механических и прочностных характеристиках углепластика целесообразно уделить внимание возможностям снижения массы при увеличении параметров жесткости конструкции, обеспечивающих запас размеростабильности в условиях эксплуатации.

Литература

1. Каркас сканера высокой разрешающей способности из углепластика для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата [Текст] / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (73). – К., 2013. – С. 40 – 51.

2. Композиционные материалы в разработках ГП «КБ Южное» [Текст] / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, Ю.Г. Артеменко и др. // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 30 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 7–11 июня 2010 г. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – К., 2010. – С. 111 – 119.

3. Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины: сб. статей. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.

4. Исследование терморазмеростабильности ферменных конструкций космических аппаратов [Текст] // В.А. Коваленко, И.В. Малков, Г.В. Сыровой и др. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(66). – К., 2011. – С. 20 – 34.

5. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 5(82). – С. 14 – 20.

6. Кондратьев, А.В. Концепция оптимального проектирования изделий авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Кондратьев // Системні технології:

регіональний міжвузів. зб. наук. праць. – Вып. 4 (75). – Днепропетровск, 2011. – С. 28 – 34.

7. Выбор рациональных параметров элементов конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.В. Гайдачук, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 54. – К., 2012. – С. 5 – 13.

8. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers [Text] / V. Slyvyns'kyu, V. Gajdachuk, V. Kirichenko, A Kondratiev // 62-nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3 - 7 October 2011. – Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 9. – P. 5701 – 5710.

9. К вопросу проектирования сверхлегких панелей солнечных батарей [Текст] / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко и др. // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 156 – 157.

10. Анализ схем армирования несущих слоев и рационального распределения материала в композитной панели солнечной батареи с сотовым заполнителем [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 98 – 111.

11. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, Е.В. Танчик, В.И. Сливинский, А.П. Кушнарев, В.А. Коваленко // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 91 – 97.

12. Расчет композитной панели солнечной батареи с сотовым заполнителем при различных случаях ее нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, В.И. Сливинский, В.А. Коваленко, В.И. Кузоро // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2011. – С. 40 – 53.

13. Модель сетчатой конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, М.А. Шевцова и др. // Открытые

информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 58. – Х., ХАИ, 2013. – С. 89 – 97.

14. Оценка несущей способности композитного фитинга системы разделения отсеков ракет-носителей [Текст] / А.В. Дегтярев, А.П. Кушнарев, В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. ГП «Конструкторское

бюро «Южное» им. М.К. Янгеля». – Вып. 1. – Днепропетровск: 2013. – С. 18 – 21.

15. Коваленко, В.А. Исследование температурного напряженно-деформированного состояния композитных панелей при различной степени термодинамической неустойчивости их структуры [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.А. Кичка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (70). – Х., 2012. – С. 20 – 33.

Поступила в редакцию 15.03.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, глав. науч. сотр. В.И. Сливинский, ПАО «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения», Днепропетровск.

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ КОРПУСУ З ВУГЛЕПЛАСТИКА СКАНЕРА ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ ДЛЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

О.Л. Макаров, О.М. Потапов, В.О. Коваленко, А.В. Кондратьев

Викладено основні аспекти аналізу міцності й стійкості вуглепластикового корпусу сканера високої роздільної здатності у складі космічного апарату до зовнішніх впливів середовища експлуатації. Проведені дослідження напружено-деформованого стану об'єкту виявили відповідність його конструкції вимогам технічного завдання для регламентованих силових і температурних діянь середовища експлуатації агрегату. Зазначено, що на наступних етапах розроблення корпусу при уточнених фізико-механічних і міцнісних характеристиках вуглепластика доцільно приділити увагу можливостям зниження маси при збільшенні параметрів жорсткості конструкції, що забезпечують запас розміростабільності в умовах експлуатації.

Ключові слова: корпус сканера високої роздільної здатності, термостабільність, вуглепластик, несуча здатність, жорсткість, міцність.

ANALYSIS OF THE STRESS-STRAIN STATE OF CFRP CASE FOR SPACECRAFT SCANNER WITH HIGH RESOLUTION

A.L. Makarov, A.M. Potapov, V.A. Kovalenko, A.V. Kondratyev

The basic aspects of the strength and stability analysis of CFRP case for scanner with high resolution as a part of spacecraft under the external influences of the operating environment were presented. The design compliance with the technical conditions for the regulated force and temperature influences of the aggregate operating environment were identified by the study of the stress-strain state of the object. The possibility of the weight reducing by increasing the rigidity parameters of construction, which provide size-stability reserve under operating conditions, would be appropriate to assess at the subsequent stages of case designing during refining physical, mechanical and strength characteristics of CFRP.

Keywords: case for scanner with high-resolution, thermal stability, CFRP, load bearing capacity, rigidity, strength.

Макаров Александр Леонидович – канд. техн. наук, главный конструктор и начальник проектно-конструкторского бюро космических аппаратов, систем измерений и телекоммуникаций, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Коваленко Виктор Александрович – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

УДК 539.4:517.958:629.7.02

С.А. ХАЛИЛОВ, В.Б. МИНТЮК, Д.А. ТКАЧЕНКО

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

**ПРИБЛИЖЁННОЕ АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ БИГАРМОНИЧЕСКОЙ
ПРОБЛЕМЫ В ПРЯМОУГОЛЬНИКЕ ПРИ ОДНОРОДНЫХ ГЛАВНЫХ
КРАЕВЫХ УСЛОВИЯХ НА ДВУХ ПРОТИВОПОЛОЖНЫХ СТОРОНАХ
И ПРОИЗВОЛЬНЫХ – НА ДВУХ ДРУГИХ**

Предложено приближённое аналитическое решение для краевых задач в прямоугольнике с бигармоническим оператором, на двух противоположных сторонах которого заданы условия типа Дирихле, а на двух других – краевые условия произвольны. Решение строится проекционным методом с помощью линейно независимой и полной системы ортонормированных функций, первые и вторые производные которых квазиортогональны в соответствующем функциональном пространстве. Погрешность аналитического решения связана со степенью неортогональности названных производных применяемых функций. Апостериорный анализ точности доставляемых решений показал, что эти решения для рассмотренных шести краевых задач мало отличаются от так называемых «критериальных» решений, ранее построенных авторами. Дано сравнение результатов предлагаемых решений с результатами, полученными по методу конечного элемента. Сделаны соответствующие выводы.

Ключевые слова: бигармонический оператор, однородные главные краевые условия, приближённое аналитическое решение, апостериорный анализ поточечной сходимости и её априорная оценка.

Введение

Существует обширный класс задач естествознания, описываемых дифференциальным уравнением (уравнениями) в частных производных, содержащим бигармонический оператор. Таковыми, например, являются краевые задачи теории пластин и оболочек, в которых он является старшим. Корректная постановка краевых задач для полигармонического оператора в n -мерной области подробно исследована в работах академика С.Л. Соболева [1, 2]. К сожалению, точные решения означенных краевых задач можно получить только в редких «счастливых» случаях. К ним не относится краевая задача с простейшими условиями типа Дирихле, хотя именно эта задача представляет особый интерес при моделировании работы тонкостенных пространственных систем, в состав которых входят гладкие и подкреплённые пластины и оболочки, являющиеся основными несущими элементами отмеченных систем, включая, прежде всего, конструкции авиационно-космической техники.

При анализе таких систем даже самые современные численные методы (например, метод конечного элемента) не обеспечивают необходимую точность получаемых результатов. Поэтому на первый план выдвигается проблема построения аналитических (хотя и приближённых) решений, обладающих требуемой для практики точностью, что может быть

достигнуто, например, применением тех или иных вариационных принципов и соответствующих им прямых методов. Апостериорный анализ точности приближённых аналитических решений может быть проведен лишь в тех случаях, когда известны так называемые «критериальные» (численные или аналитико-численные) решения, полностью исследованные в смысле не только точности, но и устойчивости, и сходимости. Построению таких решений двумерной бигармонической проблемы в прямоугольной области посвящена работа авторов [3], в которой получены аналитико-численные решения с наперёд заданной точностью. Подобные критериальные решения весьма эффективны при анализе отдельных элементов системы, поскольку не стеснены общим числом неизвестных (обычно – достаточно большим) и позволяют обеспечить требуемую точность решений и их частных производных до нужного порядка. Однако эти решения теряют свою эффективность при анализе систем, так как требуют введения очень большого числа неизвестных для достижения необходимой точности, хотя число этих неизвестных всё же намного меньше, чем в методе конечного элемента.

В связи с этим возникает важная проблема построения приближённых, но аналитических решений, вполне пригодных к эффективному применению в анализе систем. Один из вариантов такого решения дан в работе авторов [4], в которой иско-

мое решение представлено в двойных рядах по специальному семейству координатных функций. Там же дан подробный анализ точности в сравнении с ранее полученным критериальным решением [3]. Указанные двойные ряды, обладая прекрасной сходимостью, начинают терять это свойство при дифференцировании. Исходя из этого, в данной работе ставится задача получения приближённых аналитических решений в одинарных рядах, которые обеспечивали бы быструю сходимость не только искомым функциям, но и их производных до требуемого порядка.

1. Постановка задачи и построение приближённого аналитического решения в одинарных рядах

Решаются краевые задачи в прямоугольной области

$$\Omega = \{(x, y) : -1 < x < 1; -1 < y < 1\},$$

описываемые дифференциальным уравнением

$$Aw \equiv \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2\lambda^2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \lambda^4 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \frac{qa^4}{D} \quad (1)$$

и комбинацией краевых условий, оговоренных ниже.

В уравнении (1) приняты обозначения: $w(x, y)$ – искомая функция; $\lambda = a/b$ – параметр удлинения; $2a, 2b$ – размеры пластины в плане; $q(x, y)$ – функция давления из класса $L_2(\Omega)$ (это

требование можно ослабить); $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ – ци-

линдрическая жёсткость пластины постоянной толщины h ; E, ν – модуль упругости и коэффициент Пуассона материала пластины соответственно.

Краевые условия на сторонах $x = \pm 1$ одни и те же для всех рассматриваемых задач, а именно:

$$w = \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \quad (\text{жёсткая заделка}). \quad (2)$$

На сторонах $y = -1$ и $y = +1$ – ставится одна из пар краевых условий:

$$w = \frac{\partial w}{\partial y} = 0 \quad (\text{жёсткая заделка}), \quad (3)$$

$$w = \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad (\text{свободное опирание}), \quad (4)$$

$$\left(\lambda^2 \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) = \left(\lambda^2 \frac{\partial^3 w}{\partial y^3} + (2-\nu) \frac{\partial^3 w}{\partial y \partial x^2} \right) = 0 \quad (5)$$

(свободный край).

Рассматриваемые варианты схем по типам краевых задач показаны на рис. 1.

Следует отметить, что численные решения третьей и четвертой краевых задач в литературе полностью отсутствуют. Они не нашли место и в известной монографии [5]. Для второй краевой задачи существует известное точное решение в одинарных тригонометрических рядах (решение Мориса Леви). Это как раз один из немногих «счастливых» случаев. В остальных же случаях речь может идти только о получении приближённых решений.

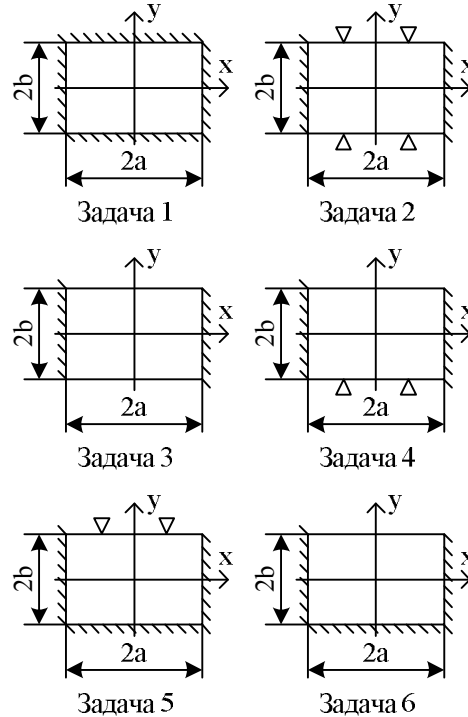


Рис. 1. Схемы опирания пластины:

//// - жёсткая заделка;
 $\Delta \Delta$ - свободное опирание;
 — - свободный край.

Необходимые для апостериорного анализа точности предлагаемых ниже приближённых решений критериальные решения отыскиваются с использованием принципа минимума полной потенциальной энергии пластины, реализуемого методом Рэлея-Ритца. При этом привлекаются системы координатных функций $\varphi_{mn}(x, y) = M_m^{(1)}(x) M_n^{(j)}(y)$, $j = 1 \dots 6$, построенные в работе [6]. Они выражаются через многочлены Лежандра $P_k(z)$, $z \in [-1; 1]$, $k = 0, 1, 2, \dots$. Координатная система $\varphi_{mn}(x, y)$ отвечает основным требованиям, предъявляемым к таким системам [7, 8]. Каждая из функций, входящих в $\varphi_{mn}(x, y)$, удовлетворяет краевым условиям на сторонах пластины $x = \pm 1$, а также на сторонах $y = \pm 1$, если эти условия главные. При наличии естественных краевых условий при $y = +1$ и (или) $y = -1$ (задачи 3-6) последние

выполнять необязательно. Ниже приводятся шесть систем таких функций, привлекаемых для получения критериальных решений шести краевых задач (рис. 1) соответственно:

$$M_k^{(1)}(z) = P_{k+4}(z) - \frac{2(2k+5)}{2k+3} P_{k+2}(z) + \frac{(2k+7)}{2k+3} P_k(z), \quad (6)$$

$$M_k^{(1)}(\pm 1) = M_k^{(1)'}(\pm 1) = 0;$$

$$M_k^{(2)}(z) = P_{k+4}(z) + \frac{(k+3)(k+4)(2k+7)}{(k+1)(k+2)(2k+3)} P_k(z) - \frac{2(2k+5)(k^2+5k+9)}{(k+1)(k+2)(2k+3)} P_{k+2}(z), \quad (7)$$

$$M_k^{(2)}(\pm 1) = M_k^{(2)''}(\pm 1) = 0;$$

$$M_k^{(3)}(z) = P_k(z); \quad (8)$$

$$M_k^{(4)}(z) = P_{k+1}(z) + P_k(z), \quad (9)$$

$$M_k^{(4)}(-1) = 0;$$

$$M_k^{(5)}(z) = P_{k+4}(z) + \frac{(2k+7)}{(k+2)^2} (P_{k+1}(z) - P_{k+3}(z)) + \frac{(2k+7)(k+3)^2}{(2k+3)(k+2)^2} P_k(z) - \frac{(2k+5)(2k^2+10k+15)}{(2k+3)(k+2)^2} P_{k+2}(z), \quad (10)$$

$$M_k^{(5)}(\pm 1) = M_k^{(5)'}(-1) = M_k^{(5)''}(1) = 0;$$

$$M_k^{(6)}(z) = P_{k+2}(z) + \frac{2k+3}{k+1} P_{k+1}(z) + \frac{k+2}{k+1} P_k(z), \quad (11)$$

$$M_k^{(6)}(-1) = M_k^{(6)'}(-1) = 0.$$

При построении приближённого аналитического решения всех шести задач привлекается семейство ортонормированных многочленов $H_k(x)$, предложенное и исследованное в работах [9, 10] и успешно применённое в работах [11, 12, 13, 14, 15 и др.¹]. Эти функции обладают замечательным свойством: будучи сами ортонормированными на сегменте $[-1, 1]$, они имеют квазиортогональные первые и вторые производные. Именно данное обстоятельство позволило получить приближённое аналитическое решение в двойных рядах задачи 1 [4] (решение типа Навье). Кроме того показано, что

система функций $H_m(x)H_n(y)$ является квазиортогональной в энергетическом пространстве H_A положительно определённого оператора A (1) при однородных краевых условиях типа Дирихле, что представляет собой следствие квазиортогональности первых и вторых производных функций $H_k(x)$.

Принимая этот факт во внимание, будем искать приближённое аналитическое решение всех поставленных краевых задач в виде

$$w(x, y) = \sum_{k=0}^{\infty} Y_k(y) H_k(x). \quad (12)$$

Условия жесткого защемления на сторонах $x = \pm 1$ выполнены точно, а функция $Y_i(y)$ подлежит в дальнейшем определению.

Если отвлечься от указанной неортогональности производных, то процедура Бубнова-Галёркина приводит к бесконечной системе обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\sum_{k=0}^{\infty} \left[Y_k(H_k'', H_i'') - 2\lambda^2 Y_k''(H_k', H_i') + \lambda^4 Y_k^{IV} \delta_k^i \right] = Q_i(y), \quad k = \overline{0, \infty}, \quad (13)$$

где $(H_k^{(m)}, H_i^{(m)}) = \int_{-1}^1 H_k^{(m)} H_i^{(m)} dx$, $m = 1, 2$; δ_k^i –

символ Кронекера; $Q_i(y) = \int_{-1}^1 \frac{qa^4}{D} H_i(x) dx$.

Поскольку первые и вторые производные функции $H_k(x)$ квазиортогональны, то бесконечная система уравнений (13) приводится к обыкновенному дифференциальному уравнению четвертого порядка для каждого k

$$Y_k^{IV} - 2\alpha_k^2 Y_k'' + \beta_k^4 Y_k = \bar{q}_k(y), \quad k = \overline{0, \infty}, \quad (14)$$

где $\alpha_k^2 = \frac{\|H_k'\|^2}{\lambda^2}$, $\beta_k^4 = \frac{\|H_k''\|^2}{\lambda^4}$, $\bar{q}_k(y) = \frac{1}{\lambda^4} Q_k(y)$.

Корни характеристического уравнения

$$\gamma_k^4 - 2\alpha_k^2 \gamma_k^2 + \beta_k^4 = 0 \quad (15)$$

таковы:

$$\gamma_k = \pm \sqrt{\alpha_k^2 \pm \sqrt{\alpha_k^4 - \beta_k^4}}. \quad (16)$$

Так как $\beta_k > \alpha_k > 0$ [10], то

$$\gamma_k = \pm (\theta_k \pm i\omega_k), \quad (17)$$

где $\theta_k = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\beta_k^2 + \alpha_k^2} = \frac{\sqrt{2}}{2} \beta_k \sqrt{1 + \frac{\alpha_k^2}{\beta_k^2}}$,

¹ Интересующийся читатель может ознакомиться с работами этого направления, выполненными С.А. Халиловым и его коллегами.

$$\omega_k = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\beta_k^2 - \alpha_k^2} = \frac{\sqrt{2}}{2} \beta_k \sqrt{1 - \frac{\alpha_k^2}{\beta_k^2}}.$$

Ссылаясь на результаты работы [10], отметим, что $\frac{\alpha_k^2}{\beta_k^2} = O(k^{-4})$, $k \rightarrow \infty$, поэтому, начиная с некоторого значения k , зависящего от принятой точности, можно принять $\theta_k = \omega_k = \frac{\sqrt{2}}{2} \beta_k$.

Общее решение однородного уравнения, соответствующего уравнению (14), принимает вид

$$Y_{k0}(y) = \sin(\omega_k y) [C_{k1} \text{sh}(\theta_k y) + C_{k2} \text{ch}(\theta_k y)] + \cos(\omega_k y) [C_{k3} \text{sh}(\theta_k y) + C_{k4} \text{ch}(\theta_k y)]. \quad (18)$$

Общее решение неоднородного уравнения получается добавлением к решению (18) частного решения $Y_k^*(y)$

$$Y_k(y) = Y_{k0}(y) + Y_k^*(y). \quad (19)$$

Постоянные интегрирования C_{ki} , $i=1,2,3,4$ определяются из граничных условий при $y = \pm 1$. Отыскание частного решения уравнения (14) не представляет труда и зависит лишь от вида правой части.

Ниже приведены решения шести краевых задач (рис. 1), представленные в единой форме.

Задача 1. Для данной задачи в работе [3] были получены достаточно точные решения в двойных рядах с помощью координатных функций, предложенных в работах [6, 9]. Многочисленные расчёты показали, что достаточная точность и сходимость этих аналитико-численных решений обеспечивается вплоть до шестого знака в мантиссе даже для вторых производных от функции при удержании в суммах не более 100 слагаемых. При этом точность и сходимость таких решений не зависят от удлинения пластины.

Постоянные интегрирования C_{ki} , $k=1,2,3,4$ из общего решения (18) определяются формулами

$$\begin{aligned} C_{k1} &= 0, \quad C_{k4} = 0, \\ C_{k2} &= -\frac{qa^4}{D} \frac{(\omega_k \sin \omega_k \text{ch} \theta_k - \theta_k \cos \omega_k \text{sh} \theta_k)}{(\omega_k \text{ch} \theta_k \text{sh} \theta_k + \theta_k \cos \omega_k \sin \omega_k)} \times \\ &\quad \times \|H_k''\|^{-2} \cdot \int_{-1}^1 H_k(x) dx, \\ C_{k3} &= -\frac{qa^4}{D} \frac{(\omega_k \cos \omega_k \text{sh} \theta_k + \theta_k \sin \omega_k \text{ch} \theta_k)}{(\omega_k \text{ch} \theta_k \text{sh} \theta_k + \theta_k \cos \omega_k \sin \omega_k)} \times \\ &\quad \times \|H_k''\|^{-2} \cdot \int_{-1}^1 H_k(x) dx. \end{aligned} \quad (20)$$

Задача 2. Постоянные интегрирования C_{ki} оп-

ределяются из краевых условий

$$Y_k|_{y=\pm 1} = 0, \quad Y_k''|_{y=\pm 1} = 0, \quad (21)$$

что приводит к равенствам

$$\begin{aligned} C_{k1} &= 0, \quad C_{k4} = 0, \\ C_{k2} &= \frac{qa^4}{2D} \|H_k''\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\ &\quad \times \frac{(\theta_k^2 - \omega_k^2) \cos \omega_k \text{ch} \theta_k + 2\theta_k \omega_k \sin \omega_k \text{sh} \theta_k}{\theta_k \omega_k (\text{ch}^2 \theta_k - \sin^2 \omega_k)}, \\ C_{k3} &= \frac{qa^4}{2D} \|H_k''\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\ &\quad \times \frac{(\omega_k^2 - \theta_k^2) \sin \omega_k \text{sh} \theta_k + 2\theta_k \omega_k \cos \omega_k \text{ch} \theta_k}{\theta_k \omega_k (\text{ch}^2 \theta_k - \sin^2 \omega_k)}. \end{aligned} \quad (22)$$

Здесь выполнены все краевые условия, хотя вторые два условия в равенствах (21) являются естественными.

Задача 3. Поскольку условия при $x = \pm 1$ являются главными, то при построении критериального аналитико-численного решения эти условия выполняются точно. Условия же на свободных краях $y = \pm 1$ являются естественными, и их выполнение не обязательно: они выполняются в среднем как бы автоматически, исходя из принципа минимума полной потенциальной энергии. Поэтому в направлении оси ou функции (8) подчинены только условиям полноты в $L_2(-1;1)$ и никакими другими дополнительными условиями не стеснены.

Однако при построении здесь приближённого аналитического решения в одинарных рядах по системе функций $H_k(x)$ отмеченные краевые условия выполняются в смысле наименьших квадратов. Эти условия имеют вид

$$\begin{aligned} \left[\lambda^2 Y_k'' - \nu Y_k \|H_k'\|^2 \right]_{y=\pm 1} &= 0, \\ \left[\lambda^2 Y_k''' - (2-\nu) Y_k' \|H_k'\|^2 \right]_{y=\pm 1} &= 0. \end{aligned} \quad (23)$$

Неизвестные коэффициенты C_{ki} в функциях $Y_k(y)$, определяемые из граничных условий (23), таковы:

$$\begin{aligned} C_{k1} &= 0, \quad C_{k4} = 0, \\ C_{k2} &= \frac{2\nu qa^4}{D} \frac{\|H_k'\|^2}{\|H_k''\|^2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\ &\quad \times \frac{\theta_k \Psi_1 \text{sh} \theta_k \cos \omega_k + \omega_k \Psi_2 \text{ch} \theta_k \sin \omega_k}{\theta_k \Phi_1 \sin 2\omega_k + \omega_k \Phi_2 \text{sh} 2\theta_k}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{k3} &= -\frac{2vqa^4}{D} \cdot \frac{\|H'_k\|^2}{\|H''_k\|^2} \cdot \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\
&\times \frac{\omega_k \Psi_3 \operatorname{sh} \theta_k \cos \omega_k + \theta_k \Psi_4 \operatorname{ch} \theta_k \sin \omega_k}{\theta_k \Phi_1 \sin 2\omega_k + \omega_k \Phi_2 \operatorname{sh} 2\theta_k}, \\
\Psi_1 &= \lambda^2 (\theta_k^2 - 3\omega_k^2) + \|H'_k\|^2 (v-2), \\
\Psi_2 &= \lambda^2 (\omega_k^2 - 3\theta_k^2) - \|H'_k\|^2 (v-2), \\
\Psi_3 &= \lambda^2 (3\theta_k^2 - \omega_k^2) + \|H'_k\|^2 (v-2), \\
\Psi_4 &= -\lambda^2 (3\omega_k^2 - \theta_k^2) + \|H'_k\|^2 (v-2), \\
\Phi_1 &= -(\omega_k^2 + \theta_k^2)^2 \lambda^4 + \|H'_k\|^4 v(v-2) + \\
&+ 2\|H'_k\|^2 (\theta_k^2 - 2v\omega_k^2 + \omega_k^2) \lambda^2, \\
\Phi_2 &= -(\omega_k^2 + \theta_k^2)^2 \lambda^4 + \|H'_k\|^4 v(v-2) - \\
&- 2\|H'_k\|^2 (\omega_k^2 - 2v\theta_k^2 + \theta_k^2) \lambda^2.
\end{aligned} \quad (24)$$

Задача 4. Постоянные интегрирования C_{ki} определяются из условий

$$\begin{aligned}
\left[\lambda^2 Y_k'' - v Y_k \|H'_k\|^2 \right]_{y=1} &= 0, \\
\left[\lambda^2 Y_k''' - (2-v) Y_k' \|H'_k\|^2 \right]_{y=1} &= 0, \\
Y_k|_{y=-1} &= 0, \quad Y_k''|_{y=-1} = 0.
\end{aligned} \quad (25)$$

Формулы для определения коэффициентов C_{ki} здесь, как и в задаче 6, весьма громоздки из-за отсутствия полной симметрии, поэтому они не приводятся.

Задача 5. Постоянные интегрирования C_{ki} , определяемые из краевых условий

$$Y_k|_{y=\pm 1} = 0, \quad Y_k'|_{y=-1} = 0, \quad Y_k''|_{y=1} = 0, \quad (26)$$

даются формулами

$$\begin{aligned}
C_{k1} &= \frac{qa^4}{DG} \|H''_k\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\
&\times (\omega_k^2 + \theta_k^2) \operatorname{sh} \theta_k \cos \omega_k (\theta_k \sin 2\omega_k - \omega_k \operatorname{sh} 2\theta_k), \\
C_{k2} &= -\frac{qa^4}{2D} \frac{F}{G} \|H''_k\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx, \\
C_{k3} &= -\frac{qa^4}{2D} \frac{\Phi}{G} \|H''_k\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx, \\
C_{k4} &= \frac{qa^4}{DG} \|H''_k\|^{-2} \int_{-1}^1 H_k(x) dx \times \\
&\times (\omega_k^2 + \theta_k^2) \operatorname{ch} \theta_k \sin \omega_k (\omega_k \operatorname{sh} 2\theta_k - \theta_k \sin 2\omega_k),
\end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned}
G &= \theta_k \omega_k (\omega_k \operatorname{sh} 4\theta_k - \theta_k \sin 4\omega_k), \\
F &= \omega_k (-3\theta_k^2 + \omega_k^2) \cos \omega_k \operatorname{sh} 3\theta_k + \\
&+ \theta_k (-3\omega_k^2 + \theta_k^2) \sin 3\omega_k \operatorname{ch} \theta_k + \\
&+ 4\omega_k \theta_k (\omega_k \sin \omega_k \operatorname{ch} 3\theta_k + \theta_k \operatorname{sh} \theta_k \cos 3\omega_k) + \\
&+ (\omega_k^2 + \theta_k^2) (\omega_k \cos \omega_k \operatorname{sh} \theta_k + \theta_k \sin \omega_k \operatorname{ch} \theta_k), \\
\Phi &= -\omega_k (-3\theta_k^2 + \omega_k^2) \sin \omega_k \operatorname{ch} 3\theta_k + \\
&+ \theta_k (-3\omega_k^2 + \theta_k^2) \cos 3\omega_k \operatorname{sh} \theta_k + \\
&+ 4\omega_k \theta_k (\omega_k \cos \omega_k \operatorname{sh} 3\theta_k - \theta_k \operatorname{ch} \theta_k \sin 3\omega_k) + \\
&+ (\omega_k^2 + \theta_k^2) (\omega_k \sin \omega_k \operatorname{ch} \theta_k - \theta_k \operatorname{sh} \theta_k \cos \omega_k).
\end{aligned}$$

В этом решении все краевые условия выполнены точно так же, как и в принятом критериальном решении в двойных рядах по функциям (6), (10).

Задача 6. Постоянные интегрирования C_{ki} определяются из следующих краевых условий

$$\begin{aligned}
Y_k|_{y=-1} &= 0, \quad Y_k'|_{y=-1} = 0, \\
\left[\lambda^2 Y_k'' - v Y_k \|H'_k\|^2 \right]_{y=1} &= 0, \\
\left[\lambda^2 Y_k''' - (2-v) Y_k' \|H'_k\|^2 \right]_{y=1} &= 0.
\end{aligned} \quad (28)$$

При этом два последних краевых условия (свободный край) получены методом наименьших квадратов по границе. При построении критериального решения условия на свободном крае заранее не выполняются.

Полученные решения всех шести краевых задач можно назвать решениями типа Мориса Леви.

Представляет интерес получить оценку порядка коэффициентов C_{ki} при $k \rightarrow \infty$. Оценим, например, порядок коэффициента C_{k2} в решении задачи 1. Оценка других коэффициентов во всех шести задачах такая же. Опуская утомительные подробности и используя данные работы [10], приведём окончательный результат:

$$C_{k2} = O\left(\frac{1}{k^{17/2} \operatorname{ch} k^7}\right). \quad (29)$$

Для оценки вклада каждого члена ряда решения в произвольной точке пластины учтём, что постоянные интегрирования умножаются на гиперболо-тригонометрические функции, имеющие порядок $O(\operatorname{ch} k^7)$. Отсюда немедленно получаем следующую оценку:

$$Y_k(y) = O\left(k^{\frac{17}{2}}\right), \quad \forall y \in (-1, 1), \quad (30)$$

что полностью совпадает с ранее найденной оцен-

кой в работе [11].

Оценки (29) и (30) не нуждаются в обсуждении.

В заключение данного пункта следует отметить, что для классического решения Мориса Леви [5] имеет место лишь оценка

$$Y_k(y) = O(k^{-5}), \quad \forall y \in (-1, 1). \quad (31)$$

Сопоставляя последние два результата, приходим к выводу: решения, предлагаемые в данной работе, качественно лучше в сравнении с классическим решением Мориса Леви, что полностью согласуется с теоремой Джексона [16] об аппроксимационных свойствах тригонометрической системы.

2. Численный анализ приближённых аналитических решений

Получить априорную оценку точности приближённого аналитического решения, как отмечалось ранее, не представляется возможным. Апостериорные же оценки точности могут быть получены

путём сравнения с ранее предложенными критериальными аналитико-численными решениями в двойных рядах [3]. Ниже приведены поверхности функций относительного прогиба $\bar{w}$ и поверхности функций относительных изгибающих моментов $\bar{M}_x$ и $\bar{M}_y$ для задач 4 и 6, так как только для этих задач формулы определения коэффициентов C_{ki} в работе отсутствуют. Действительные прогибы w и изгибающие моменты M_x и M_y связаны с соответствующими им относительными величинами зависимостями

$$w = \bar{w} \frac{qa^4}{D}, \quad M_x = \bar{M}_x qa^2, \quad M_y = \bar{M}_y qa^2. \quad (32)$$

Поверхности указанных величин при $\lambda = 1$ показаны на рис. 2, 3.

На графиках сплошные линии соответствуют предложенным решениям, а точки – критериальным.

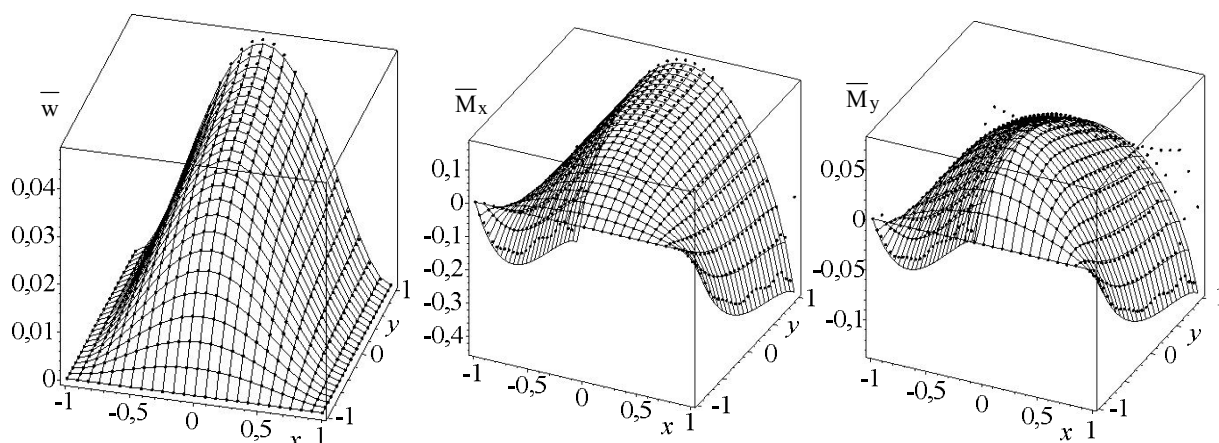


Рис. 2. Поверхности относительного прогиба и изгибающих моментов по пластине, две противоположные стороны которой жёстко защемлены; одна – свободно оперта, а другая – свободна

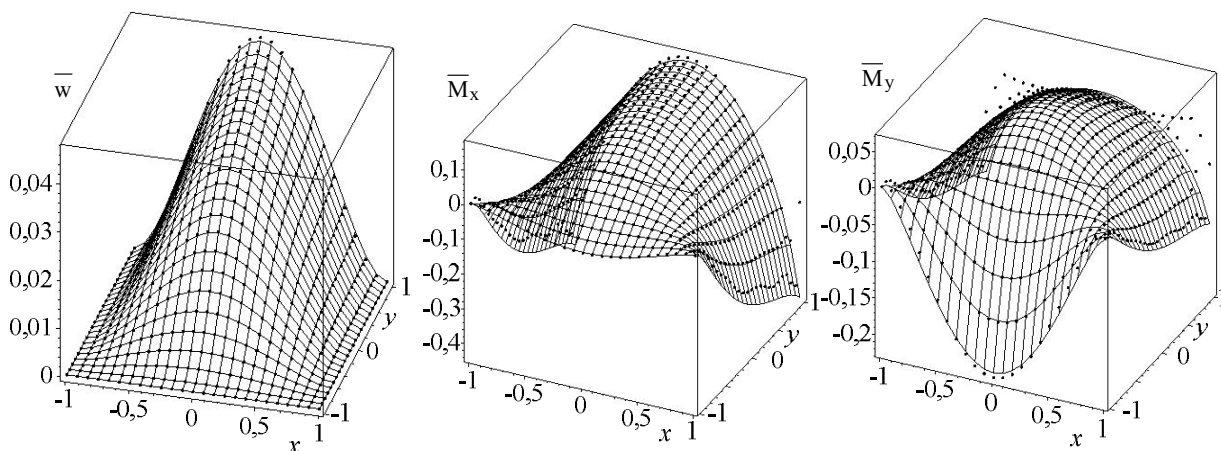


Рис. 3. Поверхности относительного прогиба и изгибающих моментов по пластине, три стороны которой жёстко защемлены, а четвёртая – свободна

Беглый взгляд на эти рисунки позволяет сделать вывод о качественном совпадении данных решений с критериальными во всей области вплоть до границы. Это совпадение носит и количественный характер в некоторой открытой области $\Omega' \subset \Omega$. В приграничных полосках, ширина которых составляет около 5% соответствующего размера пластины, наблюдается расхождение по изгибающим моментам порядка 10%. Наибольшая погрешность (порядка 10%) имеет место при наличии свободного края, в остальных же случаях такое расхождение незначительно. В этих случаях нельзя гарантировать достаточно высокую точность и критериальных решений, поскольку при получении этих решений естественные краевые условия не выполнены точно. Исходя из этого, следует признать высокую точность предложенного решения для всех рассматриваемых задач.

Более наглядные графики, позволяющие судить о точности получаемого решения для краевых задач 1 и 2, показаны на рис. 4, 5. Так на рис. 4 изображены графики относительных прогибов и изгибающих моментов в различных сечениях $y = \text{const}$ для половины квадратной жёстко защемлённой по всему контуру пластины, а на рис. 5 – для пластины, две стороны которой жёстко защемлены, а две другие – свободно опёрты.

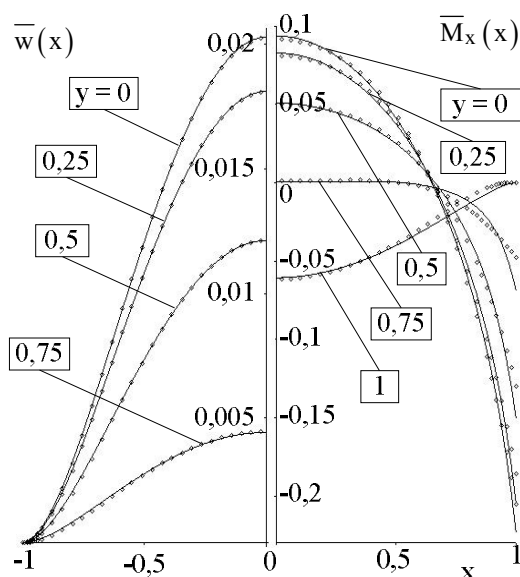


Рис. 4. Прогиб и изгибающий момент в сечениях жёстко защемлённой по всему контуру квадратной пластины

Приведенные результаты говорят сами за себя и не нуждаются в комментариях.

Представляет интерес дать количественную оценку точности предлагаемого решения в зависимости от удлинения пластины, две стороны которой жёстко защемлены, а другие – свободно опёрты.

Точное решение этой задачи получено в одинарных тригонометрических рядах по переменной y и известно как решение Мориса Леви [5]. Предложенное решение (12), (19), (22) представлено в одинарных рядах по системе $H_k(x)$, то есть по переменной x .

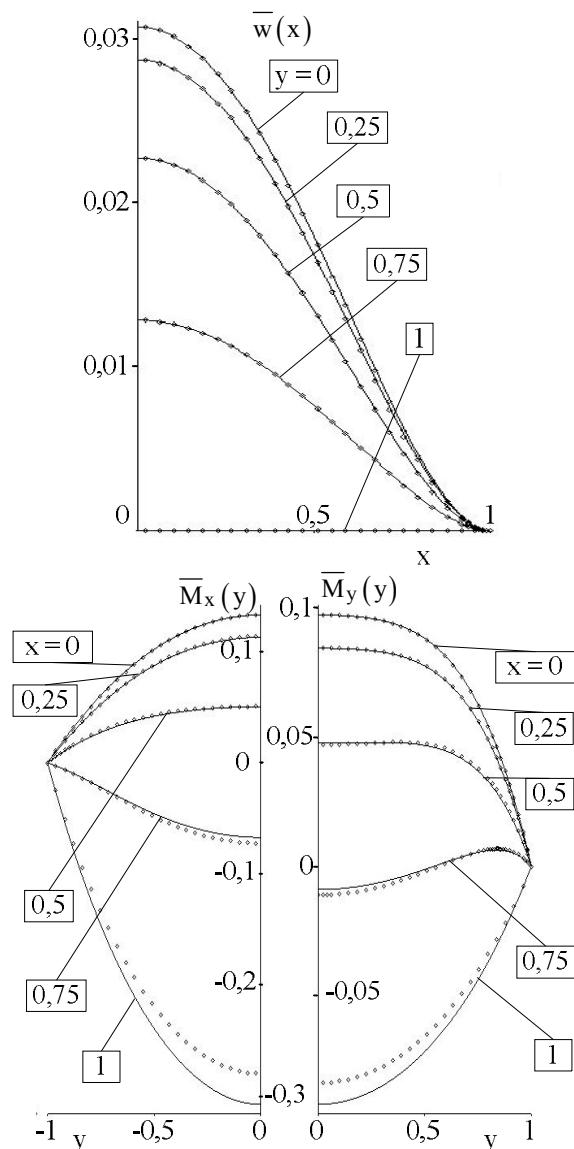


Рис. 5. Прогиб и изгибающие моменты в сечениях квадратной пластины, две противоположные стороны которой защемлены, а другие две – свободно опёрты

Ниже в табл. 1 приведены результаты вычислений по предлагаемому решению – строка I, по критериальному решению в двойных рядах – строка II [3], решение Мориса Леви – строка III [5] и по методу конечного элемента (МКЭ) – строка IV. В третьей колонке указано количество членов (элементов), удержанных в соответствующих решениях: $M \times N$ – в критериальном решении в двойных рядах и по МКЭ, M – в одинарных рядах.

Таблица 1

Компоненты напряжённо-деформированного состояния прямоугольной пластины, две противоположные стороны которой жёстко защемлены, а две другие – свободно опёрты

λ	Решение	$M \times N, M$	$\bar{w}(0,0)$	$\bar{M}_x(0,0)$	$\bar{M}_x(1,0)$	$\bar{M}_y(0,0)$
0,1	I	10	0,041221	0,155921	-0,396123	0,046776
	II	11×33	0,041667	0,166667	-0,333334	0,050000
	III	20	0,041668	0,166652	-0,333283	0,049950
	IV	100×1000	0,041668	0,166697	-0,332918	0,050025
0,5	I	10	0,041455	0,158832	-0,398000	0,053642
	II	11×22	0,041773	0,168252	-0,337051	0,056687
	III	20	0,041773	0,168251	-0,337049	0,056685
	IV	100×200	0,041775	0,168283	-0,336628	0,056713
1	I	10	0,030673	0,132775	-0,311538	0,097438
	II	11×11	0,030674	0,132980	-0,279351	0,097550
	III	20	0,030674	0,132979	-0,279349	0,097549
	IV	100×100	0,030675	0,133013	-0,278927	0,097586
2	I	10	0,008475	0,051127	-0,125094	0,088269
	II	22×11	0,008445	0,047362	-0,119085	0,086868
	III	20	0,008445	0,047362	-0,119084	0,086868
	IV	200×100	0,008445	0,047367	-0,118936	0,086862
3	I	10	0,002315	0,020232	-0,061871	0,051441
	II	33×11	0,002307	0,018723	-0,055382	0,050825
	III	20	0,002307	0,018723	-0,055381	0,050825
	IV	300×100	0,002307	0,018724	-0,055313	0,050826

Следует отметить, что результаты по решению Мориса Леви вычислены нами, и они уточняют данные работы [5]. Число элементов по МКЭ выбиралось так, чтобы сторона квадрата (конечного элемента) была равна толщине пластины.

Анализ данных табл. 1 показывает:

- погрешность в определении максимальных прогибов ничтожно мала для любых удлинений пластины;

- изменение погрешности определения моментов в центре пластины в зависимости от удлинения не является монотонной функцией. Наименьшая погрешность достигается для квадратной пластины, а с изменением удлинения в одну или другую сторону эта погрешность незначительно возрастает;

- погрешность в определении наибольших изгибающих моментов M_x (они достигаются в середине зашлепленной стороны) может быть значительной.

Если отступить от зашлепленной стороны вглубь пластины примерно на 5% от длины смежной стороны, то решения I и III практически совпадают. Поэтому возникает задача уточнения предложенного аналитического решения в весьма вытянутых приграничных полосках. Это уточнение можно выполнить различными способами: методом малого параметра, итерационными методами и т.д. Проблемы в этом направлении не возникают. Здесь мы предложили то, что предложили, а пользователь в зависимости от его потребностей сам решит - при-

нимать это решение или отказаться от него.

Заключение

1. Построено приближённое аналитическое решение краевой задачи в прямоугольнике с бигармоническим оператором, когда на двух противоположных сторонах заданы краевые условия типа Дирихле, а на двух других - произвольны. Точные решения поставленных краевых задач по сей день не получены, кроме единственного «счастливого» случая (в теории пластин это решение – Мориса Леви), когда на означенных сторонах обращаются в нуль сама функция и её вторая производная по нормали.

2. Даны приближённые аналитические решения шести краевых задач, отличающихся друг от друга краевыми условиями на двух противоположных сторонах. Даже приближённые решения двух из шести краевых задач, а именно: задача 3 и 4 из рис. 1, - в литературе отсутствуют. Приближённые решения этих задач здесь получены.

3. На аналитическом уровне даны оценки сходимости предлагаемых одинарных рядов. Компоненты рядов функции прогиба в произвольной точке

пластины имеют порядок $O\left(k^{-\frac{17}{2}}\right)$, тогда как этот

порядок для решения Мориса Леви оценивается как $O(k^{-5})$.

4. На основе ранее построенных авторами критериальных решений дан апостериорный анализ точности предлагаемого приближённого аналитического решения. Этот анализ показал приемлемую поточечную сходимость результатов приближённого аналитического решения в одинарных рядах с критериальным.

5. Оценка погрешности приближённого решения в метрике соболевского пространства W_2^2 показала, что она ничтожно мала.

6. Наименьшая погрешность предложенного приближённого аналитического решения имеет место, как ни странно, для квадратной пластины. С изменением удлинения в одну или другую стороны эта погрешность, к сожалению, возрастает, но не монотонно.

Литература

1. Соболев, С.Л. Некоторые применения функционального анализа в математической физике [Текст] / С.Л. Соболев. – М.: Наука, 1988. – 333 с.

2. Соболев, С.Л. Введение в теорию кубатурных формул [Текст] / С.Л. Соболев. – М.: Наука, 1974. – 808 с.

3. Халилов, С.А. Построение и исследование аналитико-численного решения задачи об изгибе жёстко защемлённой прямоугольной пластины [Текст] / С.А. Халилов, В.Б. Минтюк, Д.А. Ткаченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 49. – Х., 2011. – С. 81 – 94.

4. Халилов, С.А. Построение и исследование приближённого аналитического решения бигармонической проблемы в прямоугольнике при однородных главных краевых условиях [Текст] / С.А. Халилов, В.Б. Минтюк, Д.А. Ткаченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 2(99). – С. 40 – 49.

5. Тимошенко, С.П. Пластины и оболочки [Текст] / С.П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер. – М.: Наука, 1966. – 636с.

6. Минтюк, В.Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач [Текст] / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5/41. – С. 32 – 36.

7. Михлин, С.Г. Вариационные методы в математической физике [Текст] / С.Г. Михлин. – М.: Гостехиздат, 1957. – 478 с.

8. Михлин, С.Г. Численная реализация вариационных методов [Текст] / С.Г. Михлин. – М.: Наука, 1966. – 432 с.

9. Халилов, С.А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения [Текст] / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Вып. 5. – Х.: «ХАИ», 1978. – С. 46 – 56.

10. Халилов, С.А. Вычисление некоторых определённых интегралов, содержащих присоединённые функции Лежандра второго и четвёртого порядков [Текст] / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Вып. 7. – Х.: «ХАИ», 1984. – С. 158 – 165.

11. Халилов, С.А. Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях [Текст] / С.А. Халилов // Вопросы проектирования самолетных конструкций: темат. сб. науч. тр. – Вып. 3. – Х.: «ХАИ», 1982. – С. 120 – 127.

12. Халилов, С.А. Изгиб прямоугольной ортотропной пластины при заданных на границе перемещениях [Текст] / С.А. Халилов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Х.: ХАИ, 1987. – С. 31 – 39.

13. Халилов, С.А. Полные системы ортонормированных степенных полиномов для решения некоторых краевых задач линейной теории оболочек и пластин [Текст] / С.А. Халилов // Численные методы решения задач строительной механики: сб. науч. ст. – К.: КИСИ, 1978. – С. 98 – 102.

14. Халилов, С.А. К определению плоского напряжённого состояния прямоугольной стрингерной пластинки [Текст] / С.А. Халилов, А.Г. Дибир // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Харьковского авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского. – Вып. 4. – Х., 1983. – С. 76 – 86.

15. Кравченко, С.Г. Устойчивость пространственных тонкостенных пластинчатых систем [Текст]: дисс. канд. техн. наук: 01.02.04; защищена 24.09.10; утв. 17.12.10 / Кравченко Сергей Григорьевич. – Х., 2010. – 160 с.

16. Джексон, Д. Ряды Фурье и ортогональные полиномы [Текст] / Д. Джексон. – М.: Гос. изд. иностр. лит., 1948. – 259 с.

Поступила в редакцию 4.09.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. высшей математики В. С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**НАБЛИЖЕНЕ АНАЛІТИЧНЕ РОЗВ'ЯЗАННЯ БІГАРМОНІЧНОЇ ПРОБЛЕМИ
В ПРЯМОКУТНИКУ ПРИ ОДНОРІДНИХ ГОЛОВНИХ
КРАЙОВИХ УМОВАХ НА ДВОХ ПРОТИЛЕЖНИХ СТОРОНАХ
І ДОВІЛЬНИХ - НА ДВОХ ІНШИХ**

С.А. Халілов, В.Б. Минтюк, Д.А. Ткаченко

Запропоновано наближене аналітичне розв'язання для крайових задач в прямокутнику з бігармонічним оператором, на двох протилежних сторонах якого задано умови типу Діріхле, а на двох інших - крайові умови довільні. Розв'язання будується проекційним методом за допомогою лінійно незалежної та повної системи ортонормованих функцій, перші й другі похідні яких квазіортогональні у відповідному функціональному просторі. Похибка аналітичного розв'язання пов'язана зі ступенем неортогональності названих похідних застосовуваних функцій. Апостеріорний аналіз точності запропонованих розв'язань показав, що ці рішення для розглянутих шести крайових задач мало відрізняються від так званих «критеріальних» розв'язань, раніше побудованих авторами. Дано порівняння результатів пропонованих розв'язань з результатами, отриманими за методом скінченного елемента. Зроблено відповідні висновки.

Ключові слова: бігармонічний оператор, однорідні головні крайові умови, наближене аналітичне розв'язання, апостеріорний аналіз поточної збіжності та її апіорна оцінка.

**AN APPROXIMATE ANALYTICAL SOLUTION OF BIHARMONIC PROBLEM
IN THE RECTANGLE WITH HOMOGENEOUS MAIN BOUNDARY CONDITIONS
ON THE TWO OPPOSITE SIDES AND ARBITRARY BOUNDARY CONDITIONS
ON THE OTHER TWO SIDES**

S.A. Khalilov, V.B. Myntyuk, D.A. Tkachenko

The approximate analytical solution of boundary value problems with biharmonic operator in the rectangle with the two opposite sides of the defined conditions of Dirichlet type and two other sides of arbitrary boundary conditions is suggested. The solution is built with the projection method using a linearly independent and complete orthonormal function system, the first and second derivatives of it are quasiorthogonal in the corresponding functional space. Analytical solution error is connected with the unorthogonality degree of these functions' derivatives. A posteriori analysis of the delivered solution's accuracy has shown that these solutions for considered six boundary value problems differ a little from the so-called «criterion» solutions constructed by the authors. The comparison of the proposed solutions' results with the results obtained by the finite element method is given. The relevant deductions are made.

Keywords: biharmonic operator, homogeneous principal boundary conditions, approximate analytical solution, posteriori analysis of the pointwise convergence and it's priori estimate.

Халілов Сиявуш Ахмедович – старший научный сотрудник кафедры высшей математики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khalilov@ukr.net.

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

Ткаченко Денис Анатольевич – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: 20Black_and_White07@ukr.net.

УДК 629.7.054

В.Н. МЕЛЬНИК, В.В. КАРАЧУН, Г.В. БОЙКО

Национальный технический университет Украины “КПИ”, Украина

АКУСТИЧЕСКИЙ ИМПЕДАНС ИНЕРЦИАЛЬНОГО НАВИГАТОРА И ПОГРЕШНОСТИ ВНЕШНЕГО ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ НА МАРШЕ

Анализируются причины появления сдвига и дрейфа нуля поплавковых двухстепенных гироскопов в системе внешнего целеуказания боевых машин, приводящие к возникновению и развитию во времени погрешностей обнаружения, классификации и определения местоположения сухопутной цели при маневрировании огнем и движением. В рамках трехмерной задачи установлены закономерности упругого перемещения поверхности подвижной части поплавкового подвеса и выяснена природа Эйлеровых сил инерции в эксплуатационных условиях реверберационного пространства и quasi – гармонического углового движения объекта. Проведена оценка степени влияния этих сил на сдвиг нуля двухстепенного гироскопа и погрешность измерений при несимметричном и многоцикловом деформированном состоянии.

Ключевые слова: двухстепенной гироскоп, сдвиг нуля, акустическое излучение, кинематическое возмущение.

Введение

Анализ проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. Несмотря на стремительное развитие альтернативных средств навигации, в частности, глобальных спутниковых радионавигационных систем класса *Транзит* и *Цикада* с использованием низкоорбитальных искусственных спутников Земли, а также среднеорбитальных *Navstar* и *Глонас*, которые обеспечивают оперативную навигацию наземных, морских (надводных и подводных), воздушных и космических аппаратов в режимах открытого и закрытого каналов, в том числе создание геостационарной системы *Galileo*, инерциальные навигационные системы все же не утратили своих позиций и остаются, в известной степени, незаменимыми на подвижных объектах различного класса.

Существенной особенностью и неоспоримым преимуществом инерциальных навигационных систем является их автономность.

Обзор публикаций и выделение нерешенных проблем. Навигационной информации должны быть присущи такие качества как непрерывность, точность, полнота данных, помехозащищенность, инвариантность к изменениям климатических и суточных условий и т.п.

На точность инерциальных навигационных систем, кроме внутренних причин, оказывают влияние внешние факторы, из которых к числу наиболее опасных можно отнести вибрацию (поступатель-

ную, угловую, круговую, эллиптическую), угловое движение аппарата, проникающее акустическое излучение высокой интенсивности, тепловой факел [1 – 4]. Строго говоря, недостатки систем инерциальной навигации коренным образом могут повлиять на ухудшение тактико-технических характеристик боевой техники в целом.

Достижения Украинской школы прикладной гироскопии подняли на более высокую ступень понимание природы эксплуатационного функционирования гироскопических приборов в аппаратах различного целевого назначения [5, 6]. Несомненным успехом следует считать четкое разграничение условий восприятия подвеса как системы абсолютно твердых тел и как импедансной конструкции. Это, в свою очередь, установило допустимость тех или иных расчетных моделей [7, 8].

В первом случае все свойства подвеса гироскопа сосредотачивались в одном понятии – в *моменте инерции*. Во втором – подвес рассматривался как механическая система с распределенными (или дискретно распределенными) параметрами.

Очевидным становится необходимость учета также таких явлений как *парусность* и *остаточная плавучесть*, *зоны каустик* и т.п. [9, 10].

Постановка задачи данного исследования. Украина, имея достаточно протяженную сухопутную границу, уделяет большое внимание развитию и совершенствованию бронетанковых войск, как одного из наиболее эффективных средств обороны своих рубежей. Поэтому значимость этого вида воо-

ружения для страны трудно переоценить. Вся история его развития может быть очерчена кругом задач усиления огневой мощи, маневренности и защищенности отдельных боевых единиц.

С появлением современных средств поражения, одиночный танк стал в известной степени уязвимой мишенью. Особенно злободневным этот аспект представляется в условиях дальнего боя – свыше 3 км, когда боевая машина не может своевременно обнаружить противотанковые средства противника, с одной стороны, и затрачивает недопустимо большое время на сбор, обработку и передачу навигационной информации в систему управления – с другой.

Эффективность поражения противника существенно повышается сочетанием двух операций – маневра *огнем* и маневра *движением* (по фронту и в глубину). Первый состоит в сосредоточении огня нескольких машин на цели, второй – в управлении перемещением боевых единиц, или подразделений в целом, на основе исчерпывающей, достоверной информации о целеуказании танкам, выполняющим боевую задачу. Это подразумевает обнаружение и классификацию цели оператором-командиром, трансляцию этой информации на подчиненную машину и, наконец, поиск и обнаружение цели оператором-исполнителем.

Уровень опасности современных противотанковых средств таков, что они должны быть нейтрализованы не более чем за 10-20 секунд с момента их обнаружения. И, таким образом, проблема разработки навигационного комплекса требуемой точности превращается в одну из наиболее важных составляющих боевого обеспечения, а ее решение становится чрезвычайно актуальным.

Для безусловного выполнения боевой задачи главной представляется степень точности установления направления на цель из подчиненной машины. При этом, в известной мере, автоматически решаются другие проблемы. В этой связи представляется не лишним анализ *геоинформационной* картины, который в армиях ведущих стран мира считается крайне необходимым.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

§ 1. Дифференциальные уравнения возмущенного движения подвижной части прибора. Приступая к составлению дифференциальных уравнений движения гироскопа, есть смысл опираться на техническую реализацию серийных поплавковых модификаций датчиков угловых скоростей.

Как правило, основные технические характеристики приборов содержат данные о виброустойчи-

вости, температурной надежности (Нормаль “Мороз”), о пороге чувствительности и о времени готовности к работе, т.е. времени выхода на тепловой режим.

Кроме того, гарантируется нормальная работа приборов при воздействии акустических шумов в диапазоне частот от 100 Гц до 10 кГц. Однако, выпадает из поля зрения опасность влияния высоких уровней звукового давления – 150 дБ и выше. Вместе с тем, существует пороговое значение для элементной базы подвеса гироскопов и приборов в целом, когда рассмотрение прибора и его комплектующих в виде системы абсолютно твердых тел лишено оснований, т.к. они переходят в этом случае в категорию *импедансных* поверхностей и механизм функционирования изделий развивается по несколько иному сценарию. Причем, возможны локальные особенности резонансного свойства – пространственно-частотный резонанс и волновое совпадение.

Таким образом, для звуковых полей среднего и низкого уровней, т.е. ниже 130 дБ уравнения движения двухстепенного дифференцирующего (или интегрирующего) гироскопа вполне объективно отражают природу взаимодействия гироскопа с внешними и внутренними моментами-помехами. Что же касается воздействия на прибор звуковых полей в 150 дБ и выше, то здесь необходимо в правой части уравнений ввести кроме моментов переносных сил инерции еще и моменты сил инерции Кориолиса, как результат взаимодействия акустической вибрации поверхности поплавкового подвеса с кинематическим воздействием в виде углового движения корпуса боевой машины.

Взяв за исходное дифференциальное уравнение возмущенного движения подвеса в форме [11], с учетом уточненной схемы действия возмущающих факторов вследствие дифракционных проявлений в акустических полях – трехмерная задача, уравнение гироскопа запишем в виде:

$$\begin{aligned} B\ddot{\beta} + R \left\{ \left[\left(\omega_y + \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a \right)^2 - \omega_x^2 \right] \sin \beta \cos \beta - \right. \\ \left. - \omega_x \left(\omega_y + \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a \right) \cos 2\beta \right\} + \\ + H \left[\omega_x \sin \beta + \omega_y \cos \beta + \omega_1^a \cos \beta + \omega_2^a \cos \beta - \omega_3^a \cos \beta \right] + \\ + B \left(\dot{\omega}_z + \dot{\omega}_{w1}^a - \dot{\omega}_{w2}^a - \dot{\omega}_{\phi 1}^a - \dot{\omega}_{\phi 2}^a \right) + c\beta + b\dot{\beta} = 0, \end{aligned} \quad (1.1)$$

где $B = I_0 + I_z$; $R = I_0 + I_y - I_x$; I_x, I_y, I_z – моменты инерции поплавка; I_1, I_0 – полярный и экваториальный моменты инерции ротора ($i = x, y, z$); c, b – соответственно коэффициенты жесткости пружины и демпфирования; β – угол поворота подвижной части; H – кинетический момент гироскопа; R_0 –

радиус торца поплавка;

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x1} \cos \beta + \omega_{y1} \sin \beta; \\ \omega_y &= \omega_{y1} + \dot{\beta}; \\ \omega_z &= -\omega_{x1} \sin \beta + \omega_{z1} \cos \beta; \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

- угловые скорости поплавкового подвеса;

$$\left. \begin{aligned} \omega_{x1} &= \dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi; \\ \omega_{y1} &= \dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta; \\ \omega_{z1} &= \dot{\varphi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1.3)$$

- угловые скорости машины.

При многоцикловом акустическом нагружении ($2 \leq k$) "ложная" угловая скорость и ускорение подвижной части подвеса гироскопа, как следствие упруго-напряженного состояния поверхности поплавка в акустическом поле, определяются соотношениями [11]:

$$\omega_1^a = \frac{4\pi\omega_x I_z i\omega_k \exp i\omega_k t a_k^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{HR_0};$$

$$\omega_2^a = \frac{4\pi\omega_y I_z i\omega_k \exp i\omega_k t a_k^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{HR_0};$$

$$\omega_3^a = \frac{8\omega_z I_z i\omega_k \exp i\omega_k t c_k^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{HR_0};$$

$$\dot{\omega}_{W1}^a = \frac{8\omega_x I_z \omega_k^2 c_k^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_k t \cos z}{3HR_0};$$

$$\dot{\omega}_{W2}^a = \frac{-8\omega_y I_z \omega_k^2 c_k^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_k t \cos z}{3HR_0};$$

$$\dot{\omega}_{\varphi 1}^a = \frac{-8\omega_x I_z \omega_k^2 b_k^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_k t \cos z}{3HR_0};$$

$$\dot{\omega}_{\varphi 2}^a = \frac{-8\omega_y I_z \omega_k^2 b_k^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_k t \sin z}{3HR_0},$$

где

$$\begin{aligned} a_k^{(1)} &= \frac{1}{\Delta^{(1)}} [Q_z^{(1)} (b_{\varphi 2}^{(1)} c_{w2}^{(1)} + b_{\varphi 4}^{(1)} c_{w3}^{(1)}) + \\ &+ Q_{\varphi}^{(1)} (-a_{z3}^{(1)} c_{w2}^{(1)} + a_{z4}^{(1)} c_{w3}^{(1)}) + Q_w^{(1)} (a_{z4}^{(1)} b_{\varphi 2}^{(1)} + a_{z3}^{(1)} b_{\varphi 4}^{(1)})]; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} b_k^{(1)} &= \frac{1}{\Delta^{(1)}} [Q_z^{(1)} (b_{\varphi 4}^{(1)} c_{w4}^{(1)} - b_{\varphi 3}^{(1)} c_{w2}^{(1)}) + \\ &+ Q_{\varphi}^{(1)} (a_{z2}^{(1)} c_{w2}^{(1)} - a_{z4}^{(1)} c_{w4}^{(1)}) + Q_w^{(1)} (a_{z4}^{(1)} b_{\varphi 3}^{(1)} - a_{z2}^{(1)} b_{\varphi 4}^{(1)})]; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} c_k^{(1)} &= \frac{1}{\Delta^{(1)}} [Q_z^{(1)} (b_{\varphi 2}^{(1)} c_{w4}^{(1)} + b_{\varphi 3}^{(1)} c_{w3}^{(1)}) + \\ &+ Q_{\varphi}^{(1)} (a_{z3}^{(1)} c_{w4}^{(1)} - a_{z2}^{(1)} c_{w3}^{(1)}) - Q_w^{(1)} (a_{z3}^{(1)} b_{\varphi 3}^{(1)} + a_{z2}^{(1)} b_{\varphi 2}^{(1)})]; \end{aligned}$$

$$a_k^{(2)} = \frac{1}{\Delta^{(2)}} [Q_z^{(2)} (b_{\varphi 2}^{(2)} c_{w2}^{(2)} - b_{\varphi 4}^{(2)} c_{w3}^{(2)}) +$$

$$+ Q_{\varphi}^{(2)} (-a_{z3}^{(2)} c_{w2}^{(2)} + a_{z4}^{(2)} c_{w3}^{(2)}) +$$

$$+ Q_w^{(2)} (-a_{z4}^{(2)} b_{\varphi 2}^{(2)} + a_{z3}^{(2)} b_{\varphi 4}^{(2)})];$$

$$b_k^{(2)} = \frac{1}{\Delta^{(2)}} [Q_z^{(2)} (b_{\varphi 4}^{(2)} c_{w4}^{(2)} - b_{\varphi 3}^{(2)} c_{w2}^{(2)}) +$$

$$+ Q_{\varphi}^{(2)} (a_{z2}^{(2)} c_{w2}^{(2)} - a_{z4}^{(2)} c_{w4}^{(2)}) +$$

$$+ Q_w^{(2)} (-a_{z2}^{(2)} b_{\varphi 4}^{(2)} + a_{z4}^{(2)} b_{\varphi 3}^{(2)})];$$

$$c_k^{(2)} = \frac{1}{\Delta^{(2)}} [Q_z^{(2)} (b_{\varphi 3}^{(2)} c_{w3}^{(2)} - b_{\varphi 2}^{(2)} c_{w4}^{(2)}) +$$

$$+ Q_{\varphi}^{(2)} (-a_{z2}^{(2)} c_{w3}^{(2)} + a_{z3}^{(2)} c_{w4}^{(2)}) +$$

$$+ Q_w^{(2)} (a_{z2}^{(2)} b_{\varphi 2}^{(2)} - a_{z3}^{(2)} b_{\varphi 3}^{(2)})];$$

$$Q_z^{(1)}(t) = -\frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)] \times$$

$$\times (1-z)^2 \cos z \partial z;$$

$$Q_z^{(2)}(t) = -\frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)] \times$$

$$\times z^2 (1-z)^2 \sin z \partial z;$$

$$Q_{\varphi}^{(1)}(t) = -\frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2)] \times$$

$$\times z^2 (1-z)^2 \cos z \partial z;$$

$$Q_{\varphi}^{(2)}(t) = -\frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2)] \times$$

$$\times z^2 (1-z)^2 \sin z \partial z;$$

$$Q_w^{(1)}(t) = \frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t - k_{0k} R_0 \cos \varphi \cos \varepsilon_1)] \times$$

$$\times z^4 (1-z)^4 \cos z \partial z;$$

$$Q_w^{(2)}(t) = \frac{1}{2} \int_0^1 \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \cos \varphi \cos \varepsilon_1)] z^4 (1-z)^4 \sin z \partial z,$$

ω_k – круговая частота акустической волны; H – кинетический момент гироскопа; I_z – момент инерции поплавок с гироагрегатом относительно выходной оси; P_{10k} – акустическое давление; A, B – коэффициенты прохождения и отражения звука; Q_i – возмущающие факторы; z, φ – координаты точки поплавок; k_{0k} – волновое число; a_k, b_k, c_k – коэффициенты.

Полученный результат раскрывает широкие возможности для глубокого изучения свойств импедансных конструкций приборов инерциальной навигации, а также условий их перехода в это качество. С другой стороны, создаются необходимые предпосылки для борьбы с нежелательными проявлениями дифракционных явлений при эксплуатационном использовании подвижных объектов различного класса и средств базирования, одинаково опасных как при циклическом нагружении проникающим акустическим излучением, так и при одноразовом использовании аппаратов.

§ 2. Циркуляция машины по программной траектории. Пусть $\omega_x = \omega_z = 0$, $\omega_y = \omega_0 = \text{const}$, а акустическое давление равно P_0 .

Нетрудно установить связь между установившимся значением угла поворота подвижной части дифференцирующего гироскопа β_0 , угловой скоростью ω_0 вращения боевой машины относительно оси, параллельной оси чувствительности гироскопа, а также проникающим акустическим излучением. Из уравнения (1.1) в этом случае получаем:

$$\frac{1}{2} R (\omega_0 + \omega_2^a)^2 \sin 2\beta_0 + H (\omega_0 + \omega_2^a) \cos \beta_0 - B (\dot{\omega}_{w2}^a + \dot{\omega}_{\varphi 2}^a) + c\beta_0 = 0;$$

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 (1 + N_1)^2 \sin 2\beta_0 + H \omega_0 (1 + N_1) \cos \beta_0 + B \omega_0 (N_2 + N_3) + c\beta_0 = 0,$$

где (для одноциклового нагружения)

$$N_1 = \frac{4\pi I_z}{HR_0} i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1 - z)^2 \sin z;$$

$$N_2 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR_0} \exp i \omega_1 t c_1^{(1)} z^4 (1 - z)^4 \cos z;$$

$$N_3 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR_0} \exp i \omega_1 t b_1^{(2)} z^2 (1 - z)^2 \sin z.$$

Или в такой форме –

$$\frac{1}{2} R (1 + N_1)^2 \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + \omega_0 [H(1 + N_1) \cos \beta_0 + B(N_2 + N_3)] + c\beta_0 = 0.$$

Отсюда находим искомое соотношение между входной величиной ω_0 и установившимся значением угла поворота поплавок:

$$\omega_0 \approx - \frac{c\beta_0}{H(1 + N_1) \cos \beta_0 + B(N_2 + N_3)}. \quad (2.1)$$

Величина N_1 отражает упругие перемещения поверхности поплавок вдоль его протяженности, N_2 – упругие перемещения поверхности поплавок-ового подвеса под действием акустического излучения в радиальном направлении, N_3 – в окружном направлении.

Если проникающее акустическое излучение отсутствует, т.е. $P_0 = 0$, тогда $N_1 = N_2 = N_3 = 0$ и формула (2.1) превращается в известное соотношение:

$$\omega_0 = - \frac{H \cos \beta_0}{R \sin 2\beta_0} + \frac{\sqrt{H^2 \cos^2 \beta_0 - 2Rc\beta_0 \sin 2\beta_0}}{R \sin 2\beta_0}, \quad (2.2)$$

которое для малых углов β_0 дает –

$$\omega_0 = - \frac{c\beta_0}{H}. \quad (2.3)$$

§ 3. Общий случай углового движения. Такая постановка задачи предполагает наличие всех трех составляющих угловой скорости – $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и устанавливает их численные значения формулами (1.2) и (1.3).

Воспользуемся теперь этими формулами для определения $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ в предположении, что $\psi(t)$ и $\theta(t)$ малы вместе со своими производными, а угловая скорость рыскания определяется выражениями

$$\dot{\varphi}(t) = \omega_0 + \omega_y(t).$$

Пренебрегая слагаемыми выше второго порядка малости, из соотношений (1.2), (1.3) получаем:

$$\omega_x = \dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi \approx \dot{\theta} - \omega_0 \psi - \omega_z \psi;$$

$$\omega_y = \dot{\varphi} \cos \theta \cos \psi -$$

$$-\dot{\psi} \sin \theta \approx \omega_0 + \omega_y + \frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta;$$

$$\omega_z = \dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta \approx \omega_0 \theta + \dot{\psi} + \omega_z \theta;$$

здесь угловая скорость $\dot{\varphi}$ представляется в виде $\dot{\varphi} = \omega_0 + \omega_y$, где $\omega_y \ll \omega_0$ и является малым возмущением измеряемой угловой скорости ω_0 , обусловленным действием проникающего акустического излучения, приводящим к возникновению “ложного” входного сигнала; как отмечалось выше, при-

рода этого явления поясняется влиянием на гироскоп упруго-напряженного состояния подвеса вследствие акустической вибрации поверхности поплавка.

Или в такой форме:

$$\omega_x = \omega_{1x} + \omega_{2x};$$

$$\omega_y = \omega_0 + \omega_{1y} + \omega_{2y}; \quad \omega_z = \omega_{1z} + \omega_{2z},$$

где

$$\omega_{1x} = \dot{\theta} - \omega_0 \psi; \quad \omega_{1y} = \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a;$$

$$\omega_{1z} = \dot{\psi} + \omega_0 \theta; \quad \omega_{2x} = -\omega_y \psi; \quad (3.1)$$

$$\omega_{2y} = \frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta; \quad \omega_{2z} = \omega_y \theta$$

— составляющие первого и второго порядка малости.

Циклически деформируемая поверхность поплавок ($2 \leq k$). Опуская промежуточные вычисления, запишем уравнения первого приближения в виде:

$$B\ddot{\beta}_1 + b\dot{\beta}_1 + (c + \omega_0 \Gamma_1) \beta_1 =$$

$$= \Gamma_1 \omega_{1x} - q_1 \omega_{1y} - B(\dot{\omega}_{1z} + \dot{\omega}_{kw1}^a - \dot{\omega}_{kw2}^a - \dot{\omega}_{k\phi1}^a - \dot{\omega}_{k\phi2}^a), \quad (3.2)$$

где

$$\Gamma_1 = R\omega_0 \cos 2\beta_0 - H \sin \beta_0;$$

$$q_1 = R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0; \quad \omega_{1y} = \omega_{k1}^a + \omega_{k2}^a - \omega_{k3}^a$$

(три последних составляющих есть “ложная” угловая скорость, как реакция подвеса на проникающее акустическое излучение); учитывая только действительную составляющую акустической волны, можно раскрыть значения ω_{k1}^a , ω_{k2}^a и ω_{k3}^a :

$$\omega_{k1}^a = Q_{1k} \omega_{1x} \cos \omega_k t = Q_{1k} (\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \cos \omega_k t;$$

$$\omega_{k2}^a = Q_{2k} \omega_{1y} \cos \omega_k t = Q_{2k} \omega_y \cos \omega_k t;$$

$$\omega_{k3}^a = Q_{3k} \omega_{1z} \cos \omega_k t = Q_{3k} (\dot{\psi} - \omega_0 \theta) \cos \omega_k t;$$

$$\dot{\omega}_{kw1}^a = \frac{8h\omega_{1x} I_z \omega_k^2 c_k^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \cos \omega_k t}{3HR_0} =$$

$$= Q_{4k} \omega_{1x} \cos \omega_k t = Q_{4k} (\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \cos \omega_k t;$$

$$\dot{\omega}_{kw2}^a = \frac{-8h\omega_{1y} I_z \omega_k^2 c_k^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \cos \omega_k t}{3HR_0} =$$

$$= Q_{5k} \omega_{1y} \cos \omega_k t;$$

$$\dot{\omega}_{k\phi1}^a = \frac{-8h\omega_{1x} I_z \omega_k^2 b_k^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \cos \omega_k t}{3HR_0} =$$

$$= Q_{6k} \omega_{1x} \cos \omega_k t = Q_{6k} (\dot{\theta} - \omega_0 \psi) \cos \omega_k t;$$

$$\dot{\omega}_{k\phi2}^a = \frac{-8h\omega_{1y} I_z \omega_k^2 b_k^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \cos \omega_k t}{3HR_0} =$$

$$= Q_{7k} \omega_{1y} \cos \omega_k t,$$

причем

$$Q_{1k} = \frac{4\pi h I_z \omega_k a_k^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{HR_0};$$

$$Q_{2k} = \frac{4\pi h I_z \omega_k a_k^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{HR_0};$$

$$Q_{3k} = \frac{8h I_z \omega_k c_k^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{HR_0};$$

$$Q_{4k} = Q_{51} = \frac{8h I_z \omega_k^2 c_k^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{3HR_0};$$

$$Q_{6k} = \frac{8h I_z \omega_k^2 b_k^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{3HR_0};$$

$$Q_{7k} = \frac{8h I_z \omega_k^2 b_k^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{3HR_0};$$

$$a_k^{(1)} = \frac{\Delta_a^{(1)}}{\Delta^{(1)}}; \quad a_k^{(2)} = \frac{\Delta_a^{(2)}}{\Delta^{(2)}}; \quad c_k^{(2)} = \frac{\Delta_c^{(2)}}{\Delta^{(2)}};$$

$$\Delta_a^{(1)} = Q_z^{(1)} \left(-b_{\phi2}^{(1)} c_{w2}^{(1)} - b_{\phi4}^{(1)} c_{w3}^{(1)} \right) +$$

$$+ Q_\phi^{(1)} \left(-a_{z3}^{(1)} c_{w2}^{(1)} + a_{z4}^{(1)} c_{w3}^{(1)} \right) +$$

$$+ Q_w^{(1)} \left(a_{z3}^{(1)} b_{\phi4}^{(1)} + a_{z4}^{(1)} b_{\phi2}^{(1)} \right);$$

$$\Delta_a^{(2)} = Q_z^{(2)} \left(b_{\phi2}^{(2)} c_{w2}^{(2)} - b_{\phi4}^{(2)} c_{w3}^{(2)} \right) +$$

$$+ Q_\phi^{(2)} \left(-a_{z3}^{(2)} c_{w2}^{(2)} + a_{z4}^{(2)} c_{w3}^{(2)} \right) +$$

$$+ Q_w^{(2)} \left(a_{z3}^{(2)} b_{\phi4}^{(2)} - a_{z4}^{(2)} b_{\phi2}^{(2)} \right);$$

$$\Delta_c^{(2)} = Q_z^{(2)} \left(b_{\phi3}^{(2)} c_{w3}^{(2)} + b_{\phi2}^{(2)} c_{w4}^{(2)} \right) +$$

$$+ Q_\phi^{(2)} \left(-a_{z2}^{(2)} c_{w3}^{(2)} + a_{z3}^{(2)} c_{w4}^{(2)} \right) +$$

$$+ Q_w^{(2)} \left(a_{z2}^{(2)} b_{\phi2}^{(2)} - a_{z3}^{(2)} b_{\phi3}^{(2)} \right);$$

$$\Delta^{(1)} = a_{z2}^{(1)} \left(-b_{\phi2} c_{w2} - c_{w3} b_{\phi4} \right) +$$

$$+ a_{z3} \left(b_{\phi4} c_{w4} - b_{\phi3} c_{w2} \right) + a_{z4} \left(b_{\phi3} c_{w3} + b_{\phi2} c_{w4} \right);$$

$$\Delta^{(2)} = a_{z2} \left(b_{\phi2} c_{w2} - b_{\phi4} c_{w3} \right) +$$

$$+ a_{z3} \left(b_{\phi4} c_{w4} - b_{\phi3} c_{w2} \right) + a_{z4} \left(b_{\phi3} c_{w3} - b_{\phi2} c_{w4} \right);$$

$$a_k^{(1)} = \frac{1}{\Delta^{(1)}} - Q_z^{(1)} \left(b_{\phi2}^{(1)} c_{w2}^{(1)} + b_{\phi4}^{(1)} c_{w3}^{(1)} \right) +$$

$$+ Q_\phi^{(1)} \left(-a_{z3}^{(1)} c_{w2}^{(1)} + a_{z4}^{(1)} c_{w3}^{(1)} \right) + Q_w^{(1)} \left(a_{z4}^{(1)} b_{\phi2}^{(1)} + a_{z3}^{(1)} b_{\phi4}^{(1)} \right);$$

$$\begin{aligned}
b_k^{(1)} &= \frac{1}{\Delta^{(1)}} Q_z^{(1)} \left(b_{\varphi 4}^{(1)} c_{w 4}^{(1)} - b_{\varphi 3}^{(1)} c_{w 2}^{(1)} \right) + \\
&+ Q_\varphi^{(1)} \left(a_{z 2}^{(1)} c_{w 2}^{(1)} - a_{z 4}^{(1)} c_{w 4}^{(1)} \right) + Q_w^{(1)} \left(a_{z 4}^{(1)} b_{\varphi 3}^{(1)} - a_{z 2}^{(1)} b_{\varphi 4}^{(1)} \right); \\
c_k^{(1)} &= \frac{1}{\Delta^{(1)}} Q_z^{(1)} \left(b_{\varphi 2}^{(1)} c_{w 4}^{(1)} + b_{\varphi 3}^{(1)} c_{w 3}^{(1)} \right) + \\
&+ Q_\varphi^{(1)} \left(a_{z 3}^{(1)} c_{w 4}^{(1)} - a_{z 2}^{(1)} c_{w 3}^{(1)} \right) - Q_w^{(1)} \left(a_{z 3}^{(1)} b_{\varphi 3}^{(1)} + a_{z 2}^{(1)} b_{\varphi 2}^{(1)} \right); \\
a_k^{(2)} &= \frac{1}{\Delta^{(2)}} Q_z^{(2)} \left(b_{\varphi 2}^{(2)} c_{w 2}^{(2)} - b_{\varphi 4}^{(2)} c_{w 3}^{(2)} \right) + \\
&+ Q_\varphi^{(2)} \left(-a_{z 2}^{(2)} c_{w 2}^{(2)} + a_{z 4}^{(2)} c_{w 3}^{(2)} \right) + Q_w^{(2)} \left(-a_{z 4}^{(2)} b_{\varphi 2}^{(2)} + a_{z 3}^{(2)} b_{\varphi 4}^{(2)} \right); \\
b_k^{(2)} &= \frac{1}{\Delta^{(2)}} Q_z^{(2)} \left(b_{\varphi 4}^{(2)} c_{w 4}^{(2)} - b_{\varphi 3}^{(2)} c_{w 2}^{(2)} \right) + \\
&+ Q_\varphi^{(2)} \left(a_{z 2}^{(2)} c_{w 2}^{(2)} - a_{z 4}^{(2)} c_{w 4}^{(2)} \right) + Q_w^{(2)} \left(-a_{z 2}^{(2)} b_{\varphi 4}^{(2)} + a_{z 4}^{(2)} b_{\varphi 3}^{(2)} \right); \\
c_k^{(2)} &= \frac{1}{\Delta^{(2)}} Q_z^{(2)} \left(b_{\varphi 3}^{(2)} c_{w 3}^{(2)} - b_{\varphi 2}^{(2)} c_{w 4}^{(2)} \right) + \\
&+ Q_\varphi^{(2)} \left(-a_{z 2}^{(2)} c_{w 3}^{(2)} + a_{z 3}^{(2)} c_{w 4}^{(2)} \right) + Q_w^{(2)} \left(a_{z 2}^{(2)} b_{\varphi 2}^{(2)} - a_{z 3}^{(2)} b_{\varphi 3}^{(2)} \right); \\
Q_z^{(1)}(t) &= -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times \\
&\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)] \times \\
&\times z^2 (1-z)^2 \cos z \partial z; \\
Q_z^{(2)}(t) &= -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times \\
&\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)] \times \\
&\times z^2 (1-z)^2 \sin z \partial z; \\
Q_\varphi^{(1)}(t) &= -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times \\
&\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2)] \times \\
&\times z^2 (1-z)^2 \cos z \partial z; \\
Q_\varphi^{(2)}(t) &= -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times \\
&\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2)] \times \\
&\times z^2 (1-z)^2 \sin z \partial z; \\
Q_w^{(1)}(t) &= -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B+A) \times \\
&\times \exp i(\omega_k t - k_{0k} R_0 \cos \varphi \cos \varepsilon_1)] \times \\
&\times z^4 (1-z)^4 \cos z \partial z;
\end{aligned}$$

$$Q_w^{(2)}(t) = -\frac{1}{2} \int \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1+B-A) \times$$

$$\times \exp i(\omega_k t + k_{0k} R_0 \cos \varphi \cos \varepsilon_1)] \times$$

$$\times z^4 (1-z)^4 \sin z \partial z,$$

ω_k - частота акустического излучения k - го цикла.

Задав аналитические значения углового движения объекта $\psi(t)$, $\theta(t)$, $\omega_y(t)$, можно из соотношений (3.1) найти величины угловых скоростей в первом приближении - ω_{1x} , ω_{1y} , ω_{1z} - и после подстановки в правую часть уравнения первого приближения (3.2) решить его относительно β_1 .

§ 4. Возмущенное движение подвижной части поплавкового подвеса. Анализируя возмущенное движение, остановимся более детально на причинах появления систематической составляющей поворота поплавок, как представляющей наибольший практический интерес.

“Ложная” угловая скорость и “ложные” ускорения поворота вокруг выходной оси, как отмечалось ранее, есть результат реакции гироскопа на упруго-напряженное состояние поверхности поплавок. Эти величины присутствуют в уравнении первого приближения, поэтому и остановимся подробнее на анализе уравнения (3.2), считая, что в акустическом поле имеет место, например, осесимметричная упругая деформация поверхности поплавок.

Для удобства дальнейших вычислений разделим обе части уравнения (3.2) на величину B :

$$\begin{aligned}
\ddot{\beta}_1 + 2h\dot{\beta}_1 + n^2\beta_1 &= r \omega_{1x} - q \omega_{1y} - \dot{\omega}_{1z} - \\
&- q \left(\omega_1^a - \omega_2^a - \omega_3^a \right) + \left(\dot{\omega}_{w1}^a - \dot{\omega}_{w2}^a - \dot{\omega}_{\varphi 1}^a - \dot{\omega}_{\varphi 2}^a \right), \quad (4.1)
\end{aligned}$$

$$\text{где } \frac{b}{B} = 2h; \quad \frac{c}{B} = \mu^2; \quad \frac{r_1}{B} = r; \quad \frac{q_1}{B} = q; \quad \frac{R}{B} = \lambda;$$

$$\mu^2 + \omega_0 r = n^2;$$

$$\omega_{1y} = \omega_{1y} + \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a;$$

$$r_1 = R\omega_0 \cos 2\beta_0 - H \sin \beta_0;$$

$$q_1 = R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0;$$

$$\omega_{1y} = \dot{\varphi} = v r_\varphi \cos(vt + \delta_\varphi).$$

Общее решение уравнения (4.1) представляет собой сумму общего решения однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения -

$$\beta_1 = C \exp(-ht) \sin \left(\sqrt{n^2 - h^2} t + \varepsilon \right) + \tilde{\beta}_1.$$

С течением времени, очевидно, первое слагаемое будет убывать и с приближением $t \rightarrow \infty$, будет стремиться к нулю. Поэтому установившееся движение поплавок будет в полной мере определяться

величиной $\tilde{\beta}_1$, т.е. частным решением уравнения (4.1).

Рассмотрим реакцию гироскопа на *quasi*-гармонические колебания вида $f(t) = \rho \sin(vt + \delta)$.

Уравнение движения запишется так:

$$\ddot{\beta}_1 + 2h\dot{\beta}_1 + n^2\beta_1 = \rho \sin(vt + \delta). \quad (4.2)$$

Понятно, что установившееся движение поплавок относительно оси подвеса также будет гармоническим и определяться решением $\tilde{\beta}_1$ уравнения (4.1). Раскроем этот тезис подробнее: частное решение ищем в виде $\tilde{\beta}_1 = \tilde{\beta}_1^k + \tilde{\beta}_1^a$, а

$\tilde{\beta}_1^k = A \sin(vt + \delta - \varepsilon)$ и $\tilde{\beta}_1^a$ соответственно вынужденное движение поплавок под действием кинематического фактора и акустического излучения одновременно. После подстановки в уравнение (4.2) получаем:

$$A(n^2 - v^2) \sin(vt + \delta - \varepsilon) + 2h\nu A \cos(vt + \delta - \varepsilon) = \rho \sin(vt + \delta).$$

Откуда устанавливаем:

$$A = \rho^2 \left[(n^2 - v^2)^2 + 4h^2 v^2 \right]^{-\frac{1}{2}};$$

$$\begin{cases} \varepsilon = \arctg \left[2hv(n^2 - v^2)^{-1} \right], & \text{если } v < n; \\ \varepsilon = \pi + \arctg \left[2hv(n^2 - v^2)^{-1} \right], & \text{если } v > n. \end{cases}$$

Таким образом, частное решение $\tilde{\beta}_1^k$ принимает вид:

$$\tilde{\beta}_1^k = \rho \left[(n^2 - v^2)^2 + 4h^2 v^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \sin(vt + \delta - \varepsilon).$$

Если теперь принять, что колебания основания происходят по закону

$$\theta(t) = \rho_\theta \sin(vt + \delta_\theta); \quad \psi(t) = \rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi);$$

$$\omega_{1y} = \omega_y = v\rho_\varphi \cos(vt + \delta_\varphi),$$

т.е. имеет место *синхронная* качка частоты v , то первые три слагаемые правой части примут вид –

$$\begin{aligned} & r\omega_{1x} - q\omega_{1y} - \dot{\omega}_{1z} = \\ & = (r - \omega_0)v\rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta) - \\ & - (r\omega_0 - v^2)\rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi) - qv\rho_\varphi \cos(vt + \delta_\varphi), \end{aligned}$$

а частное решение $\tilde{\beta}_1^k$, обусловленное только качкой машины, как и следовало ожидать, отобразит вынужденные гармонические колебания поплавок

частоты v относительно равновесного положения $\beta = \beta_0$:

$$\begin{aligned} \tilde{\beta}_1^k &= \left[(n^2 - v^2)^2 + 4h^2 v^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \left[(r - \omega_0)v\rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta - \varepsilon) - \right. \\ &- (r\omega_0 - v^2)\rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi - \varepsilon) - \\ &- qv\rho_\varphi \cos(vt + \delta_\varphi - \varepsilon) \left. \right]. \end{aligned}$$

Теперь обратимся к определению частного решения $\tilde{\beta}_1^a$, которое соответствует дополнительному отклонению подвижной части подвеса относительно своей оси в акустическом поле. В уравнении (4.1) это соответствует двум последним слагаемым в правой части –

$$\begin{aligned} & -q(\omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a) + (\dot{\omega}_{w1}^a - \dot{\omega}_{w2}^a - \dot{\omega}_{\varphi 1}^a - \dot{\omega}_{\varphi 2}^a) = \\ & = \frac{1}{2}v[C_1\rho_\theta + \rho_\varphi(qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) - \rho_\psi qQ_{31}] \times \\ & \times \cos(v - \omega_1)t + \frac{1}{2}v[C_1\rho_\theta + \rho_\varphi(qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) - \\ & - \rho_\psi qQ_{31}] \cos[(v + \omega_1)t + 2\delta] + \\ & + \frac{1}{2}\omega_0(-C_1\rho_\psi + qQ_{31}\rho_\theta) \sin(v - \omega_1)t + \\ & + \frac{1}{2}\omega_0(-C_1\rho_\psi + qQ_{31}\rho_\theta) \sin[(v + \omega_1)t + 2\delta] = \\ & = \tilde{\beta}_{11}^a + \tilde{\beta}_{12}^a + \tilde{\beta}_{13}^a + \tilde{\beta}_{14}^a, \end{aligned} \quad (4.3)$$

здесь

$$\begin{aligned} C_1 &= (-qQ_{11} + Q_{41} - Q_{61}) = \\ &= \left(-\frac{R}{B}\omega_0 \sin 2\beta_0 + \frac{H}{B} \cos 2\beta_0 \right) Q_{11} + Q_{41} - Q_{61}. \end{aligned}$$

Частные решения $\tilde{\beta}_{1i}^a$ уравнения (4.2) примут вид:

$$\begin{aligned} \tilde{\beta}_{11}^a &= \frac{1}{2}v[C_1\rho_\theta + \rho_\varphi(qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) - \rho_\psi qQ_{31}] \times \\ &\times \left\{ \left[n^2 - (v - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2(v - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \cos[(v - \omega_1)t - \varepsilon_{11}]; \\ \tilde{\beta}_{12}^a &= \frac{1}{2}v[C_1\rho_\theta + \rho_\varphi(qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) - \rho_\psi qQ_{31}] \times \\ &\times \left\{ \left[n^2 - (v + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2(v + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \cos[(v + \omega_1)t + 2\delta - \varepsilon_{12}]; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\tilde{\beta}_{13}^a &= \frac{1}{2}\omega_0(-C_1\rho_\psi + q\rho_\theta Q_{31}) \times \\ &\times \left\{ \left[n^2 - (v - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2(v - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \sin[(v - \omega_1)t - \varepsilon_{13}]; \\ \tilde{\beta}_{14}^a &= \frac{1}{2}\omega_0(-C_1\rho_\psi + q\rho_\theta Q_{31}) \times \\ &\times \left\{ \left[n^2 - (v + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2(v + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \sin[(v + \omega_1)t + 2\delta - \varepsilon_{14}].\end{aligned}$$

Очевидно, что эти составляющие пополняют спектр колебаний выходного сигнала поплавкового гироскопа разностной $(v - \omega_1)$ и суммарной частот $(v + \omega_1)$.

Но не этот тезис представляет наибольший интерес. Составляющие $\tilde{\beta}_{11}^a$ и $\tilde{\beta}_{13}^a$ включают периодические функции разностной частоты $(v - \omega_1)$, что предоставляет возможность для более глубокого изучения явления. Смысл этого утверждения состоит в том, что при равенстве нулю аргумента, периодическая функция $\cos(v - \omega_1)$ обращается в единицу, а функция $\sin(v - \omega_1)$ обращается в единицу при наступлении равенства аргумента $\frac{\pi}{2}$. Это значит, что на частотах звукового излучения

$$\omega_1 = v + k\pi, \quad k = 0, 1, 2, \dots$$

в первом случае наступает равенство частот качки v и звукового поля ω_1 , и слагаемое $\tilde{\beta}_{11}^a$ формирует постоянные составляющие сигнала прибора, т.е. имеется систематическая погрешность на частотах $-\omega_1 = v$; $\omega_1 = v + \pi$; $\omega_1 = v + 2\pi$; $\omega_1 = v + 3\pi$; $\omega_1 = \dots$.

Аналогично для $\tilde{\beta}_{13}^a$. Систематическая составляющая погрешности от звукового воздействия появляется на частотах

$$\begin{aligned}\omega_1' &= v - \frac{1}{2}\pi; & \omega_1' &= v + \frac{\pi}{2}; & \omega_1' &= v + \frac{3}{2}\pi; \\ \omega_1' &= v + \frac{5}{2}\pi; & \omega_1' &= \dots\end{aligned}$$

Пусть, например, имеет место *асинхронная* качка корпуса аппарата вида

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \rho_\theta \sin(v_1 t + \delta_\theta); & \psi(t) &= \rho_\psi \sin(v_2 t + \delta_\psi); \\ \omega_{1y} &= \omega_y = v_3 \rho_\phi \cos(v_3 t + \delta_\phi).\end{aligned}$$

В этом случае частное решение $\tilde{\beta}_1^k$ уравнения

(4.1) определяется первыми тремя составляющими правой части:

$$\begin{aligned}r \omega_{1x} - q \omega_{1y} - \dot{\omega}_{1z} &= \\ &= v_1 \rho_\theta (r - \omega_0) \cos(v_1 t + \delta_\theta) - \rho_\psi (r \omega_0 - v_2^2) \times \\ &\times \sin(v_2 t + \delta_\psi) - q v_3 \rho_\phi \cos(v_3 t + \delta_\phi).\end{aligned}$$

Тогда величина $\tilde{\beta}_1^k$ определяется соотношением:

$$\begin{aligned}\tilde{\beta}_1^k &= \left[(n^2 - v^2)^2 + 4h^2 v_1^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times v_1 \rho_\theta (r - \omega_0) \cos(v_1 t + \delta_\theta - \varepsilon_1) - \\ &- \left[(n^2 - v_2^2)^2 + 4h^2 v_2^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times (r \omega_0 - v_2^2) \rho_\psi \sin(v_2 t + \delta_\psi - \varepsilon_2) - \\ &- \left[(n^2 - v_3^2)^2 + 4h^2 v_3^2 \right]^{-\frac{1}{2}} q v_3 \rho_\phi \cos(v_3 t + \delta_\phi - \varepsilon_3).\end{aligned}$$

Как следует из приведенного, в выходном сигнале присутствуют периодические составляющие всех трех частот $-v_1$, v_2 и v_3 .

Найдем частное решение $\tilde{\beta}_1^a$. Последние два слагаемых в правой части уравнения (4.1) имеют вид:

$$\begin{aligned}-q(\omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a) + (\dot{\omega}_{w1}^a - \dot{\omega}_{w2}^a - \dot{\omega}_{\phi1}^a - \dot{\omega}_{\phi2}^a) &= \\ &= \frac{1}{2} C_1 \{ v_1 \rho_\theta \cos[(v_1 - \omega_1)t + \delta_\theta] + \\ &+ v_1 \rho_\theta \cos[(v_1 + \omega_1)t + \delta_\theta] - \\ &- \omega_0 \rho_\psi \sin[(v_2 - \omega_1)t + \delta_\psi] + \\ &+ \omega_0 \rho_\psi \sin[(v_2 + \omega_1)t + \delta_\psi] \} + \\ &+ \frac{1}{2} C_2 v_3 \rho_\phi [\cos[(v_3 - \omega_1)t + \delta_\phi] + \\ &+ \cos[(v_3 + \omega_1)t + \delta_\phi] - \\ &- \frac{1}{2} C_3 \{ v_2 \rho_\psi \cos[(v_2 - \omega_1)t + \delta_\psi] + \\ &+ v_2 \rho_\psi \cos[(v_2 + \omega_1)t + \delta_\psi] - \\ &- \omega_0 \rho_\theta \sin[(v_1 - \omega_1)t + \delta_\theta] - \omega_0 \rho_\theta \sin[(v_1 + \omega_1)t + \delta_\theta] \}.\end{aligned}$$

Частные решения $\tilde{\beta}_{1j}^a$ в этом случае записываются так:

$$\begin{aligned}\tilde{\beta}_{15}^a &= \frac{v_1 \rho_\theta}{2} (-q Q_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \\ &\times \left\{ \left[n^2 - (v_1 - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_1 - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \cos[(v_1 - \omega_1)t + \delta_\theta - \varepsilon_{15}];\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\tilde{\beta}_{16}^a &= \frac{\omega_0 \rho_\theta}{2} q Q_{31} \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_1 - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_1 - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \sin \left[(v_1 - \omega_1) t + \delta_\theta - \varepsilon_{16} \right]; \\
\tilde{\beta}_{17}^a &= \frac{v_1 \rho_\theta}{2} (-q Q_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_1 + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_1 + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \cos \left[(v_1 + \omega_1) t + \delta_\theta - \varepsilon_{17} \right]; \\
\tilde{\beta}_{18}^a &= \frac{\omega_0 \rho_\theta}{2} q Q_{31} \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_1 + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_1 + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \sin \left[(v_1 + \omega_1) t + \delta_\theta - \varepsilon_{18} \right]; \\
\tilde{\beta}_{19}^a &= \frac{-\omega_0 \rho_\psi}{2} (-q Q_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_2 - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_2 - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \sin \left[(v_2 - \omega_1) t + \delta_\psi - \varepsilon_{19} \right]; \\
\tilde{\beta}_{20}^a &= \frac{-v_2 \rho_\psi}{2} q Q_{31} \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_2 - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_2 - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \cos \left[(v_2 - \omega_1) t + \delta_\psi - \varepsilon_{20} \right]; \\
\tilde{\beta}_{21}^a &= \frac{-v_2 \rho_\psi}{2} q Q_{31} \left\{ \left[n^2 - (v_2 + \omega_1)^2 \right]^2 + \right. \\
&\left. + 4h^2 (v_2 + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \cos \left[(v_2 + \omega_1) t + \delta_\psi - \varepsilon_{21} \right]; \\
\tilde{\beta}_{22}^a &= \frac{\omega_0 \rho_\psi}{2} (-q Q_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_2 + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_2 + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \sin \left[(v_2 + \omega_1) t + \delta_\psi - \varepsilon_{22} \right]; \\
\tilde{\beta}_{23}^a &= \frac{v_3 \rho_\phi}{2} (q Q_{21} - Q_{51} - Q_{71}) \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_3 - \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_3 - \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \cos \left[(v_3 - \omega_1) t + \delta_\phi - \varepsilon_{23} \right];
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\tilde{\beta}_{24}^a &= \frac{v_3 \rho_\phi}{2} (q Q_{21} - Q_{51} - Q_{71}) \times \\
&\times \left\{ \left[n^2 - (v_3 + \omega_1)^2 \right]^2 + 4h^2 (v_3 + \omega_1)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \\
&\times \cos \left[(v_3 + \omega_1) t + \delta_\phi - \varepsilon_{24} \right].
\end{aligned}$$

Систематические составляющие, как видно, могут появиться в величинах $\tilde{\beta}_{15}^a, \tilde{\beta}_{16}^a, \tilde{\beta}_{19}^a, \tilde{\beta}_{20}^a, \tilde{\beta}_{23}^a$ при совпадении значений частот v_1, v_2 или v_3 с частотой акустического излучения ω_1 . Остальные пополнят спектр периодических составляющих. Таким образом, при асинхронной качке корпуса боевой машины звуковое излучение, проникающее внутрь приборного отсека, может привести к дополнительным погрешностям. Происходит, своего рода, избирательность частот.

Представляет практический интерес анализ природы появления систематического *сдвига нуля* у поплавкового гироскопа под действием проникающего акустического излучения.

Для этого следует принять величину измеряемой угловой скорости ω_0 равной нулю, соответствующий ей угол поворота подвижной части β_0 также положить равным нулю, т.е. обеспечить выполнение условий

$$\omega_0 = 0; \quad \beta_0 = 0.$$

Из (4.4) получаем значение систематического сдвига нуля:

$$\begin{aligned}
\left(\tilde{\beta}_1^a \right)_{\text{сист.}} &= \langle \tilde{\beta}_{11}^a \rangle = \frac{vB \cos \varepsilon_{11}}{2c} \times \\
&\times \left\langle \left\{ \rho_\theta \left[\left(-\frac{H}{B} \frac{4\pi h I_z \omega_1 a_1^{(1)}}{HR_0} \right) + \frac{8h I_z \omega_1^2 c_1^{(1)}}{3HR_0} - \frac{8h I_z \omega_1^2 b_1^{(1)}}{3HR_0} \right] + \right. \right. \\
&+ \rho_\phi \left[\frac{H}{B} \frac{4\pi h I_z \omega_1 a_1^{(2)}}{HR_0} - \frac{8h I_z \omega_1^2 c_1^{(1)}}{3HR_0} - \frac{8h I_z \omega_1^2 b_1^{(2)}}{3HR_0} \right] - \\
&\left. \left. - \rho_\psi \frac{H}{B} \frac{8h I_z \omega_1' c_1^{(2)}}{HR_0} \right\} \right\rangle,
\end{aligned}$$

$$\omega_1 = v; \quad v + \pi; \quad v + 2\pi; \quad v + 3\pi, \dots,$$

$$\omega_1 = v + \ell_1 \pi \quad (\ell_1 = 0, 1, 2, \dots);$$

$$\omega_1' = v - \frac{1}{2}\pi; \quad v + \frac{1}{2}\pi; \quad v + \frac{3}{2}\pi; \quad v + \frac{5}{2}\pi;$$

$$\omega_1' = v + (-1 + \ell_2) \frac{\pi}{2}, \quad (\ell_2 = 0, 2, 4, 6, \dots).$$

Систематическая погрешность при измерении угловой скорости из-за сдвига нуля под действием акустического излучения для малых углов β_0 может

быть вычислена по формуле (2.1):

$$\Delta\omega^a = \frac{c}{H(1+N_1)+B(N_2+N_3)} \left(\tilde{\beta}_1^a \right)_{\text{сист.}} =$$

$$= \frac{4vhI_z \cos \varepsilon_{11}}{3R_0 [H(1+N_1)+B(N_2+N_3)]} \times$$

$$\times \left[\rho_\theta \left(-6\omega_1 a_1^{(1)} + \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(1)} \right) + \right.$$

$$\left. + \rho_\varphi \left(-6\omega_1 a_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(2)} \right) - 3\rho_\psi \omega_1' c_1^{(2)} \right].$$

Таким образом, погрешность измерения угловой скорости будет определяться суммой погрешности, вызванной угловым движением корпуса аппарата $\Delta\omega^k$, и погрешности от влияния проникающего акустического излучения $\Delta\omega^a$, т.е.

$$\Delta\omega = \Delta\omega^k + \Delta\omega^a =$$

$$= \frac{cz}{2Bn} \rho_\theta \rho_\psi \sin(\delta_\theta - \delta_\psi) +$$

$$+ \frac{cHz^2}{2B^2 n^2} \rho_\theta \rho_\varphi \cos(\delta_\varphi - \delta_\theta - \varepsilon) +$$

$$+ \frac{4vhI_z \cos \varepsilon_{11}}{3R_0 [H(1+N_1)+B(N_2+N_3)]} \times$$

$$\times \left[\rho_\theta \left(-6\omega_1 a_1^{(1)} + \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(1)} \right) + \right.$$

$$\left. + \rho_\varphi \left(-6\omega_1 a_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(2)} \right) - 3\rho_\psi \omega_1' c_1^{(2)} \right],$$

где $z = \frac{v}{n}$.

Чтобы определить систематический дрейф нуля интегрирующего гироскопа достаточно в полученных ранее результатах принять равным нулю коэффициент жесткости пружины ($c=0$), а также считать равной нулю угловую скорость ω_0 вращения машины вокруг входной оси прибора.

Таким образом, систематический дрейф нуля под действием проникающего акустического излучения будет следующим:

- синхронная качка

$$\left\langle \dot{\beta}_1^a \right\rangle_{\text{синхр.}} = \left\langle \frac{1}{4h} v \times \right.$$

$$\times \left[C_1 \rho_\theta + \rho_\varphi (qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) - \rho_\psi qQ_{31} \right] \times$$

$$\times \left[(v - \omega_1)^2 + 4h^2 (v - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos \varepsilon_1 \Bigg\rangle,$$

$\omega_1 = v + k\pi$, $k = 0, 1, 2, \dots$

- асинхронная качка

$$\left\langle \dot{\beta}_1^a \right\rangle_{\text{асинхр.}} = \frac{1}{4h} \left\langle v_1 \rho_\theta (-qQ_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \right.$$

$$\times \left[(v_1 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_1 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos(\delta_\theta - \varepsilon_3) -$$

$$- v_2 \rho_\psi qQ_{31} \left[(v_2 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_2 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times$$

$$\times \cos(\delta_\psi - \varepsilon_5) + v_3 \rho_\varphi (qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) \times$$

$$\times \left[(v_3 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_3 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos(\delta_\varphi - \varepsilon_7) \Bigg\rangle.$$

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Определены величины сдвига и дрейфа нуля поплавковых двустепенных гироскопов в системе внешнего целеуказания боевых машин, обусловленных качкой копуса и проникающим акустическим излучением.

Приведенные результаты позволяют выработать технические рекомендации для совершенствования тактико-технических характеристик боевых машин.

Литература

1. Гусынин, В.П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1996 г.г. Модификации, летные испытания и эксплуатация [Текст] / В.П. Гусынин // Космічна наука і технологія. – 1998. – Т. 4, №5/6. – С. 148-155
2. Winter, F.H. 100 years of flight: a chronicle of aerospace history, 1903-2003 [Text]: monogr. F.H.Winter, F.R. Van der Binder; Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2003. – 524 p.
3. Тимошенко, В.И. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных систем [Текст] / В.И. Тимошенко, В.П. Гусынин // Космічна наука і технологія. – 1999. – Т.5, № 1. – С. 78-89.
4. Коновалов, С.Ф. Проектирование гироскопических систем [Текст]: уч. пособие / С.Ф. Коновалов, Е.А. Никитин, С.М. Селиванова. – М.: Высшая шк., 1980. – 128 с.
5. Дифракція звуку на кардановому підвісі гіроскопа [Текст] / В.В. Карачун, Н.А. Кубрак., В.М. Мельник., К.Р. Потапова // Вісник ЖДТУ / Технічні науки. – 1999. – № 11. – С. 248-249.
6. Ізоляція імпедансних систем приладів [Текст]: моногр. / В.М. Мельник, М.С. Тривайло, В.В. Карачун, О.Я. Ковалець; Нац. техн. ун-т України «КПІ». – К.: «Корнійчук», 2009. – 104 с.
7. Мельник, В.М. Особливості руху в акустичному середовищі [Текст] / В.М. Мельник, В.В. Кара-

чун // *Materiály V Mezinárodní vědecko-praktická konference «Aktual'ni vyvozenosti vědy - 2009»*, 27.06.2009 – 05.07.2009. Díl 13. *Technické vědy. Tělovýchova a sport. – Praha: Publishing House «Education and Science»*, 2009. – S. 17-21.

8. Ковалец, О.Я. Инжекция акустического излучения как причина дифракционных эффектов на подвесе гироскопа [Текст] / О.Я. Ковалец // *Дев'ята Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи»*, 27-28 квітня 2010р., м. Київ, Україна.: ПБФ, НТУУ «КПІ», 2010. – С. 39.

9. Карачун, В.В. Задачі супроводу і маскування рухомих об'єктів [Текст]: моногр. / В.В. Карачун, В.М. Мельник; Нац. техн. ун-т України «КПІ». – Київ: «Корнійчук», 2011. – 264 с.

10. Карачун, В.В. Поплавковый гироскоп. Дифракция звуковых волн на импедансном подвесе [Текст]: моногр. / В.В. Карачун, В.Н. Мельник, О.Я. Ковалец; Нац. техн. ун-т Украины «КПИ». – Киев: Наук. думка, 2011. – 191 с.

11. Кошляков, В.Н. Задачи динамики твердого тела и прикладной теории гироскопов: Аналитические методы [Текст]: моногр./ В.Н. Кошляков. – М.: Наука, 1986. – 288 с.

Поступила в редакцию 24.07.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рыжков, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

АКУСТИЧНИЙ ІМПЕДАНС ІНЕРЦІАЛЬНОГО НАВІГАТОРУ І ПОХИБКИ ЗОВНІШНЬОГО ЦІЛЕВКАЗУВАННЯ ПРИ МАНЕВРУВАННІ НА МАРШІ

В.М. Мельник, В.В. Карачун, Г.В. Бойко

Аналізуються причини появи зсуву і дрейфу нуля поплавкових двостепеневих гіроскопів в системі зовнішнього цілевказування бойових машин, які слугують виникненню і розвитку в часі похибок виявлення, класифікації і визначення місцезнаходження сухопутної цілі при маневруванні вогнем і рухом. В рамках тривимірної задачі встановлено закономірності пружного переміщення поверхні рухомої частини поплавкового підвісу і з'ясована природа Ейлерових сил інерції в експлуатаційних умовах ревербераційного простору та quasi – гармонічного кутового руху об'єкту. Зроблено оцінку ступеня впливу цих сил на зсув нуля двостепеневого гіроскопу і похибку вимірювань за осесиметричного і багатоциклового деформованого стану.

Ключові слова: двостепеневий гіроскоп, зсув нуля, акустичне випромінювання, кінематичне збурення.

ACOUSTIC IMPEDANCE OF INERCIAL NAVIGATOR AND MISTAKES OUTSIDE TARGET-DETERMINATION MANOEUVRE ON MARCH

V.N. Mel'nick, V.V. Karachun, G.V. Boiko

Reasons of appearance of change and drift of zero of float two-degree gyroscopes are analyzed in the system of external target designation of fighting machines, resulting in an origin and development in time of errors of discovery, classification and position-fix land purpose at maneuvering a fire and motion. Within the framework of three-dimensional task conformities to law are set resilient the surface of moving of mobile part of float suspension and nature of Euler forces of inertia is found out in the operating terms of reverberation space and quasi – harmonic angular movement object. The estimation of degree of influence of these forces is conducted on the change of zero of two-degree gyroscope and error of measuring at the axis non-symmetrical and multisequencing deformed state.

Key words: two-degree gyroscope, change of zero, acoustic radiation, kinematics indignation.

Мельник Вікторія Николаевна – д-р техн. наук, проф., зав. каф. біотехніки і інженерії, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun11@i.ua.

Карачун Володимир Володимирович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. біотехніки і інженерії, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun11@i.ua.

Бойко Галина Володимирівна – соискатель, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: karachun11@i.ua.

УДК 629.7.05

А.М. СУББОТА, В.Ф. СИМОНОВ, О.В. РЕЗНИКОВА

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

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ–МАХОВИКОВ И МАГНИТНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

Задачи, возлагаемые на искусственные спутники Земли, постоянно усложняются. Это приводит к необходимости совершенствования их систем управления. Особенно это относится к системам стабилизации и ориентации (ССО) малогабаритных космических аппаратов (МКА) длительного существования. При разработке ССО таких МКА приходится учитывать ограничения на возможности их исполнительных устройств (ИУ). Наиболее рациональным является использование в качестве ИУ либо только двигателей-маховиков (ДМ), либо только магнитных исполнительных органов (МИО). В данной работе путем моделирования в среде MATLAB/ SIMULINK показано, что построение ССО для МКА на базе только ДМ или только МИО обеспечивает получение системы ССО с высоким качеством переходных процессов для всех режимов управления МКА: гашения начальных угловых скоростей, закрутки, программного разворота и стабилизации.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации и стабилизации, двигатели-маховики, магнитные исполнительные органы.

Введение

Траектория полета космического летательного аппарата (КЛА) делится на два участка: участок выведения, на котором космический аппарат при помощи ракеты-носителя (РН) выводится в определенную точку космического пространства и ему сообщается необходимая скорость в заданном направлении, и орбитальный участок, на котором движение КЛА происходит, в основном, по инерции, подчиняясь законам классической механики [1].

Постоянное увеличение количества задач, возлагаемых на искусственные спутники Земли, приводит к необходимости совершенствования их систем стабилизации и ориентации. Придание космическим летательным аппаратам необходимой ориентации позволяет получить целый ряд преимуществ, основными среди которых можно выделить следующие:

- улучшение условий видеонаблюдений и различного рода измерений, проводимых в космосе;
- улучшение качества передачи информации при помощи антенн с узкими диаграммами направленности;
- большую эффективность использования солнечных батарей;
- лучшие условия создания функционирования систем терморегулирования и термостабилизации.

КЛА, будучи выведенным на орбиту, ориентируется определенным образом относительно осей

некоторой системы координат, которая выбирается в зависимости от назначения и характеристик космического аппарата. В процессе движения по орбите он должен сохранять эту ориентацию.

Эти функции на борту КЛА выполняет система стабилизации и ориентации (ССО), которая может быть активной, пассивной или комбинированной [2].

В процессе проектирования систем стабилизации КЛА применяются методы математического моделирования замкнутой схемы «летательный аппарат + система стабилизации» на ЭВМ с использованием специализированных математических пакетов и системы моделирования SIMULINK, являющейся одной из наиболее известных и эффективных систем математического моделирования, входящих в состав математического пакета MATLAB [3].

Постановка задачи исследования

Осуществление таких операций как наблюдение за космическими и наземными объектами, измерение характеристик космического пространства, видеосъемка участков суши и поверхности морей и океанов, применение спутников для метеорологических и геофизических целей приводят к необходимости обеспечения КЛА высокоточными системами стабилизации и ориентации. Наряду с этими системами необходимо предусмотреть систему предварительного успокоения, необходимую для гашения

ненулевых значений угловых скоростей, возникающих в момент отделения КЛА от РН [4].

Существующие ССО активного типа нуждаются в бортовых источниках энергии и включают в себя активные устройства: управляемые двигатели-маховики (ДМ), газореактивные двигатели (ГРД), магнитоисполнительные органы (МИО) и др.

При проектировании КЛА длительного существования на орбите наиболее перспективными являются ДМ и МИО, так как они не требуют наличия на борту запасов топлива.

При помощи ДМ и МИО можно создать достаточно быстродействующие и высокоточные управляющие силы и моменты. Кроме того, данные устройства могут быть использованы как для стабилизации, так и для успокоения, поиска ориентиров, начальной ориентации, а также для закрутки КЛА наподобие гироскопа, что придает устойчивость нахождения КЛА на орбите.

Отсюда вытекает задача: путем моделирования функционирования систем ССО убедиться в возможности построения высококачественных ССО только на базе ДМ или МИО с учетом требований к процессам успокоения, ориентации и стабилизации КЛА.

Представление динамики КЛА с ДМ и МИО на структурных схемах и схемах моделирования

Для записи уравнений движения КЛА относительно центра масс выбираем нормальную и связанную системы координат (СК). Считаем, что оси связанной СК совпадают с главными осями инерции КЛА. Тогда уравнения движения КЛА относительно центра масс принимают форму уравнений Эйлера [5, 6]:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x - (J_y - J_z) \omega_y \omega_z = -M_{xy} + M_{xz}; \\ J_y \dot{\omega}_y - (J_z - J_x) \omega_z \omega_x = -M_{yy} + M_{yz}; \\ J_z \dot{\omega}_z - (J_x - J_y) \omega_x \omega_y = -M_{zy} + M_{zx}, \end{cases} \quad (1)$$

где $J_i, \omega_i, M_{iy}, M_{iz}$, $i = x, y, z$ – соответственно моменты инерции, угловые скорости, управляющие и возмущающие моменты КЛА относительно осей X, Y, Z .

С целью конкретизации дальнейшие исследования будем проводить применительно к мини (микро) КЛА, имеющему форму шара с установкой двигателей-маховиков по дифференциальной схеме, предложенной в работе [5] или с МИО. Для таких КЛА $J_x = J_y = J_z = J$, а влияния возмущающих моментов в процессе управления ориентацией или стабилизацией настолько малы, что ими можно пре-

небречь. Кроме того, при синтезе регуляторов будем использовать принцип максимума Л. С. Понтрягина [6], обеспечивающего оптимальное по быстродействию управление движением КЛА вокруг центра масс по одной из осей. При указанных выше условиях каналы управления угловым положением по крену (γ), тангажу (θ) и рысканию (ψ) являются инвариантными и для дальнейших исследований ограничимся одним из них, полагая, что процессы управления в остальных протекают идентично. Таким образом, в общем виде угловое положение КЛА относительно одного из каналов можно описать уравнениями в форме Коши:

$$\begin{cases} \dot{\phi}(t) = \omega(t); \\ \dot{\omega}(t) = -K_1 U(t), \end{cases} \quad (2)$$

где $K_1 = \frac{M_{iy}}{J}$, $i = x, y, z$;

$U(t)$ – нормированная функция управления, модуль которой $-|U(t)| \leq 1$.

В структурных схемах динамику КЛА, как объекта управления, представим в виде передаточной функции:

$$W_0(s) = -\frac{\phi(s)}{m_y(s)} = -\frac{1}{s^2}. \quad (3)$$

где $m_y = K_1 U$.

Для управления скоростью вращения ротора двигателя-маховика в настоящее время применяют вентильные двигатели с возможностью отдачи запасенной энергии в обмотках статора в сеть, т.е. с рекуперацией. В таких ДМ отсутствует аэродинамическое сопротивление, а за счет рекуперации достигается высокое быстродействие и реверсивность вращения. Уравнение движения ротора ДМ в линеаризованном виде запишем как

$$J_m \frac{d\Delta\Omega}{dt} = \Delta M_d - \Delta M_c, \quad (4)$$

где $\Delta M_d = K_m \Delta i$ – приращение развиваемое двигателем момента;

K_m – постоянный коэффициент;

i – входной управляющий сигнал;

$\Delta M_c = B_m \Delta\Omega$ – приращение момента сопротивления, зависящее от приращения скорости вращения $\Delta\Omega$ ротора (маховика).

С учетом выше приведенных обозначений выражение (4) представим в следующем виде:

$$J_m \frac{d\Delta\Omega}{dt} + B_m \Delta\Omega = K_m \Delta i. \quad (5)$$

Применяя к выражению (5) преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях, получим передаточную функцию двигателя-маховика:

$$W_{\text{дм}}(s) = \frac{\Delta\Omega(s)}{\Delta i(s)} = \frac{K_{\text{дм}}}{Ts + 1}, \quad (6)$$

где $K_{\text{дм}} = \frac{K_M}{B_M}$ – коэффициент преобразования ДМ;

$$T = \frac{J_M}{B_M} - \text{постоянная времени};$$

B_M – дифференциальное механическое сопротивление, определенное из зависимости момента сопротивления вентильного двигателя от скорости вращения.

Приведенные передаточные функции (3) и (6) будем использовать при разработке схем моделирования процессов управления, протекающих в замкнутых системах «КЛА-ДМ». При моделировании ССО КЛА с МИО передаточную функцию последних находим следующим образом. На катушку с проводником длиной l с током i , находящейся в поле постоянного магнита с индукцией B относительно центра масс КЛА радиусом R действует момент:

$$M = B \cdot l \cdot R \cdot i. \quad (7)$$

Падение напряжения U на катушке связано с ее параметрами (индуктивностью L и активным сопротивлением r) следующей зависимостью:

$$L \frac{di}{dt} + r \cdot i = u. \quad (8)$$

После соответствующих стандартных преобразований выражений (7) и (8) передаточная функция МИО запишется в таком виде:

$$W(s) = \frac{M(s)}{u(s)} = \frac{K_2}{\tau \cdot s + 1}, \quad (9)$$

где $K_2 = \frac{B \cdot l \cdot R}{r}$, $\tau = \frac{L}{r}$ – соответственно коэффициент преобразования и постоянная времени МИО.

Схема включения катушек МИО, используемых для выполнения функций стабилизации, ориентации и закрутки КЛА представлена на рис.1 [7]. При этом для указанных целей оси катушек (1, 2) и магнито-

метров (7,8) совмещают с осями X и Y КЛА и катушки соединяются соответственно через усилители 3-6 с учетом коммутации требуемого направления токов при помощи блока управления 9.

Моделирование режимов ориентации, закрутки и стабилизации КЛА с использованием двигателей-маховиков

Схема моделирования приведена на рис. 2, на которой введены следующие обозначения:

PulseGenerator и Step – блоки, выдающие задающие сигналы соответственно в виде импульсов с регулируемой скважностью и в виде единичного ступенчатого воздействия;

Transport Delay – блок задержки;

Transfer Fcn1,2 – передаточные функции двигателей-маховиков;

Integrator и Integrator1- моделируют передаточную функцию космического летательного аппарата;

XY Graph – графопостроитель для отображения процессов изменения состояния КЛА при его ориентации, на фазовой плоскости

Scope1,2,3 – осциллографы для отображения соответственно сигналов о состоянии ДМ, угловой скорости и углового положения КЛА.

Остальные элементы общепонятны.

При нахождении переключателя ManualSwitch в положении 1 моделируется режим закрутки, а в положении 2 – режим ориентации и стабилизации.

В качестве примера на рис.3 приведены результаты моделирования режима ориентации КЛА относительно одной из осей.

Как видно из рис.3, применение ДМ, включенных по дифференциальной схеме, позволяет достаточно плавно осуществлять изменение углового положения КЛА за один цикл. При подаче серии импульсов, следующих в данном случае с периодом $t=5\text{с}$ можно развернуть КЛА относительно одной из осей на угол $\varphi = n \cdot \Delta\varphi$, где n – число импульсов.

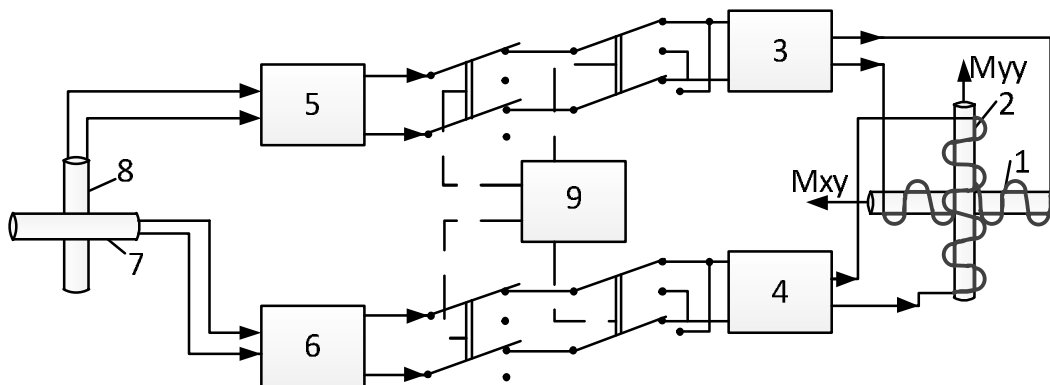


Рис. 1. Схема коммутации катушек (электромагнитов) и магнитометров

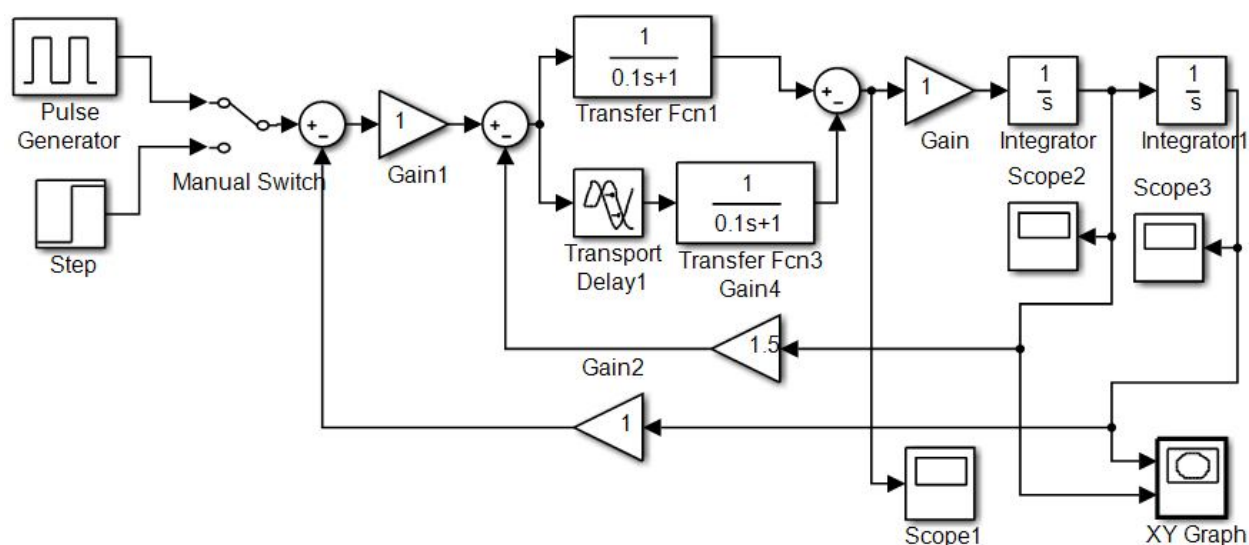


Рис. 2. Схема моделирования функционирования системы ССО на базе двигателей-маховиков

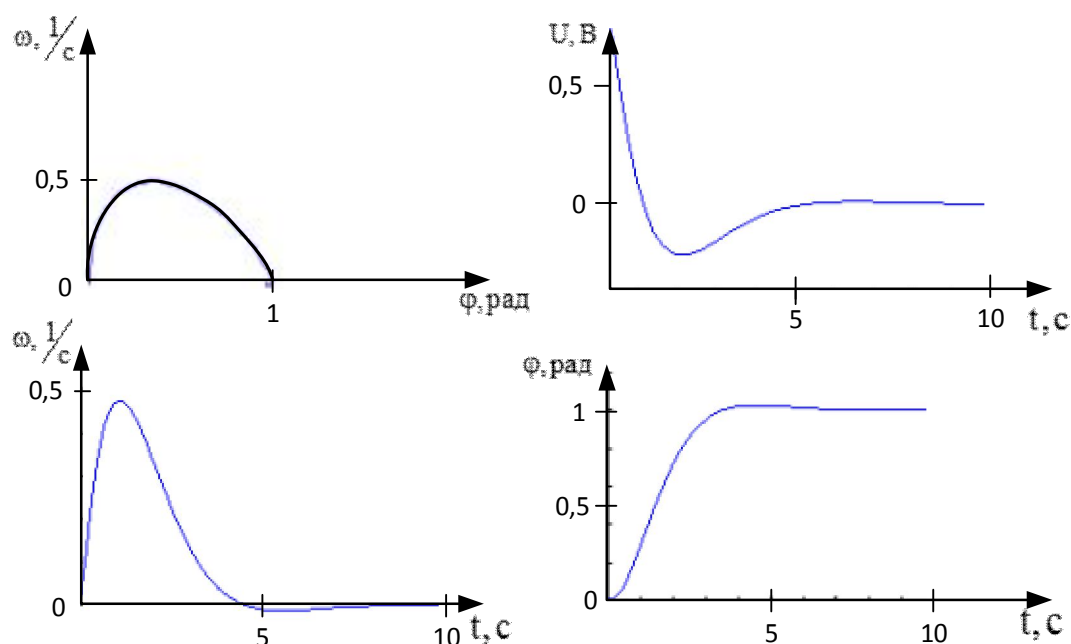


Рис. 3. Результаты моделирования: а – фазовая траектория ориентации КЛА, б – переходный процесс отработки сигнала управления ДМ, в – переходный процесс по скорости поворота КЛА; г – переходный процесс по углу поворота КЛА

Моделирование режима закрутки до определенной угловой скорости с использованием МИО

Принцип действия любой магнитной системы или устройства основан на взаимодействии момента КА с магнитным полем Земли (МПЗ). Момент этого взаимодействия M может быть записан как:

$$\vec{M} = \vec{L} \times \vec{B}, \quad (10)$$

где $\vec{L}$ – вектор магнитного момента КА, создаваемый соответствующими катушками; $\vec{B}$ – вектор индукции МПЗ.

Предположим, что на спутнике установлены три взаимно перпендикулярные магнитные (токовые) катушки. Током через каждую из них можно управлять независимо. Будем считать, что катушка с дипольным моментом $\vec{m}_3 = m_3 \vec{a}_3$, создающая момент вдоль оси симметрии спутника с ортом $\vec{a}_3$, управляет положением этой оси в пространстве.

Катушки с дипольными моментами $\vec{m}_1 = m_1 \vec{a}_1$, $\vec{m}_2 = m_2 \vec{a}_2$ используются для управления скоростью вращения спутника, несмотря на то, что механический магнитный момент, создаваемый этими катушками, будет также влиять и на положение в пространстве оси симметрии спутника. Это влияние будем рассматривать как возмущение положения оси симметрии спутника наряду с эффектом от действия гравитационного момента.

Рассмотрим режимы гашения начальных угловых скоростей и закрутки до определенной угловой скорости для одной из осей.

Закрутка может осуществляться при помощи импульсного сигнала управления, как представлено на рис.4, где блок Transfer Fcn1 – передаточная функция МИО. Остальные элементы описаны выше или являются общепонятными.

На рис.5 приведены результаты моделирования.

Как показывают результаты моделирования (рис.5а) величина угловой скорости закрутки КА может легко регулироваться частотой импульсов, вырабатываемых генератором Pulse Generator.

Моделирование режима программного разворота КЛА

Рассмотрим плоский разворот КЛА на угол $\vartheta_{пр} = \text{const}$. Для упрощения исследования не будем учитывать зоны нечувствительности датчиков и запаздывание в системе.

На рис.6 показано положение КЛА в исходном, перед разворотом на программное значение угла тангажа $\vartheta_{пр}$, состоянии, характеризующемся координатами $Z'OX'$.

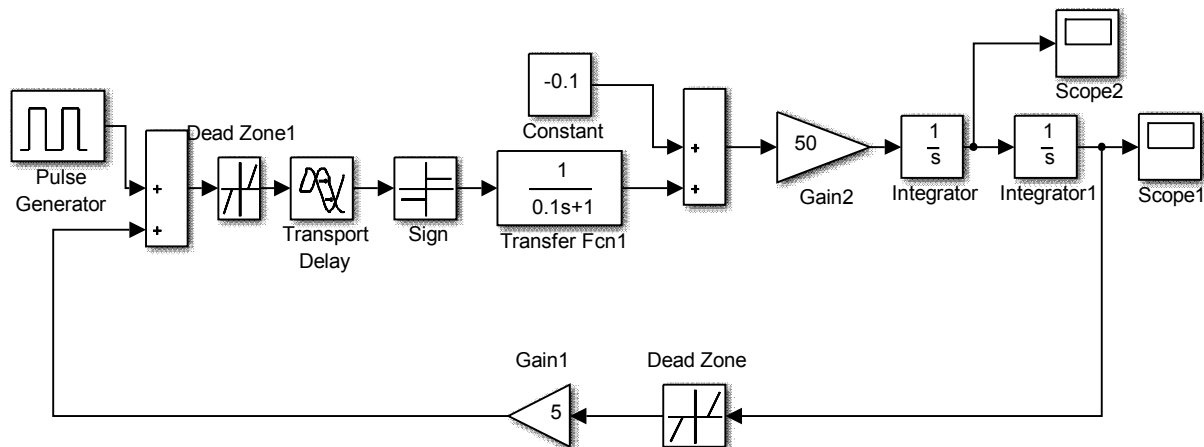


Рис. 4. Схема системы ССО при помощи МИО

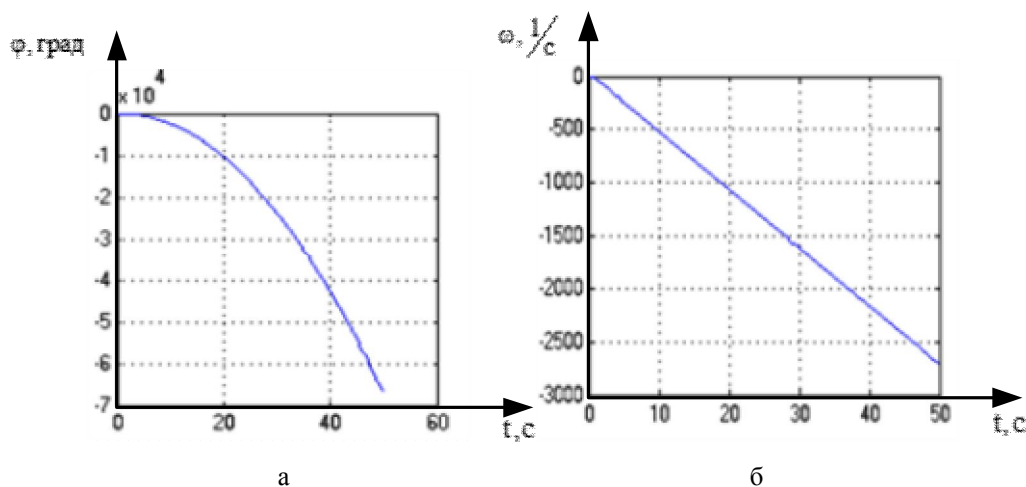


Рис. 5. Результаты моделирования: а – угловое положение КА; б – угловая скорость КА

При единичном развороте процесс функционирования системы ориентации и стабилизации с учетом начального и конечного состояния КЛА может быть описан в следующем виде:

$$\begin{cases} \varphi(t) = \vartheta(t) - \vartheta_{\text{пр}}; \\ \dot{\varphi}(t) = \dot{\vartheta}(t) - \omega(t), \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \vartheta(t_0) = 0; \dot{\vartheta}(t_0) = 0; \varphi(t_0) = -\vartheta_{\text{пр}}; \dot{\varphi}(t_0) = 0; \\ \vartheta(t_K) = \vartheta_{\text{пр}}; \dot{\vartheta}(t_K) = 0; \varphi(t_K) = 0; \dot{\varphi}(t_K) = 0. \end{cases} \quad (12)$$

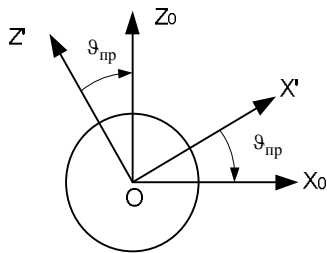


Рис. 6. К определению исходного и конечного состояния КЛА после разворота на $\vartheta_{\text{пр}}$

В соответствии с принципом максимума Понтрягина оптимальное по быстродействию управление, приводящее КЛА из начального $\varphi(t_0) = -\vartheta_{\text{пр}}$ в конечное $\varphi(t_K) = 0$ может быть представлено в виде рис.6 и описано как

$$U(t) = \begin{cases} 1, \sigma(\varphi, \dot{\varphi}) < 0; \\ -1, \sigma(\varphi, \dot{\varphi}) \geq 0; \end{cases} \quad (13)$$

$$\sigma(\varphi, \dot{\varphi}) = \varphi(t) + [\dot{\varphi}(t) \cdot |\dot{\varphi}(t)|] / 2 \cdot m_y. \quad (14)$$

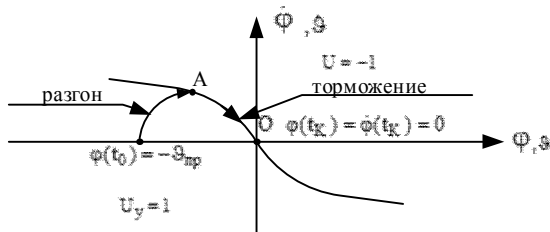


Рис. 7. Фазовый портрет функционирования системы ориентации (АО – линия переключения)

При этом время программного разворота ($T_{\text{пр}}$) может быть определено как:

$$T_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{2\vartheta_{\text{пр}}}{m_y}}. \quad (15)$$

В данном случае $T_{\text{пр}}$ представляет собой минимально возможное время программного разворота КЛА на угол $\vartheta_{\text{пр}}$. Такой разворот, в общем, не рационален, т.к. требует больших энергетических затрат на функционирование МИО или ДМ. В этом

случае, если число программных разворотов $N \gg 1$, то более эффективными оказываются другие алгоритмы. Так, если линия переключения определяется уравнениями (рис.8)

$$\begin{cases} \sigma_1 = \varphi + [\dot{\varphi} \cdot |\dot{\varphi}|] / 2 \cdot m_y; \\ \sigma_2 = \dot{\varphi} - \dot{\varphi}_n \text{sign}(\dot{\varphi}), \end{cases} \quad (16)$$

то схема для моделирования движения КЛА в режиме программного разворота с описанным законом управления может быть представлена в виде рис. 9.

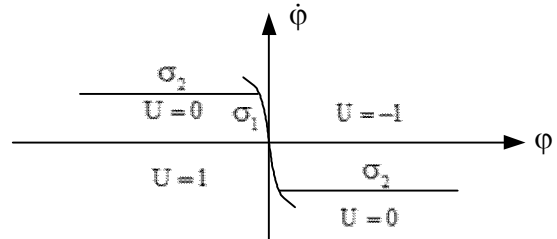


Рис. 8. График линий переключения

На рис.10 приведены результаты моделирования.

Заключение

В рамках системы MATLAB/SIMULINK предложено исследование качества функционирования системы ориентации и стабилизации малогабаритных космических аппаратов. Показано, что для длительного существования на орбите и унификации силовой исполнительской части в ССО могут быть применены однотипные исполнительные органы, базирующиеся только лишь на двигателях - маховиках, либо только на магнитных исполнительных органах. При этом могут быть реализованы различные режимы работы ССО: режим гашения, закрутки и программного разворота. Показано, что с целью уменьшения энергозатрат при использовании принципа Понтрягина желательно такие режимы, как программный разворот, осуществлять за несколько этапов-шагов.

При использовании только двигателей - маховиков в ССО необходимо иметь по одной оси два двигателя-маховика, кинетические моменты которых направляются в противоположные стороны. Включение второго ДМ по отношению к первому должно осуществляться с расчетным значением задержки, что обеспечивает как создание требуемого момента управления, так и обоюдную разгрузку ДМ от насыщения.

Таким образом, полученные результаты позволяют упростить разработку ССО КА, снизить энергопотребление ИО и трудовые затраты за счет унификации, а также сократить сроки разработки КА.

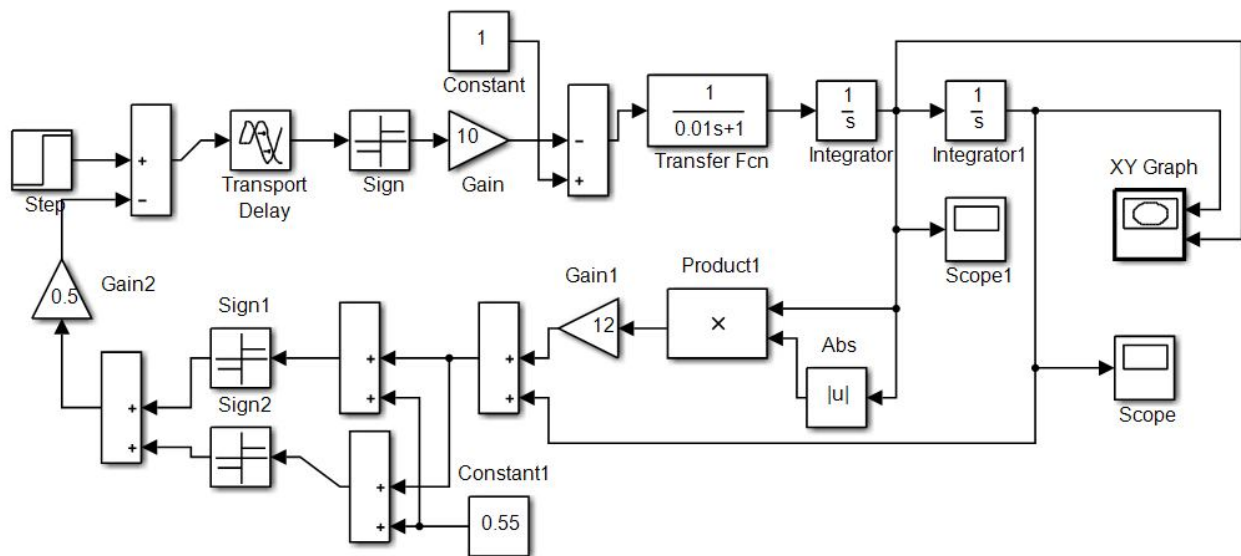


Рис. 9. Машинная модель исследуемой системы

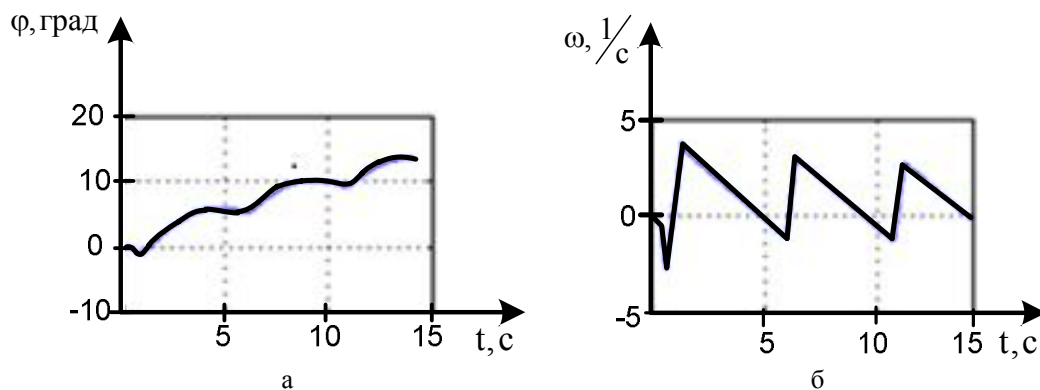


Рис. 10. Результаты моделирования: а – угловое положение КА; б – угловая скорость

Литература

1. Павловський, М.А. Системи керування обертовим рухом космічних апаратів [Текст] / М.А. Павловський, В.П. Горбулін, О.М. Клименко. - К.: Наук.думка, 1997. - 200 с.
2. Бортвые системы управления космическими аппаратами [Текст]: учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко и др. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. - 304 с.
3. Дьяконов, В.П. MATLAB 6.5 SP1/7.0 + Simulink 5/6 в математике и моделировании [Текст] / В.П. Дьяконов. - М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2005. - 576 с.
4. Лебедев, Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. - К.: Наук. Думка, 2006. - 298 с.
5. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники Т.2. Проектирование систем управления КА и модулей орбитальных станций [Текст] / Ю.С. Алексеев, Е.В. Белоус, Г.В. Белаев и др.; под общ. ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «Харьк. авиац. ин-т» НПП Харитрон-Аркас, 2012. - 680 с.
6. Суббота, А.М. Особенности применения двигателей-маховиков на малых космических аппаратах [Текст] / А.М. Суббота, О.В. Резникова, Т.Н. Андрущенко // Авиационно-космическая техника и технология. - 2012. - №4(91). - С. 88-92.
7. Математическая теория оптимальных процессов [Текст] / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. - М.: Наука, 1976. - 384 с.
8. Pat. 3489372 United States, B64G1/32; B64G1/36; B64G1/28; B64G1/24; B64G1/36; (IPC1-7): B64G1/10. Satellite spin control system [Text]/Ellis Richard T., Clarksville, Fischell Robert E.; Silver Spring. - № 597,137; claimed 25.11.1966; published 13.01.1970. - 8 p.: fig.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, начальник сектора Ю.А. Кузнецов, НПП Хартрон-Аркос, Харьков

ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ З ВИКОРИСТАННЯМ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ ТА МАГНІТНИХ ВИКОНАВЧИХ ОРГАНІВ

А.М. Субота, В.Ф. Симонов, О.В. Резнікова

Задачі, що покладають на штучні супутники Землі, постійно ускладнюються. Це призводить до необхідності удосконалення їх систем управління. Особливо це стосується систем стабілізації та орієнтації (ССО) малогабаритних космічних апаратів (МКА) тривалого функціонування. При розробці ССО таких МКА необхідно враховувати обмеження на можливості їх виконавчих пристроїв (ВП). Найбільш раціональним є використання у якості ВП або тільки двигунів-маховиків (ДМ), або тільки магнітних виконавчих органів (МВО). В даній роботі шляхом моделювання у середовищі MATLAB/SIMULINK показано, що побудова ССО для МКА на базі тільки ДМ або МВО забезпечує отримання ССО з високою якістю перехідних процесів для всіх режимів управління МКА: згасання початкової кутової швидкості, закрутки, програмного розвороту та стабілізації.

Ключові слова: космічний апарат, система орієнтації та стабілізації, двигуни-маховики, магнітні виконавчі органи.

INVESTIGATION QUALITY OF THE SPACECRAFT ORIENTATION AND STABILIZATION WITH USING REACTION WHEELS AND MAGNETIC EXECUTIVE ORGANS

A.M. Subbota, V.F. Symonov, O.V. Reznikova

The tasks, which must be solved with help of artificial satellites of the Earth, become more complicate constantly. This is a reason of necessity of their control systems improvement. Especially that concerns to stabilization and orientation systems (SOS) of the long operating small-size spacecrafts (SSS). During developing these SSS designers have to take into account limitations on their actuators opportunities. Using motor-fly-wheels (MFW) only or magnetic executive organs (MEO) only as actuators is most rational method. In this work, it is shown with help of simulation in MATLAB/ SIMULINK environment that the SOS construction for SSS on base only MFW or MEO only provides obtaining SOS with high quality of step responses for all modes of SSS control: damping of the initial angular velocity, twirling, program turning and stabilization.

Key words: spacecraft, stabilization and orientation systems, motor-fly-wheels, magnetic executive organs

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, проф., проф. кафедри систем управління летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Резникова Ольга Викторовна – ассистент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.

УДК 681.5.015:629.7.05

ДО КУОК ТУАН¹, С.Н. ФИРСОВ², О.А. ПИЩУХИНА³¹ Ханойская авиатехническая Академия, Вьетнам² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина³ Национальный университет радиозлектроники, Харьков, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БЛОКА ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА С ГЛУБИНОЙ ДО МЕСТА ОТКАЗА

Разработано диагностическое обеспечение блока датчиков угловой скорости системы управления многоцелевого самолета, которое позволяет определять техническое состояние блока с глубиной до места отказа. Доказана возможность идентификации мест отказов при различных условиях возникновения отказов, отличающихся классом, местом и кратностью. Показано преимущество перспективного размещения датчиков в блоке в сравнении с базовым, а также показана особенность диагностирования такого размещения, заключающаяся в применении сигнально-параметрического подхода для диагностирования технического состояния блока с глубиной до места отказа при возникновении кратных отказов в подгруппе. В последующем полученная информация о техническом состоянии может быть использована для решения последующих задач диагностического обеспечения – определения класса и вида отказа.

Ключевые слова: отказоустойчивость, диагностирование, навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, сигнальное диагностирование, параметрическое диагностирование, диагностическая модель.

Введение

На многоцелевых самолетах в контурах демпфирования и стабилизации применяется избыточное количество однотипных датчиков угловых скоростей (ДУС), расположенных следующим образом: три параллельных оси Ох, связанной с корпусом ЛА системы координат, три параллельно оси Оу и четыре параллельно оси Оz. С точки зрения формирования измерительного базиса такое количество измерителей должно обеспечивать парирование семикратных полных отказов ДУС, однако располагаемое размещение датчиков позволяет реализовывать традиционные мажоритарные подходы по схеме два из трех, относительно каждой оси без возможности применения перекрестных избыточностей. Нерациональное использование избыточных измерительных средств в контурах демпфирования определяет актуальность применения перспективного системного подхода к обеспечению отказоустойчивости избыточного блока ДУС многоцелевого самолета, базирующегося на принципах глубокого диагностирования технического состояния измерителей и гибкого восстановления их работоспособности по результатам анализа.

Предлагаемое расположение измерителей в блоке ДУС многоцелевого самолета, не требующее изменения исходного количества датчиков, позволяет не только решать задачи глубокого диагностирования, но

и обеспечивает функционально устойчивое измерение угловой скорости [1]. Таким образом, обеспечение функциональной устойчивости блока ДУС является одной из актуальных задач для получения достоверной информации о значениях составляющих вектора угловой скорости.

1. Определение технического состояния блока ДУС с глубиной до места отказа при наличии однократного отказа в подгруппе блока

Независимо от применяемого подхода для определения технического состояния блока ДУС при решении задачи обнаружения отказа в системах с известным входом для него характерно следующее: воспроизведение эталонного поведения объекта диагностирования; сравнение контролируемых переменных с эталонными; формирования допусков для результатов сравнения; классификационная обработка результатов сравнения [3]. ДУС не относится к объектам с известным входом, поэтому для решения задачи обнаружения отказа применим подход, основанный на применении аппаратной или функциональной избыточностей с использованием косвенных измерений – применение избыточных переменных, выбор которых основан на наличии перекрестных связей. Так в работе [1] получены следующие аналитические выражения

для описания преобразовательных свойств соответствующих ДУС относительно осей связанной системы координат (рис.1):

– для оси Ох (подгруппа Х):

$$\tilde{U}_{x1}(t) = k\omega_x(t); \tilde{U}_{x2}(t) = k\omega_x(t); \tilde{U}_{x3}(t) = k\omega_x(t); (1)$$

– для оси Оу (подгруппа Y):

$$\tilde{U}_{y1}(t) = k\omega_y(t); \tilde{U}_{y2}(t) = k\omega_y(t); \tilde{U}_{y3}(t) = k\omega_y(t); (2)$$

– для оси Oz (подгруппа Z):

$$\tilde{U}_{z1}(t) = k\omega_z(t); \tilde{U}_{z2}(t) = k\omega_z(t); \tilde{U}_{z3}(t) = k\omega_z(t); (3)$$

– для оси коллинеарной диагонали куба (ОО'):

$$\tilde{U}_0(t) = k \frac{1}{\sqrt{3}} (\omega_x(t) + \omega_y(t) + \omega_z(t)). \quad (4)$$

Выражения (1) – (4) представляют собой математические модели номинального поведения ДУС соответствующей подгруппы, соответственно, модели, возмущенные отказом примут вид:

$$\tilde{U}_{ij}(t) = k\omega_i(t) + \Delta U_{0j}, \quad (5)$$

где $i - (x, y, z)$ индекс соответствующей оси связанной системы координат (x, y, z) ; $j -$ номер датчика; $\Delta U_{0j} -$ отклонение j -ого датчика, вызванное наличием в датчике того или иного вида отказа [3].

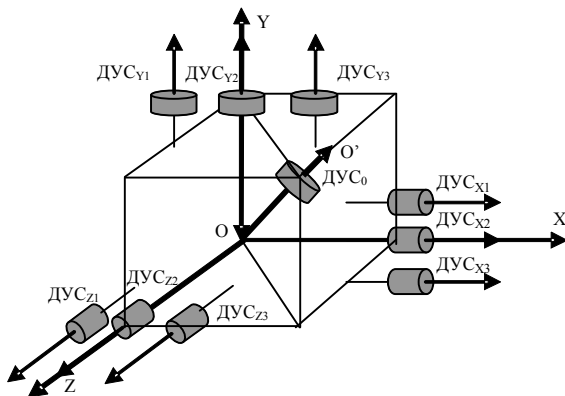


Рис. 1. Альтернативное расположение ДУС

Альтернативное расположение ДУС позволяет формировать процедуры обнаружения отказа, применяя подходы мажоритарной схемы расположения датчиков в каждой подгруппе. Подгруппа датчиков относительно оси ОХ содержит ДУС_{x1}, ДУС_{x2}, ДУС_{x3}; Подгруппа датчиков относительно оси ОУ содержит ДУС_{y1}, ДУС_{y2}, ДУС_{y3}; Подгруппа датчиков относительно оси ОZ содержит ДУС_{z1}, ДУС_{z2}, ДУС_{z3}. Такие подгруппы одинаковы по количеству, типу и способу размещения датчиков, следовательно, для данной задачи достаточно исследовать одну подгруппу, например, Х.

Пусть в ДУС_{x1} и ДУС_{x3} нет отказа, а в ДУС_{x2} возник неопределенный отказ. Тогда, исходя из (1) и

(5) математические модели номинального и аварийного функционирования ДУС в подгруппе Х равны:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_{x1}(t) &= k\omega_x(t); \tilde{U}_{x2}(t) = k\omega_x(t) + \Delta U_{02}; \\ \tilde{U}_{x3}(t) &= k\omega_x(t). \end{aligned} \quad (6)$$

Анализ зависимостей (6) показывает, что значение выходного сигнала ДУС_{x2} отличается от значений ДУС_{x1} и ДУС_{x3}, что позволяет сформировать предикатные уравнения обнаружения места отказа в подгруппе Х:

$$\begin{aligned} z_{1X} &= S_{1X} \{ |\Delta_{1X} = \tilde{U}_{x1}(t) - \tilde{U}_{x2}(t)| > \delta_0 \} = \\ &= \begin{cases} 0 - \text{нет отказа;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{x1} \text{ или ДУС}_{x2}; \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} z_{2X} &= S_{2X} \{ |\Delta_{2X} = \tilde{U}_{x2}(t) - \tilde{U}_{x3}(t)| > \delta_0 \} = \\ &= \begin{cases} 0 - \text{нет отказа;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{x2} \text{ или ДУС}_{x3}; \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} z_{3X} &= S_{3X} \{ |\Delta_{3X} = \tilde{U}_{x3}(t) - \tilde{U}_{x1}(t)| > \delta_0 \} = \\ &= \begin{cases} 0 - \text{нет отказа;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{x3} \text{ или ДУС}_{x1}, \end{cases} \end{aligned} \quad (9)$$

где δ_0 – допуск, который определяется как максимальная по модулю разность всех значений напряжения всех датчиков при измерении одной величины угловой скорости в номинальном режиме.

Двузначные предикаты S_1, S_2 и S_3 описывают процесс сравнения показаний датчиков попарно. Если значение какого-либо предиката равно 1, то это соответствует наличию отказа в соответствующей паре датчиков, если равно 0 – пара функционирует нормально. На основании (7) – (9) формируется предикатное уравнение обнаружения отказов в подгруппе Х:

$$\begin{aligned} z_{4X} &= S_{4X} \{ (|\Delta_{1X}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{2X}| > \delta_0) \} = \\ &= \begin{cases} 0 - \text{нет отказа в подгруппе;} \\ 1 - \text{отказ в подгруппе.} \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

Аналогичным образом формируются предикатные уравнения определения мест отказов в остальных подгруппах: $z_{1Y}, z_{2Y}, z_{3Y}, z_{4Y}, z_{1Z}, z_{2Z}, z_{3Z}, z_{4Z}$. Отметим тот факт, что если $z_{4X} = z_{4Y} = z_{4Z} = 0$, то это соответствует тому, что в каждой подгруппе отказ отсутствует, а номинальное значение работы подгрупп примет вид:

$$U_0(t) = \frac{1}{\sqrt{3}} (U_{x1}(t) + U_{y1}(t) + U_{z1}(t)), \quad (11)$$

где $i, j, k = (1, 2, 3)$ – индексы выходных напряжений датчиков в подгруппах.

На основании (11) сформировано предикатное уравнение для обнаружения отказа в ДУС₀:

$$z_5 = S_5 \left\{ \left| \Delta_0 \right| = \left| \tilde{U}_0(t) - \hat{U}_0(t) \right| > \delta_0 \right\} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа в блоке;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_0. \end{cases} \quad (12)$$

Для решения задачи полного покрытия, при обнаружении отказов в блоке, достаточно использовать следующие предикатные уравнения:

$$z_0 = S_0 \{ A \vee B \vee C \vee (|\Delta_0| > \delta_0) \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа;} \\ 1 - \text{отказ в блоке,} \end{cases} \quad (13)$$

где $A = (|\Delta_{1X}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{2X}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{3X}| > \delta_0)$;

$B = (|\Delta_{1Y}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{2Y}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{3Y}| > \delta_0)$;

$C = (|\Delta_{1Z}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{2Z}| > \delta_0) \vee (|\Delta_{3Z}| > \delta_0)$.

Полученные предикатные уравнения позволяют разработать алгоритм диагностического обеспечения блока ДУС с глубиной до места отказа (рис. 2).

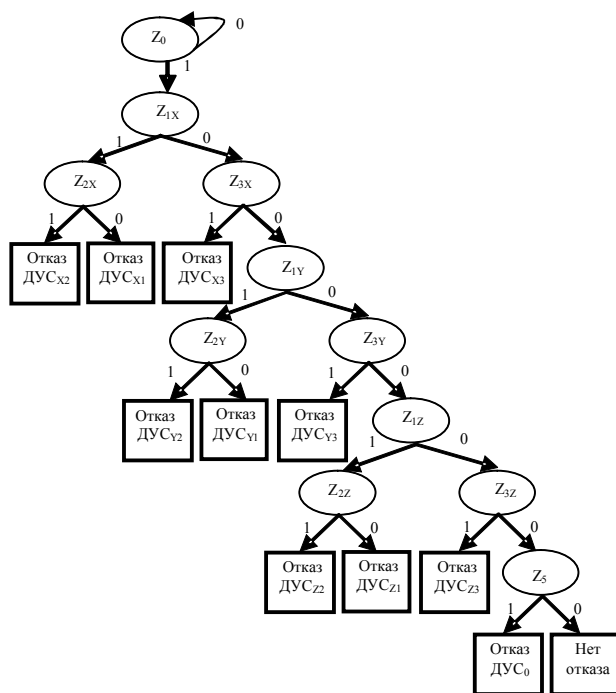


Рис. 2. Дихотомическое дерево диагностического обеспечения поиска места отказа при однократном отказе в блоке ДУС

Проведенные исследования показали, что три подгруппы обладают одинаковой возможностью обнаружения отказа, т.е. данная схема размещения позволяет обнаружить однократные отказы в каждой подгруппе. На рис. 3 представлено полное дихотомическое дерево определения места отказа в блоке ДУС, декомпозированное на подгруппы.

2. Определение технического состояния блока ДУС с глубиной до места отказа при наличии кратных отказов в подгруппах блока

Проведенный анализ компоновки ДУС в блоке показал, что наличие в нем ДУС₀, позволяет обнаружить однократные отказы в подгруппах, что на сегодня является тривиальной задачей. Необходимо исследовать варианты компоновки ДУС в блоке, позволяющие диагностировать кратные отказы в блоке. Рассмотрим случай, когда в блоке ДУС имеют место два отказа, которые возникли одновременно в различных подгруппах и вызвали разные отклонения невязок от номинального значения.

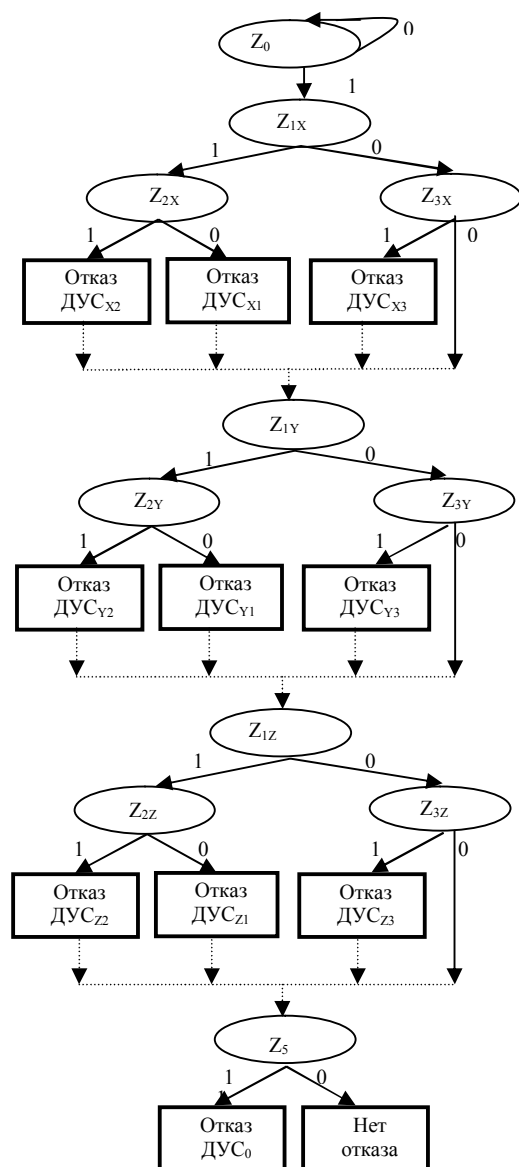


Рис. 3. Декомпозированное по подгруппам дихотомическое дерево диагностического обеспечения поиска места отказов в блоке ДУС

С учетом введенных предположений предикаты z_{1X}, z_{2X}, z_{3X} примут вид:

$$z_{1X} = S_1 \{ |\Delta_1 = \tilde{U}_{X1}(t) - \tilde{U}_{X2}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа в ДУС}_{X1} \text{ и ДУС}_{X2}; \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X1} \vee \text{ДУС}_{X2} \vee \text{обоих ДУС}; \end{cases} \quad (14)$$

$$z_{2X} = S_2 \{ |\Delta_2 = \tilde{U}_{X2}(t) - \tilde{U}_{X3}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа ДУС}_{X2} \wedge \text{ДУС}_{X3}; \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X2} \vee \text{ДУС}_{X3} \vee \text{обоих ДУС}; \end{cases} \quad (15)$$

$$z_{3X} = S_3 \{ |\Delta_3 = \tilde{U}_{X3}(t) - \tilde{U}_{X1}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа ДУС}_{X3} \wedge \text{ДУС}_{X1}; \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X3} \vee \text{ДУС}_{X1} \vee \text{обоих ДУС}. \end{cases} \quad (16)$$

Аналогичным образом формируются и предикатные уравнения: $z_{1Y}, z_{2Y}, z_{3Y}, z_{4Y}, z_{1Z}, z_{2Z}, z_{3Z}, z_{4Z}$.

Анализ полученных предикатных уравнений показывает, что первоначальное размещение датчиков в блоке не позволяет обнаружить место возникновения кратного отказа. Это подтверждается тем, что при возникновении двух- и трехкратных отказов в различных подгруппах все предикаты принимают значения 1, например: пусть в датчиках ДУС_{X1}, ДУС_{X2} возникли отказы, тогда $z_{1X} = z_{2X} = z_{3X} = 1$, а, следовательно, исходя из сформированного дихотомического дерева для однократного отказа, последний не будет идентифицирован. Для устранения этого недостатка необходимо воспользоваться располагаемыми перекрестными информационными связями, которые имеют место при перспективном расположении ДУС в избыточном блоке на борту многоцелевого самолета (рис.1) и при анализе следующего предикатного уравнения:

$$z_{5m} = S_{5m} \{ |\Delta_0 = \tilde{U}_0(t) - \tilde{U}_{0m}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа в } i, j, k - \text{ых датчиках}; \\ 1 - \text{отказ в } i, j, k - \text{ых датчиках} \wedge \text{ДУС}_0, \end{cases} \quad (17)$$

где $m = 1 \dots 3^3 = 1 \dots 27$ – индекс, соответствующий номеру перебора выходных показаний датчиков; $i, j, k = (1, 2, 3)$.

Анализ предикатных уравнений $z_{1X}, z_{2X}, z_{3X}, z_{4X}, z_{1Y}, z_{2Y}, z_{2Z}, z_{3Y}, z_{4Y}, z_{1Z}, z_{3Z}, z_{4Z}$ и $z_{5m}, (m = 1 \dots 27)$ позволил сформировать следующие заключения:

- если все 27 предикатов $z_{5m}, (m = 1 \dots 27)$, (при полном переборе) принимают значение 1, а остальные предикаты $z_{1X}, z_{2X}, z_{3X}, z_{4X}, z_{1Y}, z_{2Y}, z_{3Y}, z_{4Y}$, и $z_{1Z}, z_{2Z}, z_{3Z}, z_{4Z}$ равны 0, то допустимо принятие решения наличия отказа в ДУС₀;

- если все 27 предикатов $z_{5m}, (m = 1 \dots 27)$ (при полном переборе) принимают значение 1, а предикаты $z_{1X}, z_{2X}, z_{3X}, z_{4X}, z_{1Y}, z_{2Y}, z_{3Y}, z_{4Y}$, равны 0 и $z_{1Z}, z_{2Z}, z_{3Z}, z_{4Z}$ равны 1, то отказ имеет место во всех трех датчиках ДУС_Z;

- если имеет место отказ в одном датчике подгруппы, то 9 предикатов z_{5m} принимают значение 1;

- если имеет место двукратный отказ в подгруппе, то 18 предикатов z_{5m} принимают значение 1.

Для построения дихотомического дерева определения места отказа в подгруппе при наличии кратных отказов сформирована таблица:

Таблица 1

Таблица влияния отказов на значения предикатов

z_{5m}	U_x	U_y	U_z	z_{5m}	U_x	U_y	U_z	z_{5m}	U_x	U_y	U_z
1	1	1	1	10	2	1	1	19	3	1	1
2	1	1	2	11	2	1	2	20	3	1	2
3	1	1	3	12	2	1	3	21	3	1	3
4	1	2	1	13	2	2	1	22	3	2	1
5	1	2	2	14	2	2	2	23	3	2	2
6	1	2	3	15	2	2	3	24	3	2	3
7	1	3	1	16	2	3	1	25	3	3	1
8	1	3	2	17	2	3	2	26	3	3	2
9	1	3	3	18	2	3	3	27	3	3	3

В табл. 1 показан набор вариантов использования выходных показаний датчиков по индексам $i, j, k = (1, 2, 3)$ для определения значения предиката z_5 (17). Число в столбце z_{5m} означает номер варианта выбора, а числа в столбцах U_x, U_y или U_z – номер датчика в подгруппе.

Полученные результаты позволили сформировать дихотомическое дерево определения места отказа в подгруппе при появлении кратных отказов (рис.4).

На рис.4. показаны значения состояния S, которые формируются в результате проверки значений предикатов в каждой подгруппе. Следовательно, при проверке предикатов в каждой подгруппе будет иметь место одно из четырех состояний. Следует указать на тот факт, что при получении состояний, соответствующих случаю $z_{4X} = z_{4Y} = z_{4Z} = 0$, а $z_0=1$ говорит о том, что отказ возник в ДУС₀. Также справедлива и обратная ситуация: если ДУС₀ исправен, то на основании полученных значений состояния S, соответствующих трем подгруппам, определяются предикаты, значение которых необходимо определить с целью снятия неопределенности места возникновения кратных отказов.

Продолжение табл. 3

1	2	3	4	5	6	7	8
6	4	2	4	1,2,3,10,11,12,19,20,21	-	1	-
7	4	2	2	1,10,19	-	1	1
8	4	2	1	2,11,20	-	1	2
9	4	2	3	1,10,19	-	1	1
10	4	2	0	1,10,19	-	1	1
11	4	1	4	4,5,6,13,14,15,22,23,24	-	2	-
12	4	1	2	4,13,22	-	2	1
13	4	1	1	5,14,23	-	2	2
14	4	1	3	5,14,23	-	2	2
15	4	1	0	5,14,23	-	2	2
16	4	3	4	1,2,3,10,11,12,19,20,21	-	1	-
17	4	3	2	1,10,19	-	1	1
18	4	3	1	2,11,20	-	1	2
19	4	3	3	1,10,19	-	1	1
20	4	3	0	1,10,19	-	1	1
21	4	0	4	1,2,3,10,11,12,19,20,21	-	1	-
22	4	0	2	1,10,19	-	1	1
23	4	0	1	2,11,20	-	1	2
24	4	0	3	1,10,19	-	1	1
25	4	0	0	1,10,19	-	1	1
26	2	4	4	1,2,3,4,5,6,7,8,9	1	-	-
27	2	4	2	1,4,7	1	-	1
28	2	4	1	2,5,8	1	-	2
29	2	4	3	1,4,7	1	-	1
30	2	4	0	1,4,7	1	-	1
31	1	4	4	10,11,12,13,14,15,16,17,18	2	-	-
32	1	4	2	10,13,16	2	-	1
33	1	4	1	11,14,17	2	-	2
34	1	4	3	10,13,16	2	-	1
35	1	4	0	10,13,16	2	-	1
36	3	4	4	1,2,3,4,5,6,7,8,9	1	-	-
37	3	4	2	1,4,7	1	-	1
38	3	4	1	2,5,8	1	-	2
39	3	4	3	1,4,7	1	-	1
40	3	4	0	1,4,7	1	-	1
41	0	4	4	1,2,3,4,5,6,7,8,9	1	-	-
42	0	4	2	1,4,7	1	-	1
43	0	4	1	2,5,8	1	-	2
44	0	4	3	1,4,7	1	-	1
45	0	4	0	1,4,7	1	-	1
46	2	2	4	1,2,3	1	1	-
47	2	1	4	4,5,6	1	2	-
48	2	3	4	1,2,3	1	1	-
49	2	0	4	1,2,3	1	1	-
50	1	2	4	10,11,12	2	1	-
51	1	1	4	13,14,15	2	2	-
52	1	3	4	10,11,12	2	1	-
53	1	0	4	10,11,12	2	1	-
54	3	2	4	10,11,12	2	1	-
55	3	1	4	13,14,15	2	2	-
56	3	3	4	10,11,12	2	1	-
57	3	0	4	10,11,12	2	1	-
58	0	2	4	10,11,12	2	1	-
59	0	1	4	13,14,15	2	2	-
60	0	3	4	10,11,12	2	1	-
61	0	0	4	10,11,12	2	1	-

Применяя табл. 2 и 3, процедуру диагностирования места отказов легко разбить на два этапа.

Этап 1. Определяется наличие однократного отказа в подгруппе путем проверки значений z_0 , z_{1X} ,

z_{2X} , z_{3X} , z_{4X} , z_{1Y} , z_{2Y} , z_{3Y} , z_{4Y} , z_{1Z} , z_{2Z} , z_{3Z} , z_{4Z} (рис. 4). Если полученные результаты принимают соответствующие состояния S_{i4} , ($i = x, y, z$), то при этом процесс диагностирования завершается, и формируются результаты диагностирования блока. Если хотя бы одно из состояний S_{i4} , ($i = x, y, z$) не удовлетворяет сформированным критериям, процедура переходит ко второму этапу.

Этап 2. Этот этап позволяет снимать неопределенность, связанную с появлением кратных отказов в блоке ДУС путем проверки необходимых предикатов (табл. 3), нумеруемых в табл. 1.

Предложена процедура диагностирования блока ДУС с глубиной до места отказа при наличии кратных отказов в различных подгруппах. На практике в системах довольно часто встречаются однотипные отказы, вызванные изменениями условий эксплуатации, например, колебание температуры окружающей среды, броски по питанию и т.д. Рассмотрим работоспособность предлагаемого диагностического обеспечения при наличии таких факторов.

3. Определение технического состояния блока ДУС с глубиной до места отказа при наличии кратных однотипных и соразмерных отказов в подгруппах блока

В рассматриваемом блоке ДУС в его подгруппах расположены однотипные датчики, в которых по какой либо причине могут возникать однотипные отказы, такие как дрейфы и изменения коэффициентов с одинаковыми отклонениями. Поэтому необходимо рассмотреть работоспособность предлагаемого диагностического обеспечения на кратных и соизмеримых вариантах отказов. С этой целью сформированы следующие предикатные уравнения на основании (14) – (16):

$$z_{1X} = S_1 \{ |\Delta_1 = \tilde{U}_{X1}(t) - \tilde{U}_{X2}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа в ДУС}_{X1} \text{ и ДУС}_{X2} \text{ или} \\ \text{ДУС}_{X1} \text{ и ДУС}_{X2} \text{ отказы с одной величиной;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X1} \text{ или ДУС}_{X2} \\ \text{или различный отказ ДУС}_{X1} \text{ и ДУС}_{X2}; \end{cases} \quad (21)$$

$$z_{2X} = S_2 \{ |\Delta_2 = \tilde{U}_{X2}(t) - \tilde{U}_{X3}(t)| > \delta_0 \} = \begin{cases} 0 - \text{нет отказа ДУС}_{X2} \text{ и ДУС}_{X3} \text{ или} \\ \text{ДУС}_{X2} \text{ и ДУС}_{X3} \text{ отказы одной величины;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X2} \text{ или ДУС}_{X3} \\ \text{или различимый отказ ДУС}_{X2} \text{ и ДУС}_{X3}; \end{cases} \quad (22)$$

$$z_{3X} = S_3 \left\{ \left| \Delta_3 = \tilde{U}_{X3}(t) - \tilde{U}_{X1}(t) \right| > \delta_0 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 0 - \text{нет отказа ДУС}_{X3} \text{ и ДУС}_{X1} \text{ или} \\ \text{ДУС}_{X3} \text{ и ДУС}_{X1} \text{ отказы одной величины;} \\ 1 - \text{отказ ДУС}_{X3} \text{ или ДУС}_{X1} \\ \text{или различимый отказ ДУС}_{X3} \text{ и ДУС}_{X1}. \end{cases} \quad (23)$$

Анализ предикатных уравнений (21) – (23) показывает, что при наличии предполагаемого потока отказов разработанное диагностическое обеспечение не обеспечивает различимость мест их возникновения. Для устранения этого недостатка, воспользуемся предикатным уравнением z_{5m} , сформированным на основании использования информационной избыточности, и, значение которого принимает “0” при работоспособности всех датчиков в подгруппе (табл. 1) и ДУС₀, а значение “1” – при наличии отказа у произвольного датчика подгруппы или ДУС₀. Такая связь позволяет сформировать диагностическое обеспечение с глубиной до места отказа при появлении предполагаемого потока отказов и представленного на рис.5. При этом работоспособные датчики определяются путем анализа соответствующих номеров датчиков каждого шага m , а остальные – неисправные датчики.

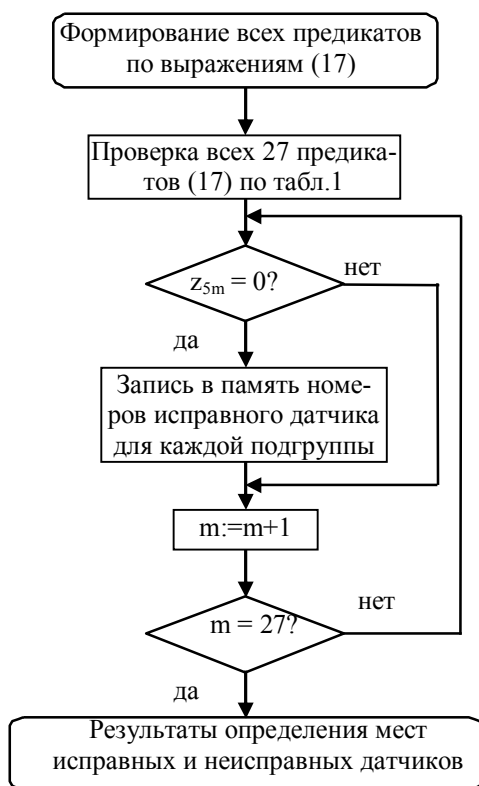


Рис. 5. Диагностическое обеспечение поиска мест отказов в блоке ДУС

Заключение

Представленное диагностическое обеспечение избыточного блока ДУС системы стабилизации многоцелевого самолета с глубиной до места отказов позволяет при наличии однократных и кратных отказах решать задачи диагностического обеспечения. Кроме того показаны направления модификации разработанного обеспечения с целью расширения его диагностических возможностей.

Литературы

1. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей [Текст]: учебник в 3 т. / 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 Хартрон-Аркас, 2012. – 578 с.
2. Диагностирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа [Текст] / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2008. – № 1 (28). – С. 75 – 81.
3. Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени [Текст] / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2008. – № 5 (52). – С. 28 – 33.
4. Фирсов, С.Н. Построение отказоустойчивого измерительного блока акселерометров бесплатформенной навигационной системы беспилотного летательного аппарата [Текст] / С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 1 (48). – С. 5-10.
5. Кулик, А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления [Текст] / А.С. Кулик. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ»; Бизнес Информ., 2000. – 260 с.

Поступила в редакцию 16.07.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

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.

ВИЗНАЧЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ БЛОКУ ДАТЧИКІВ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ БАГАТОЦІЛЬОВОГО ЛІТАКА З ГЛИБИНОЮ ДО МІСЦЯ ВІДМОВИ

До Куок Туан, С.М. Фірсов, О.О. Пищухіна

Розроблено діагностичне забезпечення блоку датчиків кутової швидкості системи управління багатоцільового літака, яке дозволяє визначати технічний стан блоку з глибиною до місця відмови. Доведено можливість ідентифікації місць відмов при різних умовах виникнення відмов, що відрізняються класом, місцем і кратністю. Показано перевагу перспективного розміщення датчиків в блоці у порівнянні з базовим, а також показано особливості діагностування такого розміщення, яка полягає у застосуванні сигнально-параметричного підходу для діагностування технічного стану блоку з глибиною до місця відмови при виникненні кратних відмов у підгрупі. У подальшому отриману інформацію про технічний стан може бути використано для вирішення наступних завдань діагностичного забезпечення - визначення класу та виду відмови.

Ключові слова: відмовостійкість, діагностування, навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, сигнальне діагностування, параметричне діагностування, діагностична модель.

DETERMINATION OF ANGULAR VELOCITY SENSOR TECHNICAL STATE OF MULTI-PURPOSE AIRCRAFT CONTROL SYSTEM WITH THE DEPTH OF FAULT'S PLACE

Do Quok Tuan, S.N. Firsov, O.A. Pishchukhina

Diagnostic software for angular velocity sensors of multi-purpose aircraft control system is developed. It allows to determine the technical condition of the sensor block with the depth of the point of failure. Ability to identify fault's locations under different conditions of fault's class, place and multiplicity is proved. The advantage of the given location of sensors in the block in comparance with the baseline has shown. Diagnostic feature of such placement with using of signal-parametric approach for the diagnosis of the technical condition to the point of failure while appearance of multiple failures in the subgroup is presented. Subsequently, the information about the technical condition can be used to solve the following problems diagnostic software - definition of the class and type of failure

Keywords: fault tolerance, diagnostics, navigation, accelerometer, angular velocity sensor, signal diagnosis, parametric diagnosis, diagnostic model.

До Куок Туан – канд. техн. наук, преподаватель кафедры авионики, Ханойская авиатехническая академия, Ханой, Вьетнам, e-mail: tuan_kiev@yahoo.com, dotuan249@gmail.com.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, докторант кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Firsov@d3.khai.edu.

Пищухина Ольга Александровна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры социальной информатики, Национальный университет радиоэлектроники, Харьков, Украина, e-mail: pishchukhina@gmail.com.

УДК 629.783: 658.562

**В.В. ХАРЧЕНКО, В.С. ЗЕВАКО, П.Н. ЖЕЛТОВ, М.Н. ХВОСТОВ,
Д.С. АБРАМЕНКО, И.А. ШАРАЙ***Публичное акционерное общество «Украинский научно-исследовательский институт
технологии машиностроения»***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЗАВИСИМОСТИ ОЧИЩАЮЩЕЙ
СПОСОБНОСТИ ЖИДКОСТНОЙ СТРУИ ОТ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ
РЕШЕНИЙ СОПЛОВОГО УСТРОЙСТВА ОБОРУДОВАНИЯ СТРУЙНОЙ
ОЧИСТКИ ПОЛОСТЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

В статье рассмотрена задача оптимизации оборудования гидроструйной механизированной очистки топливных отсеков изделий ракетно-космической техники. Для решения поставленной задачи была разработана обобщенная математическая модель влияния конструктивных особенностей проходного канала соплового устройства на распределение динамического давления в струе моющей жидкости по ее длине. Представленная математическая модель может быть использована при проектировании дальнобойных компактных сопловых устройств моечного оборудования низкого давления для очистки механических и органических загрязнений как в ракетно-космической отрасли, так и в химической, нефтехимической, пищевой и сельскохозяйственной отраслях промышленности.

Ключевые слова: *незатопленная струя моющей жидкости, моечная головка, сопловое устройство.*

Введение

Надежность изделий ракетно-космической техники в значительной мере определяется степенью чистоты узлов и агрегатов. Особенно это относится к уровню очистки топливных систем и внутренних полостей от механических и органических загрязнений. Из общего количества загрязнений топливной системы более 60% приходится на топливные емкости [1].

Как показала практика, в частности создание ракетно-космического комплекса «Циклон-4», ракеты-носителя «Зенит», загрязненность полостей (металлическая стружка, ворс, кварцеподобные частицы, жировые загрязнения и др.) обуславливает выход из строя элементов турбонасосного агрегата (ТНА), распределительных и регулировочных устройств, элементов управления и приводит к отказу отдельных узлов и агрегатов в целом. Переход украинской ракетно-космической отрасли на международные стандарты привел к ужесточению требований к чистоте полостей баковых конструкций, трубопроводов и других узлов пневмо- и гидросистем ракет-носителей (РН) [2].

Для достижения требуемого уровня чистоты внутренних полостей баков и высокого качества подготовки поверхностей к испытаниям на герметичность в конструкторскую документацию при обезжиривании и очистке от механических загрязнений поверхностей введено использование 0,01 –

0,02 % раствора бихромата калия (хромпика) в дистиллированной воде. Взрывобезопасность, негорючесть и химическая инертность данного раствора позволяют применять его в устройствах для механизированной жидкоструйной очистки изделий за счет гидродинамического воздействия струи. Однако при этом необходимо обеспечить оптимальную работоспособность струй моющей жидкости, а именно: максимальные динамические характеристики при минимальных энергетических затратах.

На сегодняшний момент при создании моечных головок, благодаря которым обеспечивается механизированная гидроструйная очистка баков РН, основное внимание уделяется повышению их надежности и минимизации гидравлического сопротивления, без модификации сопловых устройств. Для определения дальнобойности, сплошности, а в конечном итоге, производительности струи использовались эмпирические зависимости, которые не оценивали в полной мере влияния конструктивных особенностей соплового устройства (СУ) на физические свойства струи [1, 2].

В связи с этим исследования, направленные на повышение эффективности использования подводимой к моечной головке энергии для удаления внутрибаковых загрязнений, базирующиеся на изучении динамических характеристик струи и процессов ее формирования в СУ, являются весьма важными.

Постановка задачи исследования

Теоретический путь исследования вопросов движения водяных струй в воздухе представляется весьма сложным. Рассматривая струи моющей жидкости как ограниченные потоки капельной жидкости, двигающейся в воздушной среде, необходимо учитывать совокупное влияние таких факторов, как сила тяжести, турбулентность потока при входе в СУ и после выхода из него, содержание в потоке воздуха и, наконец, сопротивление воздуха, являющееся одной из причин нарушения сплошности течения потока. Разрывность течения жидкости в струях моющей жидкости не позволяет в достаточной мере применить при их исследовании математический аппарат гидродинамики, основывающийся на непрерывных функциях и приспособленный для исследования потоков со сплошным течением [3].

Решение теоретической задачи сводится к определению параметров струи на расстояниях, при которых процесс разрушения адгезионных связей загрязнения и очищаемой поверхности изделия полностью затухает, т.е. к вычислению максимально возможной длины рабочего участка струи в зависимости от прочности адгезионных связей удаляемых промышленных загрязнений.

Основной параметр, который используется для описания струи моющей жидкости – динамическое давление. Этому есть ряд обоснований:

- величина динамического давления определяет способность струи разрушать адгезионные связи загрязнений с очищаемой поверхностью.

- на базе динамического давления можно создать критерий качества струи моющей жидкости, связывающий параметры моечной головки и конечные показатели по гидравлическому удалению промышленных загрязнений (производительность, энергоёмкость и т.д.);

- динамическое давление достаточно просто измерить с помощью гидравлического датчика полного давления (трубки Пито) либо тензометрического датчика веса;

Анализ существующих научных трудов показал, что движение жидкой струи в среде газа описывается уравнением движения и неразрывности каждой фазы и условиями на границе раздела фаз. В векторной форме эти уравнения записываются в следующем виде [4]:

- уравнение движения

$$\begin{aligned} \rho \bar{F} - \nabla p + \mu \left(\nabla^2 U + \frac{1}{3} \nabla (\nabla \cdot U) \right) = \\ = \rho \left[\frac{dU}{dt} + (U, \nabla) U \right]; \end{aligned} \quad (1)$$

- уравнение неразрывности

$$\frac{dp}{dt} + \nabla \cdot (\rho U) = 0, \quad (2)$$

где U – вектор скорости, м/с

ρ – плотность жидкости, кг/м³;

σ – поверхностное натяжение, Н/м;

$\bar{F}$ – объёмные силы, действующие на единицу массы;

В случае несжимаемой среды плотность постоянна ($\rho = \text{const}$) и для установившегося процесса опускаются члены, соответствующие локальной нестационарности, уравнения (1) и (2) упрощаются и принимают вид:

$$\rho \bar{g} - \nabla p + \mu (\nabla^2 U) = \rho [(U, \nabla) U]; \quad (3)$$

$$\nabla \cdot U = 0. \quad (4)$$

Для решения системы уравнений, написанных отдельно для каждой из сред, необходимо знать начальные и граничные условия, устанавливающие связь между скоростями и давлениями в плоскости истечения струи, а также условия взаимодействия фаз на границе раздела. Кроме того, нужно иметь представление о форме поверхности раздела в плоскости истечения струи.

Поверхностный слой по своим свойствам в значительной степени отличается от остального объема жидкости вследствие того, что молекулы этого слоя находятся под воздействием силовых полей молекул различных сред. В результате на молекулы поверхностного слоя действует сила, направленная перпендикулярно к поверхности внутрь жидкости, – молекулярное давление. Толщина поверхностного слоя весьма мала и составляет величину порядка нескольких молекулярных размеров. Вследствие действия молекулярного давления поверхностный слой жидкости аналогичен растянутой пленке, стремящейся сжаться. Этому сжатию препятствуют силы, касательные к поверхности жидкости, называемые силами поверхностного натяжения [5].

Увеличение поверхности раздела фаз на величину $dS_{\text{гр}}$ связано с затратой работы сил поверхностного натяжения и приводит к увеличению внутренней энергии поверхностной пленки жидкости $dE = \sigma dS_{\text{гр}}$.

Энергия E представляет собой ту часть внутренней энергии, которая может быть превращена в работу при изотермическом сжатии, и называется свободной энергией; σ – коэффициент поверхностного натяжения, численно равный изменению свободной энергии E пленки при увеличении поверхности раздела фаз на единицу.

$$\sigma = \frac{dE}{dS_{гр}}. \quad (5)$$

Численная величина коэффициента поверхностного натяжения зависит от физических свойств граничных сред.

В состоянии равновесия величина свободной энергии должна быть минимальной, поэтому жидкая струя стремится при равновесии принять форму с наименьшей поверхностью.

Наличие сил поверхностного натяжения приводит, в случае криволинейной поверхности раздела, к тому, что давления в жидкости и газе не равны. Эта разность давлений определяется формулой Лапласа:

$$p_{ж} - p_{г} = \sigma \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) = p_{\sigma}, \quad (6)$$

где R_1 и R_2 – главные радиусы кривизны поверхности раздела фаз.

В общем, для границы раздела жидкость – газ могут быть записаны следующие условия [5]:

– тангенциальная составляющая скорости на поверхности раздела фаз должна оставаться непрерывной по условию отсутствия скольжения фаз относительно друг друга:

$$u_{ж} = u_{г}; \quad (7)$$

– при отсутствии фазового превращения нормальные составляющие скорости равны нулю:

$$v_{ж} = v_{г} = 0; \quad (8)$$

– касательные напряжения равны друг другу:

$$\tau_{ж} = \tau_{г}; \quad (9)$$

– нормальные напряжения равны друг другу:

$$p_{г} + p_{\sigma} = p_{ж}. \quad (10)$$

Численный метод моделирования движения струи жидкости в газовой среде

Интегрирование составленной системы уравнений представляет значительные трудности и возможно только в отдельных случаях. Поэтому при решении ряда практических задач приходится прибегать к опытам. Альтернативой опыта является численное интегрирование. Наиболее важным преимуществом численного решения является его небольшая стоимость. Численное решение можно провести очень быстро. Разработчик имеет возможность меньше, чем за день, просчитать сотни вариантов и выбрать оптимальную конструкцию. Численное решение задачи дает подробную и полную информацию. С его помощью можно найти значения всех имеющихся переменных (таких, как ско-

рость, давление, температура, концентрация, интенсивность турбулентности) во всей области решения.

В данной работе используется метод контрольного объема, как инструмент для получения дискретного аналога фундаментальных уравнений, описанных выше. Для получения дискретного аналога будем использовать уравнения (1) и (2) в общем виде, как для жидкости, так и для газа в цилиндрической системе координат (рис. 1), что уменьшит количество уравнений и переменных.

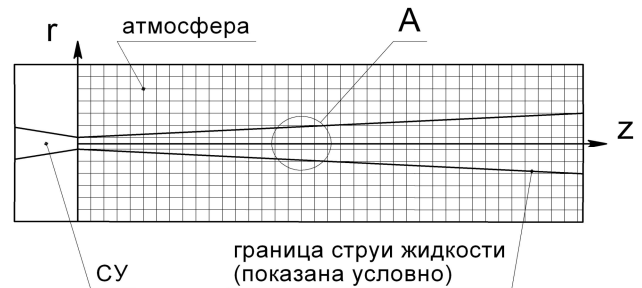


Рис. 1. Расчетная область (вид А см. на рис. 2)

В общем виде система уравнений для любой из фаз выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} v \frac{\partial u}{\partial r} + u \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \\ + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right); \\ v \frac{\partial v}{\partial r} + u \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} + \\ + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} - \frac{v}{r^2} \right); \\ \frac{1}{r} \frac{\partial(rv)}{\partial r} + \frac{\partial u}{\partial z} = 0, \end{cases} \quad (11)$$

где u – осевая скорость;

v – радиальная скорость.

Для получения дискретного аналога будет использовано показанное на рис. 2.2 и 2.3 расположение узловых точек.

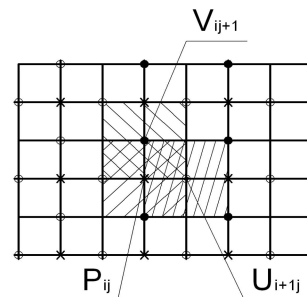


Рис. 2. Расположение давления, осевой и радиальной скоростей в шахматном порядке

Сетку располагаем таким образом, чтобы ее левый край совпадал с выходом из сопла и узловые точки на этом крае являлись точками осевой скорости u , по верхнему и нижнему краю располагались узловые точки радиальной скорости v , на правом крае – осевая скорость u .

Рассмотрим контрольный объем в общем случае (в независимости от параметра) на рис. 3.

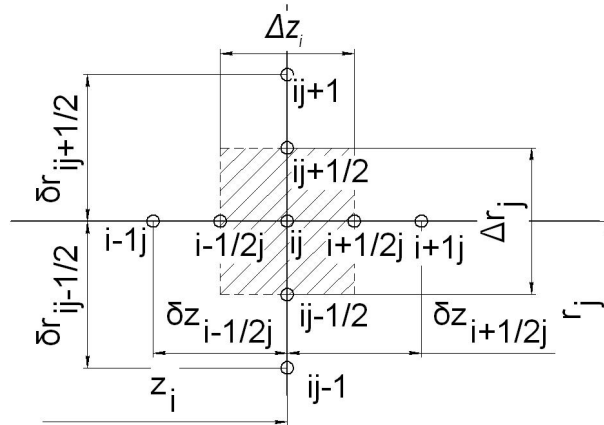


Рис. 3. Контрольный объем (заштрихованная область) для двухмерного случая

В центре нашего внимания оказывается точка i, j , окруженная точками $i-1, j$, $i+1, j$, $i, j-1$ и $i, j+1$. Штрихом показаны границы контрольного объема, в данном случае выбрана равномерная сетка, которая удовлетворяет точности расчета и сокращает написание программы. Эти границы обозначены соответственно $i-1/2, j$, $i+1/2, j$, $i, j-1/2$ и $i, j+1/2$.

Для рассматривания двумерной задачи предположим, что размер контрольного объема в угловом направлении равен единице. Таким образом, объем показанного контрольного объема равен $\Delta z \times \Delta r \times 1$. Интегрируя преобразованное уравнение для осевой скорости по контрольному объему, получаем:

$$\int_{i,j-1/2}^{i,j+1/2} \frac{\partial}{\partial r} \left[r v u - r \mu \frac{\partial u}{\partial r} \right] dr dz + \int_{i,j-1/2}^{i,j+1/2} \frac{\partial}{\partial z} \left[r u^2 - r \mu \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{r}{\rho} p \right] dz dr = 0. \quad (12)$$

Используя для определения $\frac{\partial u}{\partial z}$ и $\frac{\partial u}{\partial r}$ в уравнении (12) кусочно-линейный профиль, и группируя по соответствующим граням и направлениям, применяя схему против потока и преобразуя полученное, приведем уравнение (12) к виду:

$$a_{i,j}^u u_{i,j} = a_{i,j+1}^u u_{i,j+1} + a_{i,j-1}^u u_{i,j-1} + a_{i+1,j}^u u_{i+1,j} + a_{i-1,j}^u u_{i-1,j} - \frac{r_j}{\rho} \Delta r_j (p_{i+1,j} - p_{i,j}), \quad (13)$$

где

$$a_{i,j+1}^u = \left[- \left(r_j + \frac{\Delta r_j}{2} \right) \cdot \frac{v_{i,j} + v_{i+1,j}}{2}, 0 \right] \Delta z_i + \left(r_j + \frac{\Delta r_j}{2} \right) \mu \frac{\Delta z_i}{\delta r_j}; \quad (14)$$

$$a_{i,j-1}^u = \left[\left(r_j - \frac{\Delta r_j}{2} \right) \cdot \frac{v_{i,j-1} + v_{i+1,j-1}}{2}, 0 \right] \Delta z_i + \left(r_j - \frac{\Delta r_j}{2} \right) \mu \frac{\Delta z_i}{\delta r_{j-1}}; \quad (15)$$

$$a_{i+1,j}^u = \left[-r_j \cdot \frac{u_{i,j} + u_{i+1,j}}{2}, 0 \right] \Delta r_j - r_j \mu \frac{\Delta r_j}{\delta z_{i+1}}; \quad (16)$$

$$a_{i-1,j}^u = \left[r_j \cdot \frac{u_{i-1,j} + u_{i,j}}{2}, 0 \right] \Delta r_j - r_j \mu \frac{\Delta r_j}{\delta z_{i-1}}; \quad (17)$$

$$a_{i,j}^u = a_{i,j+1}^u + a_{i,j-1}^u + a_{i+1,j}^u + a_{i-1,j}^u; \quad (18)$$

дискретный аналог для радиальной скорости:

$$a_{i,j}^v v_{i,j} = a_{i,j+1}^v v_{i,j+1} + a_{i,j-1}^v v_{i,j-1} + a_{i+1,j}^v v_{i+1,j} + a_{i-1,j}^v v_{i-1,j} - \frac{1}{\rho} (p_{i,j+1} - p_{i,j}) \Delta z_i, \quad (19)$$

где

$$a_{i,j+1}^v = \left[- \frac{v_{i,j+1} + v_{i,j}}{2}, 0 \right] \Delta z_i + \mu \frac{\Delta z_i}{\delta r_j}; \quad (20)$$

$$a_{i,j-1}^v = \left[\frac{v_{i,j-1} + v_{i,j}}{2}, 0 \right] \Delta z_i + \mu \frac{\Delta z_i}{\delta r_{j-1}}; \quad (21)$$

$$a_{i+1,j}^u = \left[- \frac{u_{i,j} + u_{i+1,j}}{2}, 0 \right] \Delta r_j + \mu \frac{\Delta r_j}{\delta z_i}; \quad (22)$$

$$a_{i-1,j}^u = \left[\frac{u_{i-1,j} + u_{i,j}}{2}, 0 \right] \Delta r_j + \mu \frac{\Delta r_j}{\delta z_{i-1}}; \quad (23)$$

$$a_{i,j}^v = a_{i,j+1}^v + a_{i,j-1}^v + a_{i+1,j}^v + a_{i-1,j}^v; \quad (24)$$

дискретный аналог поправки давления:

$$c_{i,j} p'_{i,j} = c_{i,j+1} p'_{i,j+1} + c_{i,j-1} p'_{i,j-1} + c_{i+1,j} p'_{i+1,j} + c_{i-1,j} p'_{i-1,j} + (r_{j-1} v_{i,j-1}^* - r_j v_{i,j}^*) \Delta z_i + (u_{i-1,j}^* - u_{i,j}^*) r_j \Delta r_j, \quad (25)$$

где

$$c_{i,j+1} = \frac{r_j \Delta z_i^2}{\rho a_{i,j}^v}; \quad (26)$$

$$c_{i,j-1} = \frac{r_{j-1} \Delta z_i^2}{\rho a_{i,j-1}^v}; \quad (27)$$

$$c_{i+1,j} = \frac{r_j^2 \Delta r_j^2}{\rho a_{i,j}^u}; \quad (28)$$

$$c_{i-1,j} = \frac{r_j^2 \Delta r_j^2}{\rho a_{i-1,j}^u}; \quad (29)$$

$$c_{i,j} = c_{i,j+1} + c_{i,j-1} + c_{i+1,j} + c_{i-1,j}. \quad (30)$$

У струи нет четко выраженного края. Вокруг нее всегда наблюдается ореол из мельчайших брызг. Поэтому нельзя провести поверхность, с одной стороны которой есть струя, а с другой нет. В этом случае границу можно определить как поверхность уровня скалярного поля динамического давления, на которой оно имеет постоянное значение p_z . Это значение выбирается в зависимости от решаемой задачи, например, естественную границу можно определить, полагая, что p_z равно атмосферному давлению. Это будет технологическая граница струи. При этом часть воды останется за границей, но это должна быть та часть, которая не оказывает существенного влияния на процесс разрушения. Инженерная теория тем и отличается, что рассматривает только характеристики, влияющие на технологические параметры.

Граница струи дает пределы интегрирования при вычислении потока кинетической энергии и других интегральных величин.

Поскольку уравнение для p' не является одним из основных уравнений, следует дать некоторое пояснение к аппроксимации граничных условий для этого уравнения.

Обычно имеется два вида условий на границе. Либо задано давление на границе (скорость является не известной), либо определена компонента скорости, нормальная к границе. Если предполагаемое поле давления принимается таким, что на границе оно равно заданному, то значение p на границе будет нулевым.

Если сетка строится таким образом, что граница совпадает с гранью контрольного объема, то осевая скорость является заданной. При получении уравнения для определенного контрольного объема скорость потока через граничную поверхность будет выражена не через u^* и соответствующую поправку, а через само u . В этом случае значение p' в уравнении не появится или $a_{i,j}^u$ будет равно нулю в

уравнении для p' . Таким образом, информация о $p'_{i,j}$ не будет нужна.

Процедура, разработанная для расчета поля течения, получила название SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations), что означает полунявный метод для связывающих давление уравнений.

Последовательность операций. Ниже перечислены основные операции в порядке их выполнения:

- задание поля давления p^* ;
- решение уравнений движения, таких, как уравнения (13) и (19), для получения u^* и v^* ;
- решение уравнения для p' ;
- расчет p путем добавления p' к p^* ;
- расчет u и v с учетом соответствующих значений со звездочкой;
- решение дискретных аналогов для других характеристик (турбулентных и др.), если они влияют на поле течения через физические свойства жидкости, источниковые члены и т.д.

Представление скорректированного давления p как нового p^* , возвращение к пункту 2 и повторение всей процедуры до тех пор, пока не будет получено сходящееся решение.

Для вычисления поправки давления необходимо использовать некоторую нижнюю релаксацию [5], которая вычисляется по формуле:

$$p = p^* + \alpha_p p', \quad (31)$$

где α_p – коэффициент релаксации равный 0,8.

Анализ результатов численных расчетов

Для выбора оптимальных геометрических параметров сопел использовались сопловые устройства с набором сменных насадков и успокоителей [1, 2].

Были выбраны четыре СУ одинаковой геометрии проходного канала и отличающиеся только конструкцией успокоителей. СУ представляет собой гладкий цилиндр внутренним диаметром 10 мм и длиной 30 мм с заканчивающимся коническим насадком. Общая длина устройства равна 42 мм. Первое СУ было без успокоителя. Второе – с встроенным в него успокоителем в виде пакета четырех металлических трубок $d_t = 3$ мм, $\delta = 0,1$ мм, $l_t = 20$ мм. Третье СУ представляет собой СУ №1 с успокоителем в виде пакета: "треугольный элемент + сотовый элемент". Устройство №4 представляет собой укороченную вдвое конструкцию СУ №1 с успокоителем в виде пакета: "z-образный элемент + сетка".

Как результат определялось наиболее эффективное СУ [1, 2].

В качестве критерия оптимизации принималось отношение осевого давления P_L струи, измеренное трубкой Пито на расстоянии L от среза сопла, к давлению P_0 перед входом в канал соплового устройства. Чем ближе к 1,0 значение P_L/P_0 , тем лучше гидродинамические характеристики соплового устройства. В этом случае предполагалось, что сохранение гидродинамических характеристик струи на расстоянии L происходит благодаря ее минимальному распаду (распыливанию). Отношение P_L/P_0 можно назвать коэффициентом осевого динамического давления, что очень удобно и наглядно характеризует качество того или иного соплового устройства. Кроме того, благодаря этому коэффициенту можно исследовать влияние элементов струеформирования (успокоителей и сопловых устройств) на разрушающую способность струи, сравнивать сопловые устройства различной конфигурации и т.д.

Исследования показали, что введение в канал СУ успокоителя изменяет характер истечения жидкостей. Распад струи происходит менее интенсивно. Значительно лучшие и близкие между собой гидродинамические показатели отмечены при исследованиях сопловых устройств типа №3 и №4, имеющих по две ступени выпрямления турбулентного жидкостного потока в цилиндрическом подводящем канале [3].

Уменьшение диаметра истечного отверстия сопел ведет к увеличению распада струи и к ухудшению гидродинамических характеристик P_L и P_L/P_0 (рис. 4).

Заключение

Разработанная обобщенная математическая модель влияния конструктивных особенностей проходного канала соплового устройства на распределение динамического давления в струе моющей жидкости по ее длине может быть использована при проектировании дальнобойных компактных СУ для моечного оборудования низкого давления. Расхождение теоретических расчетов от экспериментальных результатов не превышает 15 %.

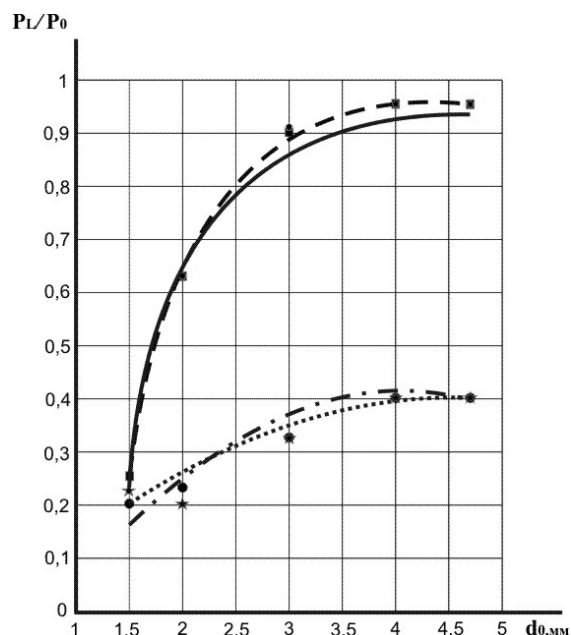


Рис. 4. Зависимость гидродинамического давления на оси жидкостной струи на расстоянии $L = 0,5$ м от среза СУ для начального давления жидкости 0,2 МПа ($\triangle$ — экспериментальные данные для сеточного успокоителя; — — — теоретическая кривая для сеточного успокоителя; $\blacksquare$ — экспериментальные данные для сотового успокоителя; — — — теоретическая кривая для сотового успокоителя; $\bullet$ — экспериментальные данные для СУ без успокоителя; — теоретическая кривая для СУ без успокоителя; * — экспериментальные данные для СУ с пакетом трубок; - · - · — теоретическая кривая для СУ с пакетом трубок)

Литература

1. Абраменко, Д.С. Исследования по оптимизации конструктивно-технологических решений жидкоструйной очистки [Текст] / Д.С. Абраменко, М. Н. Хвостов, Б. П. Ефимчук // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетр. нац. ун-ту. — Т. X. — Днепропетровск : Пороги, 2010. — С. 3–10.
2. Абраменко, Д.С. Исследования по оценке динамического воздействия струи моющей жидкости на очищаемую поверхность [Текст] / Д.С. Абраменко, М. Н. Хвостов, Б. П. Ефимчук // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка». — 2011. — № 4/19. — С. 3–9.
3. Экспериментальные и теоретические исследования по влиянию конструктивных особенностей успокоителей в сопловых устройствах на динамические характеристики струи моющей жидкости [Текст] / Д.С. Абраменко, М. Н. Хвостов, И. А. Шарай, В. Ф. Решетников, Е. Г. Смирнова // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка». — 2012. — №4/20. — С. 67–73.

4. Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена динамики жидкости [Текст]: пер. с англ. / С. Патанкар. – М.: Энергостомиздат, 1984. – 152 с.

5. Левич, В.Г. Физико-химическая гидродинамика [Текст] / В. Г. Левич. – М.: Гос. изд. физ.-мат. литер, 1959. – 700 с.

Поступила в редакцию 03.03.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник, В.И. Сливинский, Публичное акционерное общество «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения», Днепропетровск.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ЗАЛЕЖНОСТІ ОЧИСНОЇ ЗДАТНОСТІ СТРУМЕНЯ РІДИНИ ВІД ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКИХ РІШЕНЬ СОПЛОВИХ ПРИСТРОЇВ ЩОДО ОБЛАДНАННЯ СТРУМИННОЇ ОЧИСТКИ ПОРОЖНИН РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

В.В. Харченко, В.С. Зевако, П.М. Желтов, М.М. Хвостов, Д.С. Абраменко, І.А. Шарай

У статті представлено задачу оптимізації обладнання гідроструминного механізованого очищення паливних відсіків виробів ракетно-космічної техніки. Для вирішення поставленої задачі було розроблено узагальнену математичну модель впливу конструктивних особливостей прохідного каналу соплового пристрою на розподіл динамічного тиску в струмені миючої рідини по її довжині. Представлена математична модель може бути використана при проектуванні далекобійних компактних соплових пристроїв для мийного обладнання низького тиску для очищення механічних і органічних забруднень як в ракетно-космічній галузі, так і в хімічній, нафтохімічній, харчовій та сільськогосподарській галузях промисловості.

Ключові слова: незатоплений струмінь миючої рідини, мийна голівка, сопловий пристрій.

MATHEMATICAL MODEL DEPENDING CLEAN ABILITY LIQUID JETS FROM DESIGN SOLUTIONS NOZZLE ARRANGEMENTS EQUIPMENT INKJET PIGGING ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

V.V. Kharchenko, V.S. Zevako, P.N. Zheltov, M.N. Khvostov, D.S. Abramenko, I.A. Sharay

An evolutionary method for choice of a multistage axial compressor guide vanes control program is offered. Optimization is conducted with the purpose of providing of a maximal efficiency along the line of operating conditions at the determined stability level. The examined task behaves to the class of multiobjective tasks of parametrical optimization. Solution of the problem by downgrading it to the modification task is offered. Application of offered approach and adaptation procedures of the choice of genetic algorithm parameters, used in an evolutionary method, provides the substantial decreasing of the rational decision search algorithm informative complication. The example of multistage axial compressor guide vanes control program choosing for modern turbojet engine of the passenger regional airplane is considered.

Key words: theory of the large systems, optimization, evolutionary methods, turbojet engines, axial multi-stage compressor.

Харченко Владимир Викторович – председатель правления – директор ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина

Зевако Василий Сергеевич – канд. техн. наук, заместитель председателя правления – директора по научной работе, директор ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина

Желтов Павел Николаевич – заместитель директора по специальной технике, ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина

Хвостов Михаил Николаевич – начальник научно-исследовательского отдела технологии сборки и испытаний ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина

Абраменко Дмитрий Сергеевич – ведущий научный сотрудник научно-исследовательского отдела технологии сборки и испытаний, ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина, abramenko@i.ua, (056) 373 28 81, (096) 332 30 55

Шарай Игорь Анатольевич – ведущий инженер-технолог научно-исследовательского отдела технологии сборки и испытаний, ПАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, Украина

УДК 621.92.004.93

С.С. ДУБРОВСКИЙ¹, А.Ю. КРИВЕНКО¹, Н.А. КОВЕШНИКОВ²¹*Криворожский национальный университет, Украина*²*Национальный авиационный университет, Украина*

ВЛИЯНИЕ СТРУКТУРНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЕТАЛЕЙ

Проведено комплексное исследование влияния структурно-технологических факторов на прочностные характеристики деталей проточной части авиационных ГТД. Установлено, что шероховатая поверхность снижает долговечность деталей за счет концентрации напряжений в районе микронадрывов из-за более интенсивного процесса окисления, при этом более чувствительны высоколегированные, жаропрочные стали и сплавы. Определено, что немаловажную роль играет не только величина шероховатости, но и ее спектр. Предложено выразить зависимость прочности от шероховатости через коэффициент влияния качества поверхности на прочность. Проанализировано влияние микроконцентраторов поверхностного слоя деталей на долговечность при термоциклическом нагружении. Приведены результаты исследований кинетики повреждения стали в процессе термоусталости на образцах, полученных различными методами финишной обработки. Установлено, что зарождение и развитие поперечных трещин на шлифованных и точеных образцах происходит по рискам от обработки. Существенное влияние на усталостную прочность оказывают направления неровностей.

Ключевые слова: усталость, шероховатость, наклеп, остаточные напряжения, долговечность деталей, концентрация напряжений, микронадрыв.

Проблема и ее связь с научными и практическими задачами

Анализ отказов газотурбинных двигателей (ГТД) в процессе эксплуатации показывает, что большинство повреждений деталей носит усталостный характер, поэтому практическое значение проблемы обеспечения их несущей способности трудно переоценить. Непрерывно растут требования к надежности и материалоемкости ГТД, все более жесткими становятся условия работы и режимы эксплуатационной нагруженности. При создании новых ГТД приходится сталкиваться с необходимостью обеспечения максимального резерва прочности каждой детали с учетом условий эксплуатации и конструктивных особенностей. Это обусловлено тем, что на сопротивление усталости деталей ГТД влияет большое количество факторов, совокупное значение которых носит неопределенный характер.

Повышение качества выпускаемой продукции требует решения многочисленных проблем в самых различных областях. Технологические проблемы относятся к ряду важнейших, ибо их успешное решение определяет, в конечном итоге, эксплуатационные показатели даже прекрасно спроектированных изделий [1].

Поэтому современное авиационное машиностроение выдвигает перед технологами задачу по выбору таких методов и режимов изготовления

деталей, особенно отделочных операций, которые бы формировали качественный поверхностный слой с высокими структурно-механическими свойствами [1].

Анализ исследований и публикаций

В данном направлении проведено значительное количество исследований [1 – 3]. Разработано большое количество различных технологических методов повышения качества поверхности деталей. Но на наш взгляд в современном производстве назначение и технологическое обеспечение оптимальных параметров состояния поверхностей деталей недостаточно обосновано, что приводит либо к завышению требований и удорожанию машин, либо к их занижению и снижению надежности.

Постановка задания

Несмотря на большое количество исследований, вопрос технологического обеспечения заданного уровня параметров состояния поверхностного слоя остается достаточно актуальным [1 – 3]. Поэтому, целью работы является исследование влияния структурно-технологических факторов на усталостные характеристики, кинетику зарождения и развития усталостного разрушения жаропрочных материалов, применяемых для изготовления деталей ГТД.

Изложение материалов и результаты

Трудоемкость изготовления дисков и лопаток в большинстве конструкций ГТД составляет 40-50% общей трудоемкости двигателя. Эти детали являются наиболее нагруженными и труднообрабатываемыми деталями современных ГТД. В процессе работы двигателя они подвергаются воздействию знакопеременных нагрузок и сложных условий работы. Эти особенности требуют использования в производстве прогрессивных методов и технологий обработки, особенно на финишных операциях.

Анализ дефектов и разрушений деталей прочной части ГТД [4, 5] показывает, что в большинстве случаев они смешанного характера. На ранней стадии зарождение и развитие трещин происходит на кромках в поверхностном слое. Это можно объяснить высокой нагруженностью поверхности деталей. Точки, наиболее близко расположенные к наружной поверхности детали, испытывают наибольшие нормальные и касательные напряжения. Увеличивает действие сил и моментов наличие концентраторов напряжений и различных дефектов поверхности. Таким образом, поверхностный слой является ослабленным и наиболее напряженным.

Так как качество обработки поверхности деталей ГТД оказывает значительное влияние особенно для высокопрочных сталей, рассмотрим влияние некоторых параметров, характеризующих поверхностный слой (шероховатость, наклеп и остаточные напряжения), на долговечность деталей и технологические методы повышения долговечности.

Исследование проводилось на цилиндрических образцах диаметром 5 мм и длиной рабочей зоны 50 мм. Были исследованы различные виды технологической обработки поверхности образцов: точение, шлифование и механическое полирование. Учитывая тот факт, что глубина и степень наклепа, величина, знак и характер распределения остаточных напряжений в поверхностном слое деталей зависит от технологических режимов их обработки, особенно на этапе окончательных операций, последняя операция в каждом случае полностью снимала слой металла, наклепанный предыдущей операцией. Таким образом, в каждом виде технологической обработки последняя операция формировала не только чистоту поверхности, но также наклеп и остаточные напряжения.

Проводимые исследования цилиндрических образцов с различной шероховатостью показали, что при увеличении шероховатости прочность снижается по определенному закону (рис. 1).

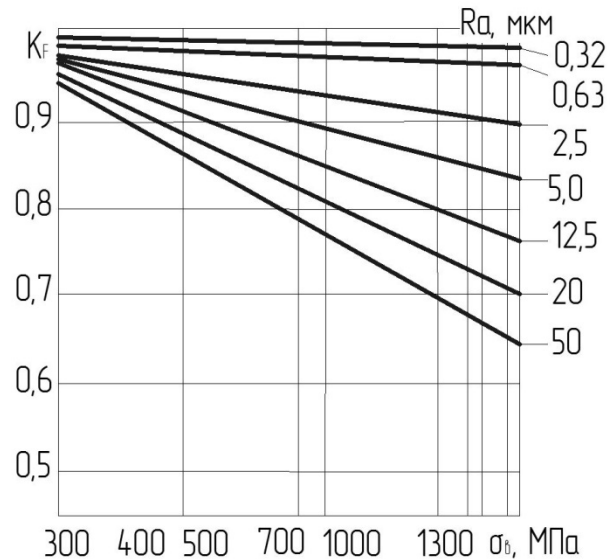


Рис. 1. Влияние коэффициента качества поверхности на сопротивление усталости

На рисунке 1 зависимость прочности от шероховатости выражена через K_F - коэффициент влияния качества поверхности на прочность. Значение коэффициента определяли по формуле (ГОСТ 25.504-82):

$$K_{F\sigma} = 1 - 0,22 \cdot \lg Rz(\lg(\frac{\sigma_B}{20}) - 1), \quad (1)$$

где Rz - величина микронеровности по десяти точкам;

σ_B - предел прочности материала.

Из рисунка 1 видно, что снижение предела выносливости оказывается тем больше, чем больше величина микронеровностей [2]. Шероховатая поверхность снижает долговечность деталей за счет концентрации напряжений в районе микронадрывов (рис.2) из-за более интенсивного процесса окисления, при этом более чувствительны высоколегированные, жаропрочные стали и сплавы.

Установлено, что немаловажную роль играет не только величина шероховатости, но и ее спектр. Наибольшую опасность в отношении снижения долговечности представляют «высокие» гармоники неровностей поверхности (более 20 мкм), что необходимо учитывать в отделочных операциях при механической обработке поверхностей абразивным материалом.

Учитывая особенности работы элементов горячей части двигателя, исследовано также изменение состояния поверхностного слоя при термоциклировании. Профилограммы поверхности некоторых образцов показаны на рис.3.

Графические зависимости среднего арифметического отклонения профиля Ra исследуемых об-

разцов, представленные на рис.4 показывают, что до режима $50 \leftrightarrow 800^\circ\text{C}$ включительно на базе 1000 циклов не происходит существенного изменения шероховатости поверхности.

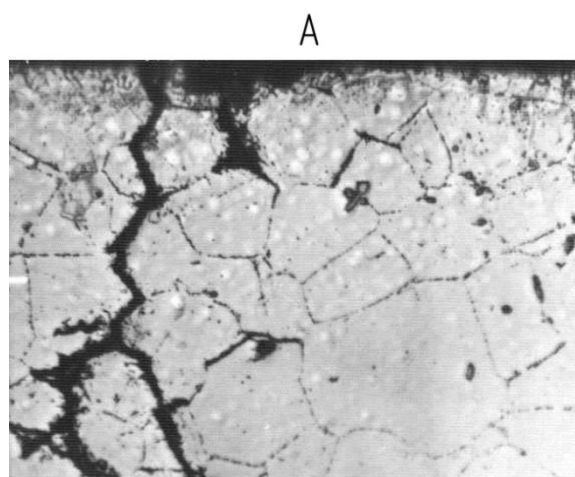
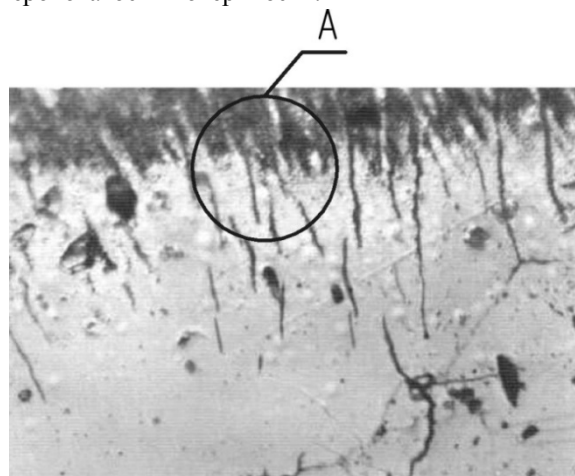


Рис. 2. Приповерхностное разрушение сплава ЭИ598ВД (ВТМО) и микроструктура при $\times 500$ режим $50 \leftrightarrow 800^\circ\text{C}$ 1000циклов

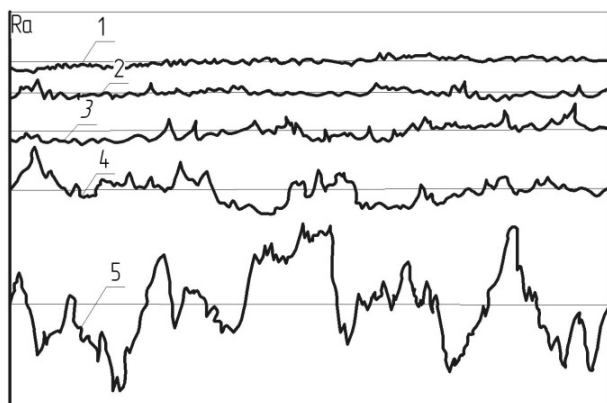


Рис. 3. Профилограммы поверхности образцов сплава ЭИ 598ВД: 1 - не испытанные; 2 - $50 \leftrightarrow 715^\circ\text{C}$, $N=1000$; 3 - $50 \leftrightarrow 715^\circ\text{C}$, $N=5000$; 4 - $50 \leftrightarrow 800^\circ\text{C}$, $N=1000$; 5 - $50 \leftrightarrow 1000^\circ\text{C}$, $N=1000$

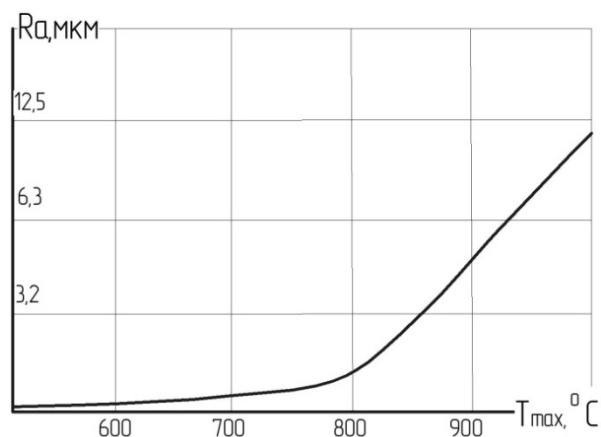


Рис. 4. Зависимость шероховатости поверхности образцов (ЖС6КП) от максимальной температуры термоциклов. ($50 \leftrightarrow 1000$)

На режимах $50 \leftrightarrow 920^\circ\text{C}$ и $50 \leftrightarrow 1000^\circ\text{C}$ резкое повышение шероховатости объясняется более усиленным окислением поверхности, появлением большого количества трещин, короблением и выкрашиванием зерен, отслаиванием окисной пленки.

Анализ результатов исследования по кинетике повреждения стали в процессе термоусталости показал, что в начальной стадии испытания на всех режимах поверхность образцов покрывается окисной пленкой, далее появляются поперечные трещины, а затем продольные. Так при термоциклировании по режиму $50 \leftrightarrow 700^\circ\text{C}$ уже к 100 циклам наблюдается начало окисления поверхности образцов. Полированные образцы имеют равномерную тонкую окисную пленку.

На шлифованных и точенных образцах происходит более интенсивное окисление по следам от обработки. С увеличением числа циклов на поверхности всех образцов начинают появляться поперечные трещинки. При этом у полированных образцов они достигают длины 0,2-0,3 мм к 750 циклам, у шлифованных к 500 циклам, а у точенных к 400. Зарождение и развитие поперечных трещин на шлифованных и точенных образцах происходит по рискам от обработки. На точенных и шлифованных образцах поперечные трещины имеют отклонения к продольному направлению и при меньшем числе циклов, чем у полированных, но эти трещины опять же идут по рискам от обработки. На шлифованных образцах трещины более плотно расположены друг к другу, что объясняется более плотным количеством рисок от обработки. При 2000 циклах на полированном образце выравнивается количество и величина продольных и поперечных трещин, которые начинают формировать сетку. На шлифованных образцах несколько заметнее преобладание поперечных трещин, но имеются трещины, которые по

направлению занимают промежуточное положение. На точенных образцах явно преобладают поперечные трещины (рис.5,а).

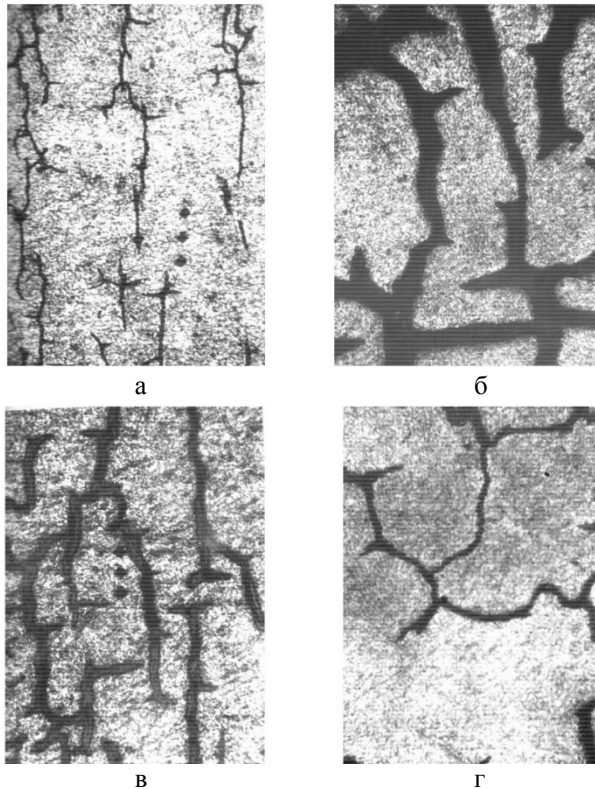


Рис. 5. Термоусталостные трещины на поверхности образцов:

- а – точенные образцы, $50 \leftrightarrow 700^\circ\text{C}$, 2000 циклов;
 б – точенные образцы, $50 \leftrightarrow 700^\circ\text{C}$, 3000 циклов;
 в – шлифованные образцы, $50 \leftrightarrow 700^\circ\text{C}$, 3000 циклов;
 г – полированные образцы, $50 \leftrightarrow 700^\circ\text{C}$, 3000 циклов

К 3000 циклов на всех образцах появляется сетка трещин. При этом на точенных образцах наблюдаются крупные трещины по следам обработки и длинные продольные трещины (рис.5,б), а шлифованные образцы по-прежнему сохранили более плотное расположение поперечных трещин (рис.5,в). На полированных образцах заметна крупная сетка менее развитых трещин (рис.5,г), причем трещины не имеют такой строгой продольно-поперечной направленности, как на шлифованных и тем более точенных образцах.

Графическая зависимость наибольшей трещины от максимальной температуры термоцикла и от количества циклов (рис.6 а,б) показывает, что риски на поверхности образца не только ускоряют процесс зарождения трещины, но в значительной степени ускоряют ее развитие. На глубину развития трещин большое влияние оказывает величина наклепанного слоя у шлифованных и тем более точенных образцов.

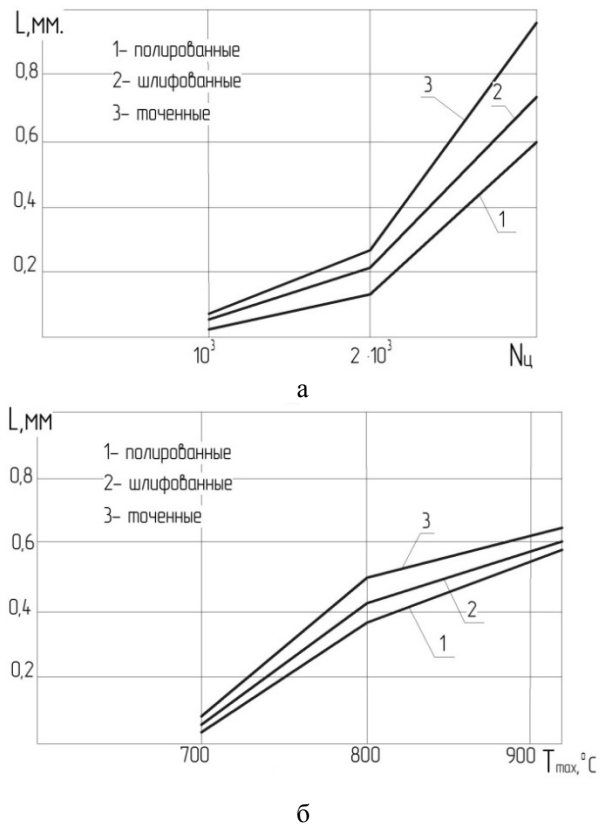


Рис. 6. Глубина максимальных термоусталостных трещин:

1 – полирование, 2 – шлифование, 3 – точение

При пониженных температурах поверхностей наклеп и остаточные напряжения сжатия повышают выносливость деталей. При нормальных температурах поверхностей применение поверхностного пластического деформирования с предшествующей лезвийной обработкой позволяет обеспечить повышение износостойкости и выносливости исходной поверхности детали в 2-3 раза. Но с повышением температуры и времени наработки положительное влияние наклепа уменьшается, так как диффузионные процессы, протекающие интенсивно в наклепанном слое, способствуют ускоренному развитию трещин. Существует температурный порог положительного влияния наклепа на долговечность деталей, а величина температурного порога зависит от характеристик наклепа, материала и величины нагрузки.

Результаты исследования по влиянию наклепа на термоусталость материалов у разных авторов противоречивы. Результаты многих работ [6 – 8] показывают отрицательное влияние наклепа на повреждаемость материала при теплосменах, которое проявляется как в более быстром зарождении и развитии трещин, так и в более быстром снижении других прочностных характеристик после предварительного термоциклирования.

Объяснить различное влияние наклепа на сопротивление термической усталости частично можно следующим образом. Наклепанный материал, повышая свои прочностные характеристики и снижая пластичность, изменяет сопротивление тепломенам согласно известным уравнениям термоциклической долговечности:

$$N^{\frac{1}{2}} \left(\Delta \varepsilon - \frac{2\sigma_T}{E} \right) = \frac{\delta}{2} \quad (2)$$

или

$$N = \left(\frac{C}{\Delta \varepsilon_{пл}} \right)^{\frac{1}{c}}, \quad (3)$$

где N - число циклов до разрушения;

$\Delta \varepsilon$ - полная величина стесненной деформации;

$\Delta \varepsilon_{пл}$ - полная стесненная деформация за цикл;

σ_T - предел текучести;

δ - относительное удлинение;

C и c - коэффициенты определяете экспериментально.

Если материал деформируется в упругой области, в чем ему способствует наклеп повышением предела текучести, то и долговечность повышается, если в упруго-пластической, то наклеп, снижая пластические свойства, уменьшает долговечность. Это особенно эффективно проявляется в результате снижения длительной пластичности наклепанного материала при выдержке в термо-напряженном состоянии на верхней температуре термоцикла [6]. Исходя из этого можно сделать вывод, что использовать накатывание поверхности как технологический метод улучшения качества и прочности поверхностного слоя для деталей, работающих в условиях термомеханического нагружения нецелесообразно.

Последнее время наметилась тенденция выбора таких методов отделочных операций деталей, работающих при высоких температурах, которые бы давали поверхностный слой без наклепа и остаточных напряжений.

Одним из эффективных средств повышения долговечности деталей, работающих в условиях газовой среды, являются защитные поверхностные покрытия: плазменные, теплостойкие, эмалевые, керамические и диффузионные.

Второй вид технологических способов, благодаря которому материал детали упрочняется по всему объему равномерно, может быть выражен величиной, характеризующей общую энергоемкость металла, которая представляет собою сумму величин поглощенной энергии рабочим объемом, принимавшим участие в пластическом деформировании и разрушении, суммарной предельной энергии искажения кристаллической решетки минимального

объема и суммарной предельной энергии разрушения. Таким образом, прочность материала можно повысить двумя путями: увеличением межатомных связей в кристаллической решетке и созданием такой структуры и качества поверхности, которая бы равномерно по всему объему поглощала энергию разрушения.

Заключение

Исследования влияния параметров состояния поверхностного слоя на усталостную прочность показали, что одним из резервов повышения усталостной прочности деталей является совершенствование параметров именно поверхностного слоя деталей. Для высоконагруженных деталей необходимо, помимо величины шероховатости поверхности, также учитывать влияние на усталостную прочность направления неровностей: наименьшим оно будет при совпадении расположения неровностей с направлением действия сил или моментов, наибольшее — при перпендикулярном направлении неровностей.

Литература

1. Влияние состояния поверхности и контактного взаимодействия поверхности [Текст] / В.Т. Троценко, Г.В. Цыбанев, Б.А. Грязнов, Ю.С. Налимов. — Киев: ИПП, 2009. — 664 с.
2. Кравчук, В.С. Сопротивление деформированию и разрушению поверхностно-упрочненных деталей машин и элементов конструкций [Текст] / В.С. Кравчук, Абу Айаш Юсеф, А.В. Кравчук. — Одесса: «Астропринт», 2000. — 160 с.
3. Дальский, А.М. Технологическое обеспечение надежности высокоточных деталей машин [Текст] / А.М. Дальский. — М.: Машиностроение, 1975. — 222 с.
4. Иноземцев, А.А. Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. — М.: Машиностроение, 2008. — 204 с.
5. Дубровський, С.С. Локалізація критичних зон пошкодження роторних деталей газотурбінних двигунів [Текст] / С.С. Дубровський // Вісник Національного авіаційного університету. — 2009. — № 3. — С. 6–10.
6. Дульнев, Р.А. Термическая усталость металлов [Текст] / Р.А. Дульнев, П.И. Котов. — М.: Машиностроение, 1980. — 200 с.
7. Материаловедение и технология конструкционных материалов [Текст] / В.С. Кушнер, А.С. Верецака, А.Г. Схиртладзе, В.А. Горелов, Д.А. Незров, О.Ю. Бургонова; под ред. В.С. Кушнера. — Омск: Издательство ОмГТУ, 2009. — 520 с.

8. *Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок [Текст]: пер. с англ. / под ред. Симса Ч.Т., Столоффа Н.С., Хагеля У.К.: В 2-х книгах. Кн. 1 / под ред. Шалина Р.Е. – М.: Металлургия, 1995. – 384 с.*

Поступила в редакцию 16.07.2013, рассмотрена на редколлегии 25.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. Технологии машиностроения Н.В. Кияновский, Криворожский национальный университет, г. Кривой Рог.

ВПЛИВ СТРУКТУРНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ФАКТОРІВ НА МІЦНІСНІ ХРАКТЕРИСТИКИ ДЕТАЛЕЙ

С.С. Дубровський, О.Ю. Кривенко, М.О. Ковешніков

Проведено комплексне дослідження впливу структурно-технологічних факторів на характеристики міцності деталей проточної частини авіаційних ГТД. Встановлено, що шорстка поверхня знижує довговічність деталей за рахунок концентрації напруги в районі мікронадривів із-за інтенсивнішого процесу окислення, при цьому більш чутливі високолеговані, жароміцні сталі і сплави. Визначено, що важливу роль грає не лише величина шорсткості, але і її спектр. Запропоновано виразити залежність міцності від шорсткості через коефіцієнт впливу якості поверхні на міцність. Проаналізовано вплив мікроконцентраторів поверхневого шару деталей на довговічність при термоциклічному навантаженні. Приведено результати досліджень кінетики ушкодження сталі в процесі термічної втоми на зразках, отриманих різними методами фінішної обробки. Встановлено, що зародження і розвиток поперечних тріщин на шліфованих і точених зразках відбувається по ризиках від обробки. Істотний вплив на втомну міцність здійснюють напрями нерівностей.

Ключові слова: втома, шорсткість, наклеп, остаточні напруження, довговічність деталей, концентрація напружень, мікронадрив.

INFLUENCE OF STRUCTURALLY-ADJUSTING FACTORS ON DURABILITY CHARACTERISTIC OF DETAILS

S.S. Dubrovskiy, A.Yu. Krivenko, N.A. Koveshnikov

Complex research of influence of structural and technological factors is conducted on strength descriptions of details of running part of aviation GTE. It is set that a rough surface reduces longevity of details due to the concentration of tensions in the district of microtear from more intensive process of oxidization, high-alloyed is more sensible here, heatproof alloys became. It is certain that a not insignificant role is played by not only the size of roughness but also her spectrum. It is suggested to express dependence of durability on a roughness through the coefficient of influence of quality of surface on durability. Influence is analysed micro concentrators of superficial layer of details on longevity at a thermal-cycle lading. Results over of researches of kinetics of damage are brought became in the process of thermal fatigue on standards got the different methods of finish treatment. It is set that an origin and development of transversal cracks on the polished and sharpened standards take place on traces from treatment. Substantial influence on tireless durability renders directions of burries.

Key words: fatigue, roughness, peening, remaining tensions, longevity of details, concentration of tensions, mikrotear.

Дубровський Сергей Станиславович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения ДВНЗ «Криворожский национальный университет», г. Кривой Рог, Украина, e-mail: Sergei.Dubrovski@mail.ru

Кривенко Алексей Юревич – канд. техн. наук, доцент кафедры Теплоэнергетика ДВНЗ «Криворожский национальный университет», г. Кривой Рог, Украина.

Ковешников Николай Алексеевич – канд. техн. наук, доцент кафедры авиационных двигателей механико-энергетического факультета, Аэрокосмический институт, Национальный авиационный университет, г. Киев, Украина.

УДК 629.7.036.5

Ю.А. МИТИКОВ, М.В. АНДРИЕВСКИЙ*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина***КОМБИНИРОВАННЫЙ НАДДУВ БАКА С УГЛЕВОДОРОДНЫМ ГОРЮЧИМ - СВЕРХХОЛОДНАЯ И ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ ПОДСИСТЕМЫ**

Проведено математическое моделирование параметров новой комбинированной системы наддува бака с керосином двигательной установки ракеты-носителя, использующей в качестве окислителя жидкий кислород. Дизайн системы: первые 20÷30 с работы двигательной установки потребное давление газа в баке поддерживает сверххолодная гелиевая жиклерная подсистема. Далее поэтапно (от сигнализаторов давления) включается высокотемпературная (~1800К) твердотопливная газогенераторная. Определены поведение давления, среднemasсовой температуры газа в баке горючего, температура его верхнего днища по времени полета при нерегулируемом расходе рабочего тела на наддув. Показана возможность исключения «теплой» гелиевой системы предпускового наддува. Выявлены влияющие факторы на параметры комбинированной системы, оценена весовая сводка, показана ее эффективность на примере I ступени носителя среднего класса (~ 26 кг полезной нагрузки). Предложены варианты резервирования, повышения основных характеристик системы.

Ключевые слова: бак с керосином, комбинированная система наддува, последовательное включение, сверххолодная гелиевая и высокотемпературная твердотопливная подсистемы.

Введение

В настоящее время в качестве топлива ЖРД первых ступеней ракет-носителей широко используется (и планируется к применению в обозримом будущем) жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин (РГ-1, метан, синтин) [1]. Интенсивно изучается для ЖРД верхних ступеней перспективное горючее ацетам (раствор ацетилен в жидком аммиаке), горючее на основе этилового спирта и аммиака [2].

Для наддува топливных баков двигательных установок (ДУ) большинства из указанных носителей повсеместно используются гелиевые газобаллонные системы. Они, несмотря на существенную массу и усложнение конструкции ракеты, стартового комплекса и испытательной базы, имеют и положительные стороны. Гелий, как известно, обладает наибольшей после водорода работоспособностью, не конденсируется в баках, технологии работы с ним на всех этапах отлажены. При использовании в теплообменниках современных ЖРД (РД-171М, РД-180, РД-191) окислительного генераторного газа (его температура существенно ограничена стойкостью материалов) гелий на входе в баки имеет весьма умеренную температуру. Это исключает проблемы нагрева верхнего слоя топлива от газа наддува в современных баках (нетеплоизолированных несущих цилиндрических) и перегрева их верхних алюминиевых днищ.

В силу отсутствия принципиальных проблем гелиевые системы несложны в проектировании, что

способствует их распространению при разработке ракет-носителей в сжатые сроки и ограниченном финансировании. Привлекательны они и для ракетчиков тех стран, которые делают первые шаги в освоении космического пространства [1-3].

Своеобразием сегодняшнего времени применительно к ракетно-космической технике являются расширяющиеся научные исследования Вселенной, продолжающееся использование космоса в военных целях и заметное возрастание коммерциализации космоса. В связи с этим растет конкуренция в сегменте рынка предоставления пусковых услуг. Побеждать в этой борьбе, естественно, будет тот, кто обеспечит меньшую цену вывода единицы массы на опорную орбиту при требуемой надежности.

Неудивительно, что сегодня заметно возрастает актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем носителей, на нахождение наиболее эффективных схемных решений. Уместно отметить, что конечная масса систем наддува (СН) может достигать 7% конечной массы ступени [5], и тут, несмотря на большую историю применения гелиевых газобаллонных систем, есть ещё ряд вопросов, нуждающихся в современном решении.

**Постановка проблемы в общем виде
и ее связь с важными научными
и практическими задачами**

Для наддува баков ДУ с жидким кислородом известны и использовались автономные (не тре-

бующие для своей работы дополнительных ресурсов со старта) испарительная кислородная СН (Фау-2, Сатурн-5, Н-1ЛЗ), система эталонной простоты, называемая «самонаддув» (Atlas-D, Titan-1) [6], [7]. И для наддува баков с керосином применялись автономные, конструктивно простые твердотопливные системы (ракета 8К11), жидкостные газогенераторные СН (на обеих ступенях МБР Р-9М, на трех ступенях РН Н-1ЛЗ) с температурой на входе в бак ~ 700К. Продукты сгорания этих генераторных систем содержали конденсируемую фазу (пары, сажу и др.), однако хоть каких-либо замечаний при наземной и летной отработке, учебных пусках по этим системам не зафиксировано.

Авторам хотелось бы перечислить известных им талантливых разработчиков перспективных и сегодня систем. Это в первую очередь В. Тиль, К. Боссард, М.К. Янгель, В.П. Макеев, М.В. Мельников, В.Г. Хаспеков, П.А. Ершов, В.М. Протопопов. Однако, в силу ряда недостатков указанных систем, часть из которых надуманные, в настоящее время повсеместно используются на современных РН и планируются на носителях нового поколения гелиевые газобаллонные СН, как горячие, так и сверххолодные [3].

При отсутствии проблемных вопросов и большого опыта применения гелиевых СН, создается иллюзия их повышенной надежности. Однако это далеко не так. В качестве примеров отказов гелиевых систем приведем известные авторам данные только за последний 2012 год. Так, 7.08.12 г. нештатно закончилось выведение РН «Протон-М» ряда спутников. Официальная причина – засорение (другая версия – бракованные жиклеры) магистрали наддува гелием бака горючего разгонного блока «Бриз-М» [8]. 26.10.12 г. произошла отмена старта южно-корейской РН KSLV-1 из-за утечки «холодного» гелия, возникшей при заправке баллонов СН ДУ I ступени российского производства (аналог I ступени РН «Ангара»).

Учитывая, что ракетным комплексам с РН «Зенит», «Ангара», «Антарес», «Фалкон 9» уготована длительная эксплуатация, очевидно, что вопрос модернизации гелиевых СН является актуальной научно-технической проблемой. Причем, его следует рассматривать как шаг в направлении полного исключения гелия из состава СН топливных баков ДУ.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

В тоже время, для наддува баков горючего ДУ МБР (компоненты топлива АТ и НДМГ) последних поколений КБ «Южное» успешно применялся высо-

котемпературный генераторный наддув (температура газа на входе в бак ~ 1100К). Несомненным достоинством этих систем является полное отсутствие по системе питания ДУ дополнительных связей со стартом и конструктивная простота. Однако высокотемпературные генераторные СН чрезвычайно наукоемки. Для их внедрения потребовались значительная концентрация научного потенциала страны и большой объем экспериментальных исследований, как модельных, так и натурных. Авторы считают своим долгом перечислить и разработчиков этих уникальных систем – В.И. Кукушкина, В.А. Антонова, М.Л. Волошина, В.Н. Кудерского.

Основные проблемы разработки и внедрения генераторных, испарительных и высокотемпературных СН, по нашему мнению, заключаются в следующем. В первоначальный момент работы СН выходное сечение устройства ввода газа в бак (газовод) находится в непосредственной близости от уровня топлива. В это время происходит резкий провал давления газа в баке. Он обусловлен внедрением центральной части струи газа в топливо, сопровождающееся большими потерями тепла и паровой фазы, в том числе и эжектированной из свободного объема бака в струю [9]. Для сглаживания отмеченного провала давления приходится несколько увеличивать расход генераторного газа на наддув, что увеличивает массу периферийной части струи, не внедряющейся в топливо. В свою очередь это решение приводит к тому, что приблизительно с середины полета ракеты, когда тепло-массообмен струи газа с поверхностью топлива существенно снижается, давление газа в баке резко возрастает и поднимается до настройки предохранительного клапана. Последний открывается и в таком состоянии находится практически до конца работы двигательной установки. С одной стороны, это приводит к непроизводительным потерям рабочего тела наддува, с другой стороны, к нагреву верхнего днища бака в районе клапана и конструкции самого клапана до критических температур.

Еще одним недостатком жидкостной генераторной СН, спроектированной без сложного и дорогостоящего стабилизатора расходов компонентов топлива в газогенератор, который располагают, как правило, на верхнем днище, является зависимость расхода газа и его температуры от продольной перегрузки (переменное входное давление в пакеты жиклеров по трактам окислителя и горючего).

Проведенный анализ газобаллонных гелиевых и высокотемпературных генераторных систем наддува наталкивает на мысль о возможности создания комбинированной системы наддува бака горючего ДУ, использующей в качестве окислителя жидкий кислород. Дизайн этой системы должен позволить

максимально полно использовать положительные стороны рассмотренных СН и нивелировать их отрицательные.

В идеале, при работе комбинированной системы не должно быть резкого провала давления (который плохо поддается расчету, как по величине давления, так и по времени протекания) газа в баке в первоначальный период работы СН. Далее по времени работы ДУ уровень давления газа в баке желательно иметь в достаточно узком диапазоне, он не должен длительно попадать в настройку предохранительного клапана. Температура верхнего днища бака, естественно, должна быть в допустимых пределах. На втором этапе работы СН целесообразно использовать газ с существенно большей энергетикой (соответственно, с меньшим расходом). Желательно применить такой источник высокотемпературного газа, в котором расход не зависит от полетной перегрузки, что позволит упростить наземную отработку СН и приблизить ее к натурным условиям. Одним из таких источников может быть твердо-топливный газогенератор (ТТГГ).

Формулирование целей статьи

Целью настоящей работы является математическое моделирование основных параметров (давления, среднemasсовой температуры газа в баке, температуры верхнего днища бака) предложенной СН бака с углеводородным горючим [10].

Рассмотрим следующий дизайн системы (рис.1). Она состоит из баллонов с гелием 1, размещенных в баке окислителя 2. Баллоны соединены трубопроводом 3 через ЭПК 4 с жиклером 5 и обратный клапан 6 с полостью бака горючего 7, на верхнем днище 8 которого установлен сигнализатор контроля нижнего давления газа 9 в баке. В межбаковом отсеке установлен ТТГГ 10.

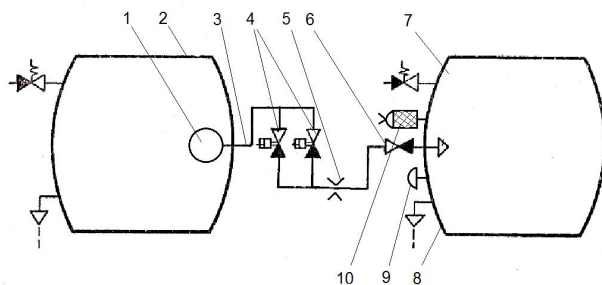


Рис. 1. Схема комбинированной системы наддува

Логика работы системы предлагается следующая. Первые 20 ÷ 30с работы ДУ, пока уровень горючего не опустится достаточно далеко от среза газопровода, потребное давление газа в баке поддерживается с помощью сверххолодной жиклерной СН

[11]. Она, применительно к баку с высококипящим горючим, на сегодняшний день, является наиболее совершенной из гелиевых газобаллонных [3], достаточно точно (итоговая погрешность по давлению газа в баке не более 5%) поддается расчету [12]. Сверххолодный наддув баков горючего успешно реализован на обеих ступенях РН «Зенит» (84 пуска), на I ступени РН «Антарес» (2 пуска), РН «Атлас-V», рассматривается в разработке РН «Русь-М».

Гелиевую составляющую СН будем проектировать таким образом, чтобы за отведенное время максимально полно израсходовать запасенный на борту газ. Этим мы обеспечиваем заметный уход уровня горючего от среза газопровода и существенно снижаем начальные потери энергии при включении ТТГГ. Примем во внимание то, что давление газа в баке при работе газобаллонных СН зависит от начальной температуры топлива в баке (это приводит к разбросу величины давления газа в баке до $0,15 \times 10^5$ Па). Поэтому включение высокотемпературной твердо-топливной системы целесообразно осуществлять не жестко по времени, а по команде от сигнализатора контроля нижнего давления газа в баке (в тестовой задаче его настройка принята равной $1,5 \times 10^5$ Па). Для дублирования включения ТТГГ нужно ввести и временную команду на его запуск.

В качестве твердого топлива выбрано наипростейшее, одно из самых дешевых, экологически достаточно чистое, разработанное для газогенераторов более 40 лет назад - смесевое топливо на основе нитрата аммония. Продукты сгорания топлив этого класса в общем случае содержат [13]:

CO ₂	11 – 22 ;
CO	0 – 21;
H ₂	1 – 30;
H ₂ O	20 – 34;
N ₂	16 – 44;
CH ₄	0 – 9% объемных.

Объем других газов (NH₃ и др.), в зависимости от марки топлива, составляет менее 1,3% объемных. Уровень развития ТТГГ сегодня такой, что поддержание температуры продуктов сгорания твердого топлива на выходе из газогенераторов без особых затруднений возможно в диапазоне 350 – 1800 К, причем, с максимально чистыми, в том числе и нейтральными, продуктами сгорания [14].

Другой, не менее важной целью проводимых исследований является определение основных влияющих факторов на основные параметры СН и с учетом полученных результатов сформулировать рекомендации по проектированию комбинированной системы наддува.

В работе использованы методы термодинамики тел переменной массы, теплопередачи, теории тепловых свойств веществ.

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

В качестве базовой для математического моделирования была использована методика [12] расчета внутрибаковых процессов при сверххолодном наддуве бака с углеводородным горючим с учетом опорожнения баллонов. Расход гелия из баллона (в тестовом примере 1 баллон объемом 132 л, начальное давление гелия 220×10^5 Па) проводился по известной зависимости для реального газа с учетом коэффициента сжимаемости гелия и гидросопротивления тракта наддува:

$$\dot{m}_a = \frac{\gamma \mu q(\lambda) p}{\sqrt{zRT \left[1 + \gamma^2 q^2(\lambda) \xi_\Sigma \right]}}$$

где γ – газодинамическая функция (для гелия $\gamma = 2,28$);

μ – коэффициент расхода системы;

$q(\lambda)$ – газодинамическая функция;

p – текущее давление газа в баллоне;

z – текущий коэффициент сжимаемости газа;

ξ_Σ – приведенный коэффициент гидравлического сопротивления всего тракта наддува.

Изменение давления смеси газов в свободном объеме бака определяем по зависимости термодинамики тел переменной массы:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k-1}{V} \left[\dot{Q}_\Sigma + \sum_{i=1}^m I_i \dot{m}_i - I_y \dot{m}_y - \frac{k}{k-1} p \dot{V} + \frac{k V p}{(k-1)^2} \right],$$

где $\dot{m}_i$; $\dot{m}_y$ и I_i ; I_y – соответственно секундные расходы и энтальпии вносимого в свободный объем газа и уходящего через предохранительный клапан;

текущий свободный объем газа в баке:

$$V = V_n + \int_0^t \dot{V} dt;$$

показатель адиабаты смеси газов в баке:

$$k = \frac{k_n m_n + k_s m_s + k_a m_a}{m_n + m_s + m_a};$$

газовая постоянная смеси газов в баке:

$$R = \frac{R_n m_n + R_s m_s + R_a m_a}{m_n + m_s + m_a};$$

изменение показателя адиабаты смеси газов в баке:

$$\dot{k} = \frac{k_a \dot{m}_a + k_s \dot{m}_s - k(\dot{m}_s + \dot{m}_a)}{m_a + m_s + m_n};$$

изменение теплового потока к газу наддува:

$$\dot{Q}_\Sigma = -\dot{Q}_ж - \dot{Q}_w + \dot{Q}_к + \dot{Q}_{аэp},$$

где $\dot{Q}_\Sigma$ – суммарный тепловой поток к газу (от газа) в свободном объеме бака;

$\dot{Q}_ж$ – тепловой поток в топливо;

$\dot{Q}_w$ – тепловой поток в стенки бака;

$\dot{Q}_к$ – тепловой поток от объемной конденсации;

$\dot{Q}_{аэp}$ – аэродинамический поток тепла к газу;

R_a – газовая постоянная рабочего тела, которым проводится наддув;

T – температура рабочего тела наддува на входе в бак;

$\dot{m}_a$ – секундный расход газа на наддув бака;

$\dot{V}$ – секундный расход топлива из бака.

Показатель адиабаты и газовая постоянная смеси газа в баке определяли по следующим зависимостям.

Теплообмен газа с граничными поверхностями в свободном объеме бака рассчитывался по общепринятым для баковых условий зависимостям естественной конвекции [12].

Был проведен ряд расчетов применительно к цилиндрическому (вафельному) баку горючего первой ступени носителя среднего класса. Начальные условия во всех расчетах принимались одинаковыми – температура газа в баке, температура горючего, температура верхнего днища считались равными 258 К, начальный газовый объем – $2,5 \text{ м}^3$, давление газа в баке – $3,0 \cdot 10^5$ Па.

Первый тестовый расчет показал следующее. При выбранной температуре генераторного газа на входе в бак горючего 1800 К, расходе 0,45 кг/сек и работе этой подсистемы в течение ~100с (после сорокасекундной работы сверххолодного наддува) температура верхнего днища была в допустимых пределах допустимой и не превышала 400 К. При этом давление газа в баке на момент окончания работы ДУ (~140 с) было получено на уровне $1,5 \cdot 10^5$ Па, что также находится в требуемых пределах.

В следующем расчете при тех же параметрах генераторного газа включение этой подсистемы производилось по команде от номинала ($1,5 \cdot 10^5$ Па)

сигнализатора контроля нижнего давления газа в баке (СКНД). Согласно расчетам, оно произошло на ~24,5 с (рис.2). До этого момента времени работала только сверххолодная гелиевая подсистема. Первый ТТГГ проработал ~ 40 с. При этом, среднемассовая температура газа в баке поднялась до ~360К. Интересно отметить, что всего за 3 с после включения ТТГГ расчетная среднемассовая температура газа в баке поднялась с 210К до 273К, что исключает возможность образования льда из паров воды. Это позволяет целенаправленно использовать твердые топлива, которые имеют продукты сгорания с минимальным молекулярным весом (H_2 , CH_4 , H_2O).

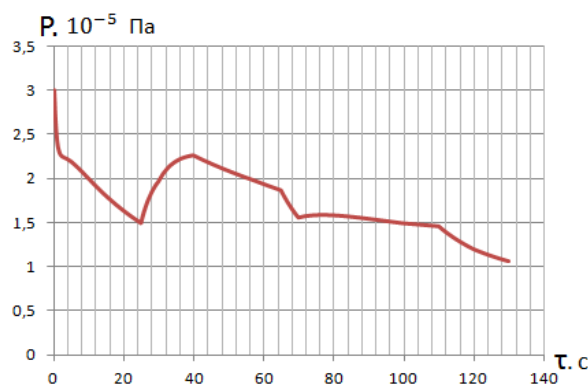


Рис. 2. Изменение давления в баке по времени работы ДУ

Второе включение аналогичного ТТГГ было предусмотрено от команды СКНД той же настройки. Включение произошло согласно расчетам на ~ 69 с. В нашем случае, определяющим по давлению газа в баке была принята 110с. В это время, как правило, современные ДУ начинают плановое дросселирование перед своим выключением (гидравлические потери еще номинальны, а вклад столба горячего в давление на входе в двигатель уже невелик).

Как видно из рис. 2, предложенная логика работы комбинированной системы обладает определенной гибкостью, позволяет поддерживать давление газа в баке в достаточно узком диапазоне. Запас по давлению газа в баке в самый напряженный момент работы ДУ в нашей задаче (110 с) получен вполне достаточным ~ 10%. Максимальная среднемассовая температура газа в баке на момент полного опорожнения бака составляет ~430К, а температура верхнего днища не превышает 300К.

Полученные сугубо положительные результаты расчетов позволяют, помимо заключения о привлекательности комбинированной СН, сделать еще несколько важных выводов. Предложенная система позволяет исключить традиционную дополнительную систему предпускового наддува бака «теплым» гелием. В нашем случае ее можно заменить «полетной» сверххолодной СН, с помощью которой давле-

ние газа в баке нужно поднимать до промежуточного значения с последующей временной выдержкой (~25 с) для нагрева введенного газа до температуры топлива и достижения требуемого давления для запуска ДУ. Если 1 кг гелия, потраченный еще до старта, критичен для параметров СН, то, во-первых, можно продолжать заправку баллонов холодным гелием до отрыва носителя от старта, или (и) увеличить массу каждого из генераторов на ~0,6 кг.

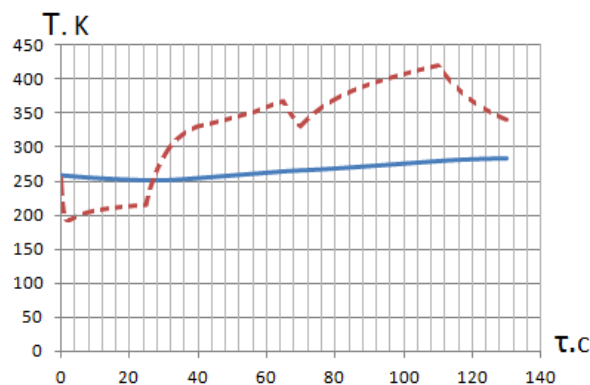


Рис. 3. Изменение температуры газа в баке и температуры верхнего днища бака от времени полета:

— температура верхнего днища бака;
- - - среднемассовая температура газа в баке

Логика подсказывает целесообразность введения сверххолодного гелия в бак на его верхнее днище эквидистантно ему, в сторону предохранительного клапана или места, вызывающего опасения.

Далее, дробление одного ТТГГ на три или четыре одинаковых в сочетании с разной настройкой СКНД в разные моменты времени позволяет существенно сузить расчетный диапазон газа в баке, снизить настройку предохранительного клапана, а значит, и уменьшить массу бака. В этом случае, можно резервировать один из ТТГГ. Следует отметить, что выбор размерности ТТГГ должен происходить с учетом потребностей ДУ II и III ступеней. Естественно, желательно иметь отработанный ТТГГ одной размерности, а потребности ступеней удовлетворять их количеством. Так, например, поступили разработчики ДУ РН «Фалкон-9», где на I ступени используется девять ЖРД «Мерлин-1С», а на второй - существенно меньше. При этом двигатели разных ступеней отличаются только степенью расширения углепластикового соплового насадка.

Сравнение предложенного варианта системы с реализованным в настоящее время на большинстве РН сверххолодным наддувом [4] показывает, что для двухступенчатого носителя среднего класса переход на предложенную комбинированную СН бака горючего только на одной I ступени позволяет увеличить массу полезной загрузки на ~ 26 кг (без уче-

та снижения массы бака). При этом уменьшается количество баллонов со сжатым гелием на 67%, исключается система предпускового наддува, увеличивается объем заправляемого топлива на 280 л. И, самое главное, по мнению авторов, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом, открываются перспективы получения опыта работы с ТТГГ применительно к современным ДУ, с последующим существенным упрощением и удешевлением конструкций космодронов за счет исключения со старта «холодного» гелия.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Проведено математическое моделирование параметров комбинированной СН бака с углеводородным горючим ДУ, в котором последовательно включаются сверххолодная и высокотемпературная ($T_{\text{вх}} = 1800 \text{ K}$) твердотопливная газогенераторная подсистемы. Все полученные параметры находятся в требуемых пределах.

Предложенная конфигурация СН позволяет исключить традиционную дополнительную систему предпускового наддува бака «теплым» гелием. Членение ТТГГ на 3–4 одинаковых генератора, позволяет поддерживать давление газа в баке в достаточно узком диапазоне. Размерность ТТГГ целесообразно выбирать с учетом потребностей верхних ДУ.

По расчетам авторов внедрение предложенной комбинированной системы наддува только на I ступени носителя среднего класса может позволить увеличить массу выводимой полезной нагрузки на ~ 26 кг. При нынешней стоимости выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту в диапазоне \$20÷50 тыс, трех пусках РН в год и времени эксплуатации ракетного комплекса 40 лет, получается заметный экономический эффект.

И, самое главное, по мнению авторов, с учетом известных отработанных автономных СН баков с жидким кислородом, открываются перспективы получения опыта работы с ТТГГ применительно к современным ДУ, с последующим существенным упрощением и удешевлением конструкций космодронов за счет исключения со старта систем «холодного» гелия.

Для внедрения комбинированной системы требуется модельный эксперимент для уточнения оптимальных условий ввода высокотемпературного генераторного газа в бак.

Литература

1. Митиков, Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю.А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – Вып. 1. – С. 179–185.
2. Воскобойников, Д.В. Анализ энергетических характеристик топливной пары «жидкий кислород и спирто-аммиачный раствор» в самовытеснительных системах подачи ЖРДМТ [Текст] / Д.В. Воскобойников, А.М. Грушенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9 (106). – С. 72–75.
3. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю.А. Митиков, В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 87–90.
4. Митиков, Ю.О. Надхолодне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Митіков // Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1 (29). – С. 130–132.
5. Беляев, Н.М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.
6. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Текст] / E. Ring. – Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 1964. – 404 p.
7. Митиков, Ю.А. Определение уровня кипящего топлива в баке ракеты-носителя [Текст] / Ю.А. Митиков // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – №2 (54). – С. 44–48.
8. Глава Роскосмоса подтвердил брак при производстве блока «Бриз-М» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://lenta.ru/news/2012/08/16/popovkin>. – 20.08.2013.
9. Митиков, Ю.А. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю.А. Митиков, Г.М. Иваницкий // Холодильна техніка і технологія. – 2012. – № 3. – С. 46–50.
10. Спосіб наддування баку з висококиплячим паливом рушійної установки [Текст]: Заявка № а 201309913 Україна: МПК В64D37/24 / Заявник та патентовластник Митіков Ю.О. – заявл. 15.08.13; – 4с.
11. Пат. 51806 Україна: МПК В64D 37/24. Спосіб наддування паливного баку [Текст]/ Шевченко Б.О., Митіков Ю.О., Логвиненко А.І.; Заявник та патентовластник ДП «КБ «Південне» – №2000 031474; заявл. 15.03.00; опубл. 16.02.02. – 4 с.
12. Митиков, Ю.А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю.А. Митиков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – Т. XIII. – С. 61–69.
13. Смирнов, Л.А. Конверсия [Текст] учеб. пос. для вузов / Л.А. Смирнов, В.С. Силин, под ред. В.А. Желтова. – М.: ЦНИИЭТКП, 1993. – Ч. 1:

Пороха, смесевые твердые топлива, пиротехнические изделия и взрывчатые вещества для мирных целей. – 158 с.

14. Синогина, Е.С. Изучение воспламенения и горения высокоэнергетических материалов на осно-

ве бесхлорных окислителей [Текст]: дис. ... канд. тех. наук: 01.04.14, 01.04.17 // Синогина Елена Станиславовна. – Томский ГУ. – 2006. – 142 с.

Поступила в редакцию 1.10.2013, рассмотрена на редколлегии 9.10.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. каф. проектирования и конструкций ФТФ, С.А. Давыдов, Днепрпетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепрпетровск.

КОМБІНОВАНИЙ НАДДУВ БАКУ З ВУГЛЕВОДНЕВИМ ПАЛЬНИМ - НАДХОЛОДНА І ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНА ПІДСИСТЕМИ

Ю.О. Мітiков, М.В. Андриєвський

Проведено математичне моделювання параметрів комбінованої системи наддува баку з гасом рушійної установки ракети-носія, що використовує в якості окислювача рідкий кисень. Дизайн системи: перші 20 ÷ 30 с роботи рушійної установки потрібний тиск газу в баку підтримує надхолодна гелієва жикерна підсистема. Далі поетапно (від сигналізаторів тиску) включається високотемпературна (~1800K) твердопаливна газогенераторна. Визначено поведінку тиску, середньомасової температури газу в баку пального, температури його верхнього днища за часом польоту при нерегульованій витраті робочого тіла наддування. Показано можливість виключення «теплої» гелієвої системи передпускового наддуву. Виявлено впливові фактори на параметри комбінованої системи, оцінено вагове зведення, показано її ефективність на прикладі І ступеня носія середнього класу (~ 26 кг корисного навантаження). Запропоновано варіанти резервування, підвищення основних характеристик системи.

Ключові слова: бак з гасом, комбінована система наддуву, послідовне включення, надхолодна гелієва й високотемпературна твердопаливна підсистеми.

HYDROCARBON FUELED TANK WITH COMBINED PRESSURIZATION – SUPERCOLD AND HIGH-TEMPERATURE SUBSYSTEMS

Yu.A. Mitkov, M.V. Andriyevskiy

Mathematical modeling of the new pressurization kerosene tank system parameters was held for the rocket that uses liquid oxygen as the oxidizer. The design of the system: the first 20 ÷ 30 seconds of the engine cycle super-cold helium orifice subsystem supplies necessary gas pressure. The solid-propellant gas generator is turned on by pressure detectors stage-by-stage. The pressure changes, fuel tank average-mass gas temperature, fuel tank top border temperature depending on flight time in uncontrolled usage of gas for pressurization are calculated. The opportunity for excluding 'warm' pre-launch pressurization helium system is shown. Influencing factors on combined system parameters are found. The system mass is found. Its efficiency is shown. The first state of the average rocket (~ 26 kg of the payload mass) is used as example. The options for reserving, increasing main system characteristics are given.

Keywords: tank with kerosene, combined pressurization system, the consistent inclusion, super cold helium and high-temperature solid- subsystem.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры двигателестроения, Днепрпетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепрпетровск, Украина, e-mail: mitkov@yandex.ru

Андреевский Михаил Витальевич – студент кафедры двигателестроения физико-технического факультета, Днепрпетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепрпетровск, Украина.

УДК 629.7.023.002

Л.Н. КОРНИЛОВ¹, В.В. ВОРОНЬКО¹, Ю.А. ВОРОБЬЕВ¹, Д. БЕРНДТ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Фраунхофер-институт промышленного производства и автоматизации, Магдебург, Германия*

СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ФОРМАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В СБОРОЧНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

Статья посвящена вопросам автоматизации технологического проектирования, включающего в себя проектирование технологических процессов, технологической оснастки и элементов производственной системы. Предлагается с одних и тех же рабочих мест проектировать новые изделия и осуществлять технологическое проектирование. Для реализации такой модели необходимо формализовать отдельные этапы технологического проектирования, перечень которых приведен в статье. Предлагается для этой формализации использовать системный подход к сборочному процессу и аналитические методы системного анализа.

Ключевые слова: автоматизированное проектирование, системный подход, сборочные единицы, энтропия системы, аналитические методы системного анализа.

Введение

Технологическое проектирование включает в себя следующие работы [1, 2]:

- выполнение мероприятий по обеспечению производственной технологичности конструкции изделия;
- проектирование технологических процессов;
- проектирование элементов производственной системы;
- проектирование технологической оснастки.

Обеспечение производственной технологичности конструкции изделия подразумевает проведение анализа технологических возможностей существующей производственной системы, оценку качественных и расчет количественных показателей технологичности, разработку мероприятий по улучшению технологичности, введение принятых решений в техническую документацию.

Проектирование технологических процессов выполняется для изделий, конструкции которых отработаны на технологичность. Основные этапы разработки технологических процессов сборки следующие:

1. Выбор метода сборки и технологических баз на основе результатов расчета точности сборки.
2. Разработка технологического маршрута сборки путем определения последовательности установки составных частей (СЧ) изделия в сборочную оснастку.
3. Разработка содержания технологических операций и выбор средств технологического оснащения.
4. Нормирование технологических процессов,

т.е. расчет и нормирование затрат труда и материалов, определение разряда работ и обоснование профессии исполнителей.

При проектировании элементов производственной системы (имеется в виду формирование производственных подразделений на основе специализации цехов, участков и разработка структуры основного производства) определение специализации цехов, участков и разработка структуры основного производства осуществляется на основе группирования сходных в конструктивно-технологическом отношении объектов производства для всей номенклатуры изделий, включенных в годовую программу выпуска.

Проектирование элементов производственной системы должно включать в себя следующие этапы:

1. Формирование производственных подразделений на основе группирования технологических процессов сборки.

2. Определение количества основного технологического оборудования по производственным подразделениям.

Проектирование сборочной оснастки осуществляется при наличии следующей исходной информации:

- последовательности базирования и фиксации в приспособлении СЧ сборочной единицы (СЕ) (технологический маршрут сборки);
- номенклатуры инструмента и оборудования, применяемого при сборке;
- перечня сборочных баз и фиксируемых СЧ (базовых СЧ) сборочной единицы;
- требуемой степени точности сборки, которую необходимо обеспечить при сборке в сборочной оснастке.

Анализируя этапы работ, характеризующие технологическое проектирование в целом, можно сделать вывод о том, что разные этапы автоматизированного проектирования включают в себя общую информационную базу (маршрут сборки, конструктивно-технологические особенности СЕ и др.). В то же время выходная информация для одного этапа автоматизированного технологического проектирования может использоваться как исходная для других этапов. Это обстоятельство определяет постановку задачи в данной статье.

Постановка задачи

Современное состояние в области автоматизированного технологического проектирования в сборочном производстве можно охарактеризовать следующим образом. На авиационных предприятиях существует раздельное автоматизированное проектирование конструкций изделий, автоматизированное проектирование технологических процессов сборки, автоматизированное проектирование производственной системы, автоматизированное проектирование сборочной оснастки. В то же время, очевидно, что информация, полученная от носителей конструктивных особенностей СЕ, используется как исходная информация для разработки технологических процессов; информация, полученная из технологических процессов, используется для проектирования сборочной оснастки и производственных систем.

Наибольший эффект от автоматизации технологического проектирования может быть достигнут в том случае, когда с одних и тех же рабочих мест одновременно будут проектироваться как новые изделия, так и технологические процессы их изготовления, средства технологического оснащения и производственные системы.

Для реализации этой задачи необходимо решить некоторые частные вопросы, характеризующие автоматизированное технологическое проектирование в целом.

Основные результаты

Совокупность этих частных вопросов должна представить новую методологию автоматизированного проектирования, которая характеризуется принципиально новыми решениями. Эти решения должны быть представлены автоматизированными способами, которые формализуют отдельные этапы технологического проектирования СЕ. Наиболее важными из них являются следующие:

1. Представление чертежа СЕ для целей автоматизированного проектирования.
2. Частичная упорядоченность деталей СЕ.
3. Определение деталей СЕ, которые могут ус-

танавливаться параллельно друг с другом.

4. Получение сетевой модели сборки СЕ.
5. Определение базовых деталей в СЕ.
6. Строгая упорядоченность деталей СЕ.
7. Установление закономерности связей деталей СЕ для самолетостроительного производства.
8. Распознавание чертежа СЕ, т.е. определение к какому классу относится данная СЕ: панели, лонжероны и т.п.
9. Количественная оценка энтропии (меры степени неопределенности), вносимой каждой деталью в процесс сборки.

10. Определение понятия «развитие» для конструкций СЕ как результат генерирования информации. Можно предположить, что процесс развития и совершенствования конструкций СЕ может осуществляться двумя способами: самоорганизацией – генерирование информации осуществляется за счет увеличения численного состава деталей СЕ, обучением – генерирование информации осуществляется за счет формирования дополнительных связей между деталями без увеличения их численного состава.

11. Количественная оценка процесса развития и совершенствования конструкций СЕ.

12. Разработка методики и приведение алгоритма расчетов по выбору рационального членения изделия на подсборки.

13. Организация производства ЛА, состоящая в том, что при данном способе производства в зависимости от мощности цехов подготовки производства, сборочных цехов, трудоемкости СЕ выбирается оптимальная схема сборки с точки зрения минимизации затрат времени и труда.

14. Разработка способа формализации последовательности поступления СЧ на сборку в виде преобразователя информации – агрегата, для конкретных условий сборочного производства. Под «агрегатом» в данной статье понимается особый способ преобразования информации. Разработать схему функционирования агрегата. Аналогичные агрегаты должны быть разработаны для всех остальных операций технологического процесса (сверление, герметизация и т.д.). Это обеспечит единый методологический подход к формализации операций технологического процесса сборки.

15. Представление всего технологического процесса сборки в виде модели, представляющей агрегативную систему. Разработка схемы функционирования агрегативной системы.

16. Представление процесса автоматизации проектирования в виде экспертной системы с разработанными для этой системы фреймами и слотами.

17. Кодирование всех операций технологического процесса сборки.

18. Разработка основных этапов, последова-

тельности и алгоритма проектирования рационального варианта производственной системы. Критерием выбора варианта являются себестоимость сборки и приведенные затраты. По разработанному алгоритму выполняют расчеты критерия оптимизации в широком диапазоне масштабов производства, особенностей конструкции, уровня технологии и оснащения.

19. Проектирование сборочной оснастки, основанное на формализации процесса определения базовых деталей и однозначного соответствия технологического кода детали конструктивному оформлению сборочной оснастки.

Особенно важным является разработка в автоматизированном режиме способа определения последовательности установки СЧ, сверления, установки болтов и выполнения других операций сборки.

В ближайшем будущем в сборочном производстве будут использоваться гибкие автоматизированные комплексы, поэтому необходимо иметь не только маршрутный или маршрутно-операционный техпроцесс, а подробный операционный техпроцесс с раскрытием содержания отдельных операций сборки.

В общем цикле разработки технологического процесса сборки определение маршрута занимает до 40% времени технолога. В настоящее время технолог субъективно, в зависимости от своего опыта и квалификации, определяет маршрут процесса. В теоретическом плане рекомендуется создать обобщенную модель технологического процесса сборки СЕ данного класса, которая бы учитывала все возможные конструктивные особенности этой СЕ (например, панелей). На практике такую модель приходится многократно корректировать, учитывая конструктивные особенности СЕ, неохваченных системой классификации. Существуют рекомендации выражать связи между деталями и подбороками СЕ в виде матрицы смежности или в виде графа. Если фиксировать связи СЧ в виде графа, то такой граф оказывается неориентированным, если сделать его ориентированным, то это значит задать маршрут технологического процесса «вручную». Для автоматизированного проектирования необходимо формализовать задание маршрута техпроцесса таким образом, чтобы получить строгую последовательность установки СЧ, определить возможность параллельной установки СЧ и в результате выявить базовые детали или подборки, т.е. те СЧ, которые служат базой для установки других СЧ.

Частично теоретические пути разработки способов автоматизированного проектирования рассмотрены в работах [3, 4]. Это результаты совме-

стной деятельности специалистов НИАТ и Академии наук России. В работах кратко изложена математическая теория технологии сборки. Эта теория исходит из того, что детали собираются и располагаются друг относительно друга в строго определенной последовательности. Все детали СЕ разбиваются на упорядоченные пары. Определяются некие требования и отношения деталей между собой, которые характеризуют порядок их расположения в СЕ. Если эти требования выполняются, тогда записываются условия, обеспечивающие заданный в конструкции порядок установки деталей. Используется довольно сложный математический аппарат. Условия записываются, используя понятие «квантор всеобщности и существования». Используется язык логики предикатов для выражения логических связей между различными понятиями и утверждениями.

Основная трудность в практической работе – сложность в реализации математических зависимостей при автоматизированном проектировании.

Способы решения задачи определения последовательности установки деталей при сборке приведены в работах [5, 6].

Основой такой системы автоматизированного проектирования (САПР) является банк знаний. Для создания банка знаний требуются высококвалифицированные технологи, конструкторы, специалисты в области САПР, экономисты. В системе вместо алгоритма используется генератор программ, работающий, с одной стороны, на основе информации банка знаний, а с другой – на основе так называемого контекста, содержащего информацию о внешней среде и корректирующего информацию банка знаний в соответствии с влиянием внешней среды. Эта корректировка осуществляется через специальный транслятор банка знаний. Это, по сути дела, система искусственного интеллекта. Систем искусственного интеллекта, ориентированных на автоматизированное решение задач технологической подготовки производства (ТПП) в теоретическом плане создано немного. Одна из них – система искусственного интеллекта проектирования технологий машиностроения, разработанная под научным руководством академика Н.Г. Бруевича. В ней законы логики (аксиомы логики и правила вывода), а также законы технологии изготовления (механообработка, сборка) и производства занесены в банк знаний, контекстом является чертеж той детали, для изготовления которой надо разработать на ЭВМ технологический процесс. Эта система универсальна: она способна предложить технологический процесс для производства деталей любой геометрии.

Основная сложность – необходимо сформиро-

вать систему банков технологических, экономических и организационных знаний и данных и перейти к широкой эксплуатации цеховых, заводских сетей ЭВМ.

Среди САПР технологических процессов сборки наиболее комплексной в научном плане является система, разработанная в МАТИ [7, 8]. В ней основными задачами при проектировании являются:

- выбор конкретного состава и последовательности сборочных операций;
- выбор состава средств оснащения и исполнителей;
- выбор оптимального варианта технологического процесса.

Широко используются понятия «оператор» и «контур». Под контуром понимается отображение в математической модели конструктивно-технологических характеристик СЕ (количество СЧ, их связи между собой, базовые СЧ и др.). Оператор – отображение в математической модели элементов производственного, технологического процесса (последовательности операций техпроцесса, вариантов оснащения инструментом, приспособлениями и др.). Взаимосвязь контуров и операторов осуществляется на основе известных моделей: табличных, сетевых, перестановочных.

Табличная модель используется для поиска стандартных решений, типового состава оборудования, инструмента; сетевая модель – для выбора унифицированных решений – вариантов технологических процессов; перестановочные модели – для получения индивидуальных проектных решений. Основная сложность реализации системы заключается в большом объеме предварительной работы по разработке контуров, операторов и моделей всех типов.

Представляется необходимым для разработки выше перечисленных способов автоматизированного технологического проектирования использовать системный подход к сборочному процессу.

Целесообразно рассматривать СЕ (панели, лонжероны, шпангоуты, секции и т.д.) как совокупность элементов – деталей и подборок СЕ. Объект можно считать системой, если он обладает четырьмя свойствами [9]:

1. Свойство целостности и членимости. Это означает, что СЕ – целостное образование и в ее составе могут быть выделены целостные объекты – детали и подборы.
2. Свойство связи. Наличие связей (отношений) между СЧ является следующим свойством системы.
3. Свойство организации, что проявляется в снижении энтропии (степени неопределенности) системы по сравнению с энтропией системоформи-

рующих факторов, определяющих возможность создания системы. К системоформирующим факторам относится число элементов (СЧ) системы; число связей, которыми может обладать СЧ; число временных отрезков, в которых могут находиться СЧ и связи.

Формально свойство организации можно представить соотношением:

$$H(S) < H(F),$$

где $H(S)$ – энтропия системы; $H(F)$ – энтропия системоформирующих факторов.

Приведенное неравенство показывает, что возникновение организации в системе – это формирование связей СЧ, упорядоченное распределение связей и СЧ во времени и пространстве. При формировании связей образуется определенная структура системы.

4. Свойство интегративных качеств. Интегративные качества – это такие качества, которые характерны для системы в целом, но несвойственны ни одному из ее элементов в отдельности.

СЕ в самолетостроении обладают всеми рассмотренными свойствами и поэтому можно считать, что они представляют систему. Это дает возможность использовать аналитические методы, традиционно используемые в системном анализе. К ним относятся, например, метод «черного ящика», метод преобразования информации с помощью агрегатов, модели теории графов, модели, основанные на концепциях теории информации.

Критериями для оценки системы могут быть:

- в сфере технологического проектирования – сокращение времени проектирования и, как следствие, сокращение общего срока подготовки производства;
- в сфере производства – сокращение цикла, трудоемкости и себестоимости сборки за счет автоматизированного проектирования;
- в сфере эксплуатации – экономический эффект, который может быть получен за счет более раннего начала эксплуатации летательных аппаратов и повышения ресурса за счет повышения качества технологического проектирования.

Заключение

1. Автоматизированное технологическое проектирование наиболее эффективно в том случае, если с одних и тех же рабочих мест будут проектироваться не только конструкции СЕ, но и будет осуществляться проектирование технологических процессов, технологической оснастки и элементов производственной системы. Для решения такой задачи предлагается разработать способы, которые характеризуют автоматизированное технологическое проектирование в целом.

2. Предлагается для автоматизированного технологического проектирования использовать аналитические методы системного анализа. В частности, метод преобразования информации с помощью агрегатов. Агрегат является сравнительно простой, легко реализуемой на практике схемой. Применение агрегата позволит унифицировать математическое описание всех операций технологического процесса, осуществить единый методологический подход к количественному анализу исходной информации.

Литература

1. ГОСТ 14.416-83. Организация автоматизированного технологического проектирования [Текст]. – М.: Изд-во стандартов, 1984. – 360 с.
2. Руководство по организации технологической подготовки производства // Труды института. – М.: НИИТ, 1972. – 498 с.
3. Математическая теория технологии сборки [Текст]: Доклады академии наук СССР / Н.Т. Бруевич, П.Н. Белянин, Б.Б. Челищев, Гонсалес

Сабатер. – 1989. – Т. 246. – С. 153-165.

4. Белянин, П.Н. Автоматизация и электронизация производства в машиностроении [Текст] / П.Н. Белянин // Вестник академии наук СССР. – 1987. – №3. – С. 82-92.
5. Бруевич, Н.Т. Системы искусственного интеллекта проектирования технологии [Текст] / Н.Т. Бруевич, П.Н. Белянин, Б.Б. Челищев. – М.: Машиностроение, 1988. – 83 с.
6. Челищев, Б.Б. О кибернетических методах анализа и решения задач [Текст] / Б.Б. Челищев. – М.: НИИТ, 1987. С. 58.
7. Павлов, В.В. Теоретические основы сборки летательных аппаратов [Текст] / В.В. Павлов. – М.: МАТИ, 1997. – 76 с.
8. Павлов, В.В. Основы автоматизации проектирования технологических процессов сборки летательных аппаратов [Текст] / В.В. Павлов. – М.: МАТИ, 1995. – 112 с.
9. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст] / под ред. проф. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

Поступила в редакцию 04.09.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры техники и технологии Ф.В. Новиков, Харьковский национальный экономический университет, Харьков.

СИСТЕМНИЙ ПІДХІД ДО ФОРМАЛІЗАЦІЇ ПРОЦЕСУ АВТОМАТИЗОВАНОГО ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЕКТУВАННЯ У СКЛАДАЛЬНОМУ ВИРОБНИЦТВІ

Л.М. Корнілов, В.В. Воронько, Ю.А. Воробйов, Д. Берндт

Стаття присвячена питанням автоматизації технологічного проектування, що включає в себе проектування технологічних процесів, технологічного оснащення та елементів виробничої системи. Пропонується з одних і тих же робочих місць проектувати нові вироби і здійснювати технологічне проектування. Для реалізації такої моделі необхідно формалізувати окремі етапи технологічного проектування, перелік яких наведено у статті. Пропонується для цієї формалізації використовувати системний підхід до складального процесу і аналітичні методи системного аналізу.

Ключові слова: автоматизоване проектування, системний підхід, складальні одиниці, ентропія системи, аналітичні методи системного аналізу.

SYSTEMATIC APPROACH TO THE FORMALIZATION OF THE AUTOMATED TECHNOLOGICAL DESIGNING PROCESS IN THE ASSEMBLY INDUSTRY

L.N. Kornilov, V.V. Voronko, Yu.A. Vorobyov, D. Berndt

The article deals with automation of the design, including the design of manufacturing processes, tooling and production elements of the system. Offered with the same jobs to design new products and to implement technological design. To implement this model, you need to formalize the individual stages of the design process, a list of which is given in the article. It is proposed to formalize this, a systematic approach to the building process and analytical methods for system analysis.

Key words: computer-aided design, system approach, sub-assemblies, the entropy of the system, the analytical techniques of systems analysis.

Корнілов Леонід Николаєвич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри економіки, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна

Воронько Віталій Володимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології виробництва летательних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

Воробйов Юрій Анатольєвич – канд. техн. наук, доцент, професор кафедри технології виробництва летательних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: yuriy.vorobyov@gmail.com.

Берндт Дирк – начальник отдела, Фраунхофер-институт промышленного производства и автоматизации, Магдебург, Германия, e-mail: Dirk.Berndt@iff.fraunhofer.de.

UDC 621.3:681.34

R.A. KOZHEMIKIN¹, S.S. KRIVENKO¹, V.V. LUKIN¹, R.C.P. MARQUES²,
F.N.S. DE MEDEIROS², B. VOZEL³

¹ *Dept of Transmitters, Receivers and Signal Processing National Aerospace University, Kharkov, Ukraine*

² *Teleinformatics Dept, Federal University of Ceara DETI-UFC Fortaleza CE, Brazil*

³ *University of Rennes 1, CS 80518, 22305, Lannion Cedex, France*

EFFICIENCY ANALYSIS OF COMBINED DESPECKLING OF SINGLE-LOOK SAR IMAGES

Efficiency of Synthetic Aperture Radar (SAR) image despeckling is assessed using model data that take into account basic properties of real-life single-look images, in particular non-Gaussian probability density function of fully-developed speckle and its spatial correlation. Analysis is performed for a wide set of well-known despeckling techniques and for recently proposed locally adaptive filters that combine a Level Set method used to detect small-sized objects and Discrete Cosine transform based denoising. The despeckling performance is evaluated in terms of standard criterion (output MSE) and two other criteria – local MSE in heterogeneous regions and integral MSSIM. The experiments have demonstrated that the locally adaptive filters outperform the well-known ones.

Key words: single-look SAR image; combined despeckling; Level Set method, DCT, efficiency analysis.

Introduction

Synthetic aperture radars have become a standard imaging tool installed on-board of airborne and spaceborne carriers [1, 2]. The main advantage of SAR (Synthetic Aperture Radar) systems is their ability to acquire data in different weather conditions, during day and night, and with high spatial resolution. However, high resolution can be provided if a SAR sensor operates in single-look mode for which acquired images are characterized by the presence of a noise-like phenomenon also called speckle [1, 3].

Speckle can be treated as a special kind of multiplicative noise that has several peculiarities. First, its probability density function (PDF) is not Gaussian for single-look and multi-look modes (if the number of looks is not too large [1, 4]). Second, the spatial correlation of the speckle is often observed for real-life SAR images [5, 6], which is usually ignored in image modeling and at the stage of SAR data processing [1, 4-7]. By data processing, we mean here such operations as edge and target detection as well as SAR image pre-filtering. Note that SAR image pre-filtering (often called despeckling) is a standard operation in dealing with SAR data [1, 3-9]. It allows more accurate estimation of radar cross-section in homogeneous regions, provides easier segmentation, ensures more reliable solving classification tasks, simplifies visual analysis of SAR images by human experts [1, 3, 10], etc.

Numerous techniques for SAR image despeckling

have been already proposed (see [3-7, 9-12] and references therein). These techniques are based on different principles including scanning window filtering, orthogonal transforms, total variation, non-local approaches, etc. Most of these methods provide rather efficient speckle suppression in homogeneous image regions and quite good preservation of edges. Most of them are also able to preserve texture features and small-sized objects to some extent although texture/detail preservation is still worth improving.

One problem in designing new techniques for SAR image despeckling as well as the performance assessment for them is the absence of commonly accepted test (noise-free) and simulated (noisy) SAR images. A similar problem was actual for researchers dealing with optical image processing. They solved it by accepting a standard set of grayscale and color images that includes benchmark images (e.g. Lena, Baboon, Barbara, Peppers, etc.). Meanwhile, SAR image processing community still adopts the following three practices. The first practice simulates speckle for standard optical images as Lena, Boats, etc. [11, 13]. The second one generates speckled images on the basis of optical images of natural scenes acquired from airborne platforms [11]. Finally, the third practice applies and analyses real-life images before and after despeckling [11, 14].

The first practice provides quantitative evaluation of the filtering efficiency although speckle spatial correlation is often ignored in this case. Besides, this

approach has been criticized in the sense that noise-free optical characteristics and true SAR images are different. From this viewpoint, the second practice provides more adequate properties of noise-free and speckled images. Some typical effects in SAR data as, e.g., shadowing can not be still represented and, thus, taken into account. A drawback of the third practice is that it allows to calculate only particular parameters characterizing filtering efficiency as, e.g., increase of equivalent number of looks (ENL). However, estimates of such parameters can be not accurate enough and edge/detail/texture preservation is analyzed mostly visually, i.e., subjectively.

These shortcomings have stimulated the design of more sophisticated SAR image models [12, 15, 16]. They are able to simulate spatially correlated speckle [15] and other more complex phenomena in single- and multi-look SAR images [12, 16].

The goal of this paper is to carry out quantitative performance analysis and comparison for a wide set of modern despeckling techniques. Peculiarities of our study consist in using more adequate models of single-look SAR images that take into account spatial correlation of the noise as well as in exploiting three quantitative criteria, namely, integral output mean squared error (MSE) calculated for entire image, local MSE determined for locally active areas of the test images, and the metric MSSIM [17] that is able to adequately characterize visual quality of original (noisy) and despeckled images. Whilst the first quantitative criterion is traditional, the two latter ones are less often used in analysis. Meanwhile, both are important since heterogeneities and visual quality are of great importance in SAR image processing [1, 18]. One more peculiarity is that heterogeneity areas are detected using the Level Set approach [19] that has recently demonstrated its effectiveness in processing SAR and other types of noisy images [14, 20-23].

2. Model test images and criteria of filtering efficiency

This paper focuses on filtering single-look SAR images. This is the most complex and challenging case because of the highest intensity of the speckle. There are two possibilities to model noisy test SAR images. In both cases, the noisy model is expressed as [1]:

$$I_{ij}^n = I_{ij}^{\text{true}} \mu_{ij}, \quad (1)$$

where I_{ij}^{true} stands for the true image value in ij -th pixel and μ_{ij} is the multiplicative noise with unitary mean. In the first case, one considers amplitude data for which

speckle variance $\sigma_\mu^2 = 0.273$ and follows a Rayleigh distribution. In the second case, intensity images are considered where PDF is negative exponential and $\sigma_\mu^2 = 1.0$. In our paper, without losing generality, we study the former case (original and filtered images for the two cases can be easily converted from one to another representation by simple homomorphic transforms [1]).

A specific feature of the model (1) in our study is that speckle is modeled as spatially correlated multiplicative noise. Spatial correlation properties of the speckle are modeled in such a way that they are practically the same as for single-look SAR images produced by TerraSAR-X spaceborne sensor [24]. The simulation algorithm is presented in [25]. The noise-free test image # 1 is presented in Fig. 1.a whilst the obtained noisy version is shown in Fig. 1.b. Noise-free test images are in 8-bit bitmap format whilst noisy images are represented as 16-bit 2D data arrays to avoid clipping effects. Filtered images have been presented in the latter format as well to diminish the influence of rounding-off errors on estimates of filtering efficiency criteria.

Output (integral) MSE is calculated as

$$\text{MSE}_{\text{out}} = \sum_{i=1}^{I_{\text{IM}}} \sum_{j=1}^{J_{\text{IM}}} (I_{ij}^f - I_{ij}^{\text{true}})^2 / (I_{\text{IM}} J_{\text{IM}} - 1), \quad (2)$$

where I_{ij}^f stands for a filtered image value in ij -th pixel, I_{IM} and J_{IM} define the image size (both considered test images are of size 512x512 pixels).

In addition to the traditional output MSE, local MSE MSE_{het} has been determined for heterogeneous image regions as

$$\text{MSE}_{\text{out}} = \sum_{i,j \in G_{\text{het}}} (I_{ij}^f - I_{ij}^{\text{true}})^2 / (|N_{G_{\text{het}}}| - 1), \quad (3)$$

where G_{het} denotes a set of pixels that belong to heterogeneous regions, $N_{G_{\text{het}}}$ is the number of pixels in this set.

These heterogeneous regions have been detected using the Level Set method that locates small-sized objects and delimits their boundaries. This approach is based on the Hamilton-Jacobi equation [22, 23]. Its ability to detect heterogeneities in single-look SAR images has been studied for simulated and real-life data in [14]. After detecting region contours, we perform a post-processing to produce a binary map. Fig. 2.a illustrates an example of this map for the test image # 1 (Fig. 1). In fact, small-sized objects, edges and their neighborhoods are detected well.



a



b

Fig. 1. A test noise-free image #1 (a) and the corresponding noisy image (b)

The third considered metric is MSSIM [17] determined for the entire test image. The reasons for using it are that it is one of the best visual quality metrics for grayscale images [26], since it takes into account several valuable aspects of human visual system. Moreover, the MSSIM metric encompasses the Weber-Fechner law that describes different sensitivity of humans to distortions in image fragments with different local mean (brightness). Thus, in this paper this is a relevant aspect for the speckle noise.

Speckle filtering was first introduced over 30 years ago and, since then, filtering methods as the local statistic Lee and Frost filters [7, 27, 28] have undergone a continuous refinement. The obtained data are presented in Table 1 for both test images. As it is known, the performance of these filters depends on the scanning window size. Thus, we applied several window sizes in order to determine the optimal one according to the used criteria. The refined Lee filter implementation available at [http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/9456-lee-filter] has been used. It is worth noting that better efficiency of noise suppression in homogeneous regions for both filters is provided by larger scanning window sizes. According to the data analysis, the optimal scanning window size for the Lee filter is 7x7 pixels usually recommended for practical application.

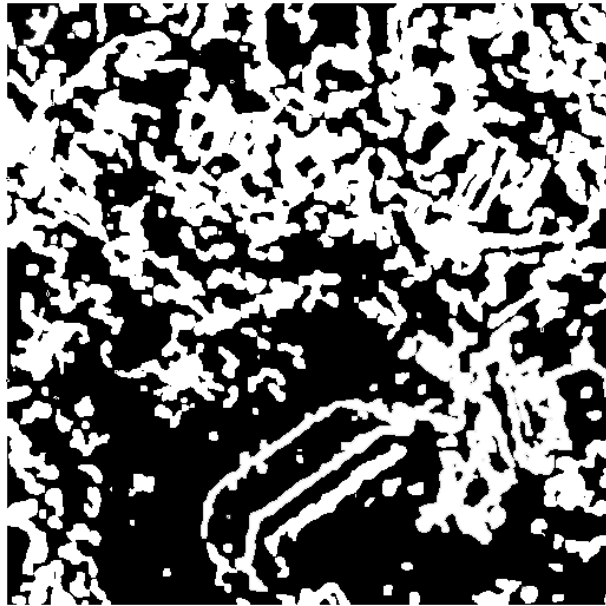
Meanwhile, scanning window size of 5x5 pixels provides better edge and detail preservation. Concerning the Frost filter, a 17x17 scanning window achieves the smallest (the best) output MSE whilst the best visual quality is accomplished by a 13x13 pixel scanning window. Finally, the smallest MSE_{het} is observed for 9x9 scanning window size. In general, the results for the Frost filter (e.g., with the scanning window 13x13 pixels) are sufficiently better than for the local statistic Lee filter. Moreover, the Frost filter performs superior when compared to other, more sophisticated, filters as it will be seen from further analysis.

Table 1
Performance of the local statistic Lee and Frost filters

Scanning window size	Test image # 1			Test image # 2		
	MSE out	MSE het	MSSIM	MSE out	MSE het	MSSIM
Lee 5x5	620	783	0.778	640	831	0.766
Lee 7x7	567	843	0.780	598	988	0.767
Lee 9x9	589	958	0.761	625	1176	0.747
Frost 5x5	630	729	0.777	643	712	0.764
Frost 9x9	479	663	0.810	503	703	0.799
Frost 13x13	460	670	0.817	485	722	0.806
Frost 17x17	459	677	0.816	484	734	0.805

Another denoising technique used for comparison is the integro-differential filter [29]. Actually, this filter also depends on the scanning window size and the results for windows from 5x5 to 15x15 are presented (denoted as Vozel 5,..., Vozel 15). The obtained data are presented in Table 2. As it can be seen, the minimal local MSE was observed for 7x7 scanning window whilst

optimal integral MSE and the best visual quality was provided for 9x9 scanning window.



a



b

Fig. 2. Heterogeneity detection map (a) and the noise-free test image # 2 (b)

Table 2 also displays data for the BM3D (block matching 3-dimensional) filter [30] equipped by the corresponding variance stabilizing transformations (VST) [13]. This denoising technique has provided the output MSE and local MSE sufficiently larger than for the Frost filter with optimal parameters, and the MSSIM metric achieved the worse value. Note that the BM3D filter is considered to be the state-of-the-art nowadays in

suppressing additive white Gaussian noise. Possible reasons why it has not performed well enough for the considered application are the following. First, the noise in images after direct homomorphic (variance stabilizing) transform is not white and not Gaussian [1]. This makes the task of similar patch search more complicated [31]. Second, the found similar patches are processed by the DCT based denoising not adapted to spatial spectrum of the noise. This additionally makes performance of the denoising worse. Then, it can be expected that performance of the BM3D based filtering can be improved if these drawbacks are undertaken and the corresponding modifications are employed.

The Level set based despeckling method encompasses a target detection algorithm that adopts a measure of homogeneity/heterogeneity to discriminate small-sized objects surrounded by large homogeneous areas [23]. Then, the speckle filtering method performs in blocks over homogeneous regions and furthermore preserves edges and details. Table 3 presents the performance assessment of this filtering scheme. In fact, its performance depends on the number of iterations and the higher iterations produce better results in the sense of MSE_{out} and MSE_{het} . However, the obtained results are considerably worse than for the Frost filter and the technique [29] with optimal parameters.

Table 2

The performance of the integro-differential filter and BM3D with VST

Scanning window size	Test image # 1			Test image # 2		
	MSE out	MSE het	MSSIM	MSEout	MSE het	MSSIM
Vozel 3	732	813	0.764	736	763	0.751
Vozel 5	510	651	0.807	526	520	0.795
Vozel 7	452	627	0.821	477	672	0.810
Vozel 9	438	634	0.824	467	692	0.812
Vozel 11	439	652	0.821	469	714	0.809
Vozel 13	446	672	0.816	477	735	0.803
Vozel 15	457	693	0.809	486	754	0.796
BM3D with VST	746	872	0.756	762	809	0.743

Table 3

The performance of the Level Set based despeckling

Number of iterations	Test image # 1			Test image # 2		
	MSE out	MSE het	MSSIM	MSE out	MSE het	MSSIM
1	1521	1519	0.710	1523	1377	0.696
2	952	1087	0.756	974	1101	0.743
3	765	957	0.773	793	1015	0.762
4	694	920	0.777	724	985	0.765
5	668	913	0.773	696	987	0.762

Consider the DCT based filtering. This despeckling approach presents many variants. Here, we specify the

one considered in the proposed approach. We assume the processing of fully overlapping blocks and adapt this filtering process to spatial DCT spectrum of the noise by applying the following combined thresholding [14, 32]:

$$D_t(m, n, k, l) = \begin{cases} D(m, n, k, l), & \text{if } |D(m, n, k, l)| \geq \beta \sigma_\mu I_{mn}^{\text{mean}} \sqrt{W_{kl}}; \\ D^3(m, n, k, l) / (\beta \sigma_\mu I_{mn}^{\text{mean}} \sqrt{W_{kl}})^2 & \text{otherwise,} \end{cases} \quad (4)$$

where $D(m, n, k, l)$ is the kl -th DCT coefficient of the block with left upper corner and indices m and n . Here, I_{mn}^{mean} denotes the mean for the mn -th block, W_{kl} is the normalized DCT spectrum of the speckle, k and l are indices in the DCT domain, β is a parameter which the recommended value is equal to 4.5. A typical block size is 8×8 pixels and furthermore, we evaluate data obtained for each block and several different values of the parameter β . The results are presented in Table 4 and from the analysis of them, we conclude:

1) there are minima for both (entire image) output MSE and local MSE (determined for pixels that belong to map);

2) these minima are observed for different β , minimal local MSE is observed for smaller β (about 4.6) since smaller β in DCT based filtering provides better preservation of edges and details;

3) there are also maximum values for the MSSIM metric (that characterizes visual quality) observed practically for the same β as minimum of the local MSE;

4) the best provided criteria values are almost the same as for the Frost filter with the optimal parameter settings and slightly worse than for the filtering technique [29].

Table 4

The performance of the DCT-based despeckling combined with frequency dependent thresholding and 8×8 pixel blocks

β	Test image # 1			Test image # 2		
	MSEout	MSE het	MSSIM	MSEout	MSE het	MSSIM
3.8	547	729	0.810	562	734	0.801
4.0	519	704	0.813	537	715	0.804
4.2	499	688	0.815	518	703	0.806
4.4	485	678	0.816	504	698	0.807
4.6	475	673	0.816	495	698	0.808
4.8	468	672	0.816	489	701	0.807
5.0	464	674	0.816	486	708	0.807
5.2	462	678	0.815	484	717	0.806
5.4	462	684	0.814	484	728	0.805
5.6	463	691	0.813	486	741	0.803

Based on the result analysis presented in [33] for intensive noise, one might expect that better results for the considered application can be provided by the DCT-based filters with 16×16 pixel blocks. To check this hypothesis, we have obtained simulation data for this version of the DCT-based despeckling which are displayed in Table 5. Although the obtained values of the studied criteria are satisfactory, they are worse than those ones presented for the Frost, Vozel's and 8×8 block DCT filters with optimal parameters. The main problem is with edge/detail preservation for image processing in 16×16 blocks.

The studies have been also performed for the hard frequency dependent thresholding with block sizes of 8×8 and 16×16 pixels. The difference between them both is that optimal β values are about 3 according to output MSE (minimum) and about 2.8 according to local MSE minimum and MSSIM maximum.

Table 5

The performance of the DCT-based despeckling combined with frequency dependent thresholding, 16×16 pixel blocks

β	Test image # 1			Test image # 2		
	MSEout	MSE het	MSSIM	MSEout	MSE het	MSSIM
4.0	527	721	0.809	547	755	0.798
4.2	510	713	0.809	530	758	0.799
4.4	498	712	0.809	520	766	0.798
4.6	492	717	0.807	515	780	0.796
4.8	489	725	0.805	513	796	0.793
5.0	490	736	0.801	514	816	0.790

It is worth noting that local MSE for all studied despeckling approaches is always larger than output MSE for the entire image. This is due to the fact that any filter better suppresses noise in homogeneous image regions than in heterogeneous ones [27, 28, 34, 35]. Moreover, heterogeneity regions usually correspond to pixel areas with large local mean and, therefore, large local (input) MSE due to multiplicative nature of speckle.

Fig. 3 exemplifies two examples of filtered images. As it can be seen, the DCT-based filter has succeeded in suppressing speckle considerably and provided better edge/detail preservation although it is still worth improving.

4. Performance analysis for combined approaches to despeckling

Summarizing the simulation results presented in the previous section, one can expect that further improvement of despeckling efficiency can be provided due to the better preservation of fine details (targets) and edges, i.e. better processing of single-look SAR

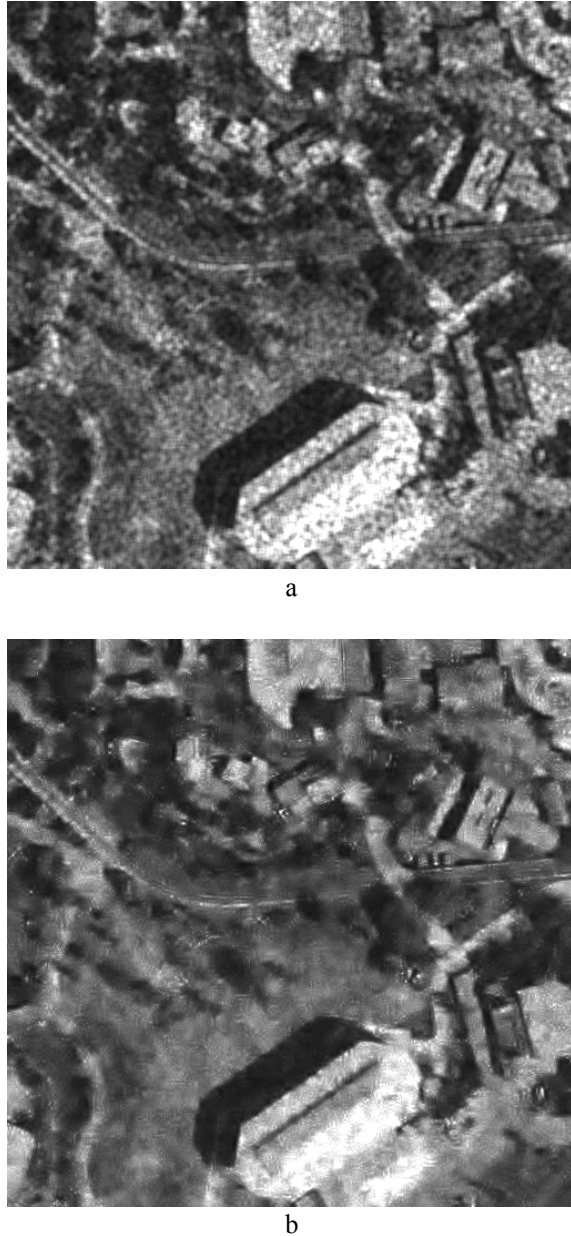


Fig. 3. Output images (# 1) for the 7x7 refined Lee filter (a) and the DCT based filter (combined frequency dependent thresholding with $\beta = 4.9$) (b)

images in heterogeneous regions. Note that the area that corresponds to such heterogeneous regions is quite large. For the noisy test image in Fig. 1.b, the percentage of such pixels is about 44% in the mappresented in Fig. 2.a (white pixels). We assume that heterogeneous regions can be detected by the Level Set method. Then, the task is to attain the local MSE as small as possible.

Improvement for edge/detail preservation has been earlier proposed in [14] and its efficiency has been demonstrated qualitatively but not quantitatively. Thus, below we focus on the MSE_{het} and $MSSIM$ criteria for

several versions of the combined (locally adaptive) despeckling techniques.

Our assumption is that the 8x8 block DCT-based filter combined with frequency dependent thresholding ($\beta = 4.9$) is proper for processing homogeneous image regions. Thus, we have to check which filter is more suitable to apply to the detected heterogeneous regions.

In [14], it is proposed to apply the DCT-based filtering combined with frequency-independent hard thresholding:

$$D_t(m, n, k, l) = \begin{cases} D(m, n, k, l), & \text{if } |D(m, n, k, l)| \geq \beta \sigma_\mu I_{mn}^{med}; \\ 0, & \text{otherwise,} \end{cases} \quad (5)$$

where I_{mn}^{med} is the median value in mn -th block. In fact, there are two main approaches to exploit. First, adaptation to speckle spatial spectrum is used in homogeneous regions due to (4). Second, adaptation to local content is applied due to detecting heterogeneous areas by the Level Set method and adjusting better edge-detail preservation for these areas.

We have checked this locally adaptive version and the provided results are presented in Table 6. As it can be seen, the obtained values of MSE_{out} , MSE_{het} , and $MSSIM$ are better than for any DCT-based filter studied above for both test images.

The other option was proposed in [14] and applies the 8x8 block Haar wavelet based thresholding in detected heterogeneous areas. We have first analyzed performance of the Haar wavelet denoising itself. It has been established that approximately the same (optimal) results are obtained if the hard threshold is set either as expression $T(m, n) = \beta \sigma_\mu I_{mn}^{mean}$, $\beta \approx 3.5$ or as expression

$T(m, n) = \beta \sigma_\mu I_{mn}^{med}$, $\beta \approx 4.0$. The obtained simulation data for the latter variant are given in Table 6. The results are slightly better than for the first version of adaptive filter.

Since very good results have been provided by the Frost filter, it inspired the idea that DCT-based denoising with frequency-dependent thresholding can be combined with the Frost filter. The corresponding locally adaptive filter output can be expressed as

$$I_{ad}(i, j) = \begin{cases} a_1 I_{DCT}(i, j) + a_2 I_{Fr}(i, j), & \text{if } M(i, j) = 0; \\ a_3 I_{DCT}(i, j) + a_4 I_{Fr}(i, j), & \text{otherwise,} \end{cases} \quad (6)$$

where for non-negative weights $a_1 + a_2 = 1$, $a_3 + a_4 = 1$, $a_1 \geq a_3$, $I_{DCT}(i, j)$, $I_{Fr}(i, j)$ are the DCT and Frost filter outputs for an ij -th pixel, $M(i, j) = 0$ denotes local

activity map values for locally passive areas (where heterogeneities are not detected by the Level Set technique). In addition, we employed another mechanism to improve the despeckling scheme here. We assume that the outputs of the two filters are correlated, although the correlation factor is not equal to unity. Then, some partly averaging of residual noise can be provided.

We have studied the combined filtering for 8x8 block DCT with combined thresholding with $\beta \approx 4.9$ and the 9x9 Frost filter. The obtained results ($a_1 = 0.6, a_3 = 0.4$) are presented in the lowest row of Table 6 (denoted as DCT+Frost). Although there is some improvement compared to the basic DCT and Frost filters, the benefit is not sufficient. The reason is that residual noise is highly correlated for these filters.

Similarly to (6), we have combined the DCT-based denoising with the filter introduced in [29]. The only difference is that in this case $a_1 = a_2 = 0.5, a_3 = 0.3, a_4 = 0.7$. The results are presented in the lowest row of Table 6. In general, these results are better than for any other considered denoising method considered in this study.

Table 6
Performance of the adaptive despeckling techniques

Combined filter description and parameters	Test image # 1			Test image # 2		
	MSE out	MSE het	MSSIM	MSE out	MSE het	MSSIM
DCT: 4.9 (comb) + 4.0 (hard frequency independent)	449	666	0.823	470	696	0.814
DCT 4.9 (comb) + 3.0 Haar wavelet (hard)	445	667	0.823	466	688	0.817
Adapt (DCT+Frost)	454	648	0.819	474	699	0.809
Adapt (DCT+Vozel 9)	429	617	0.825	457	654	0.814

Note that for all locally adaptive filters described here, the correspondence to the first or the second type of region is determined by the position of a block central pixel in edge map.

By visually checking the results, one can see that the filter preserved details in heterogeneous regions for simulated images. For this purpose, we applied the DCT based filter combined with frequency dependent thresholding with $\beta = 4.9$ for homogeneous regions and the DCT based filter with frequency independent threshold $T(m, n) = \beta \sigma_{\mu} I_{nm}^{\text{med}}$ for the detected

heterogeneous regions. First, we have used $\beta = 4.0$ according to Table 6. The output image is presented in Fig. 4.a and we observe edge-detail preservation compared to the non-adaptive variant (see output image in Fig. 3.b). One can expect that edge sharpness can be even better if β is smaller than 4 for the filter applied to heterogeneous regions. Fig. 4.b illustrates the case of setting $\beta = 3.0$ which leads to even better edge/detail preservation but artifacts become more visible.

Fig. 5 shows the output images for two other adaptive versions. The output image obtained for DCT+Haar filter is presented in Fig. 5.a. An important feature is that many high-contrast small sized objects are preserved very well if they have been detected by the Level set method. The output for the combination of the DCT-based denoising and the filter introduced in [29] is shown in Fig. 5.b. The filter performed better noise suppression but edges and fine details are less sharp.

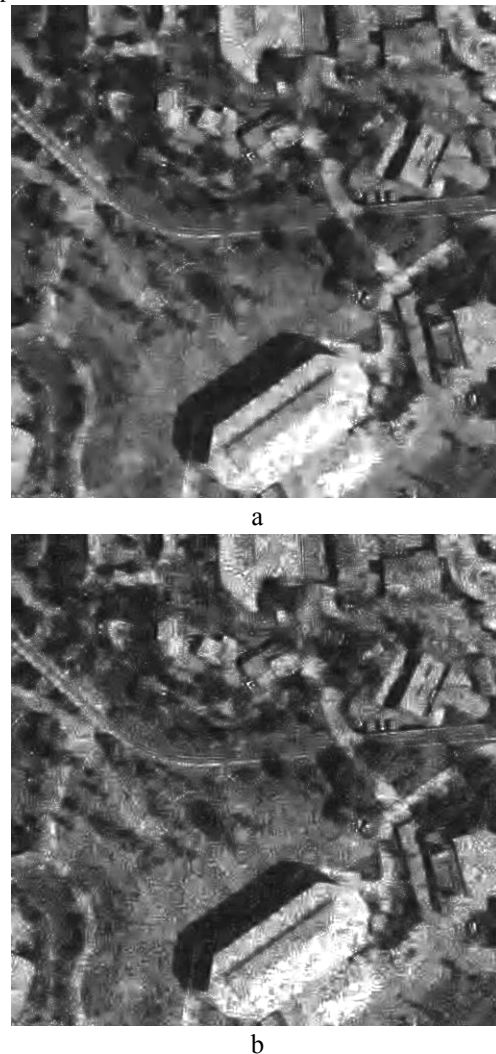


Fig. 4. Output images for DCT based adaptive filters with parameter switching in blocks depending upon edge (heterogeneity) map: a – $\beta = 4.0$, b – $\beta = 3.0$



Fig. 5. Output images for adaptive filters DCT+Haar (a) and DCT+integro-differential filter [29] (b)

Conclusions

A wide set of despeckling techniques is verified for two test images corrupted by spatially correlated speckle. It is shown that the main problem is to provide good edge/detail preservation. To solve this task, it is proposed to apply the Level Set method for detecting heterogeneities in SAR images and then to locally use filters that produce the best edge/detail preservation. Among the best methods to gain this purpose, we mention Haar wavelet filter adapted to multiplicative noise and the integro-differential method [29]. This is demonstrated by both quantitative data and some visual

examples. This work has been partly supported by French-Ukrainian program Dnipro (PHC DNIPRO 2013, PROJET N° 28370QL).

References

1. Oliver, C. *Understanding Synthetic Aperture Radar Images* [Text] / C. Oliver, S. Quegan. – SciTech Publishing, 2004. – 486 p.
2. *Fusion of high-resolution satellite SAR and optical images* [Text] / R. Chandrakanth, J. Saibaba, G. Varadan, P.A. Raj // *Proceedings of International Workshop on multi-platform/multi-sensor remote sensing and mapping*. – 2011. – P. 1-6.
3. Touzi, R. *A Review of Speckle Filtering in the Context of Estimation Theory* [Text] / R. Touzi // *IEEE Trans. on GRS*. – 2002. – Vol. 40, No 11. – P. 2392-2404.
4. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal* [Text] / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko, O. Tsymbal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, Article ID 42472. – 2007. – 10 p.
5. Solbo, S. *A stationary wavelet domain Wiener filter for correlated speckle* [Text] / S. Solbo, T. Eltoft // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2008. – Vol. 46, No 8. – P. 1219–1230.
6. *Filtering of radar images based on blind evaluation of noise characteristics* [Text] / V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, S.K. Abramov, B. Vozel, K. Chehdi, J. Astola // *Proceedings of Image and Signal Processing for Remote Sensing XIV*. – 2008. – Vol. 7109. – 12 p.
7. Lee, J.-S. *Speckle analysis and smoothing of synthetic aperture radar images* [Text] / J.-S. Lee // *Comp. Vis. Graph. Im. Proc.* – 1981. – Vol. 17. – P. 24-32.
8. Naumenko, A.V. *Neural Network Based edge detection in Pre-filtered SAR Images* [Text] / A.V. Naumenko, V.V. Lukin, K.O. Egiazarian // *Proceedings of the 5-th World Congress "Aviation in the XXI-st Century"*. – 2012. – Vol. 2. – P. 3.7.61-3.7.66.
9. Medeiros, F.N.S. *Evaluation of speckle noise MAP filtering algorithms applied to SAR Images* [Text] / F.N.S. Medeiros, N.D.A. Mascarenhas, L.F. Costa // *Int. J. Remote Sensing*. – 2003. – Vol. 24, No 24. – P. 5197-5218.
10. *Improved Sigma Filter for Speckle Filtering of SAR Imagery* [Text] / J.-S. Lee, J.-H. Wen, T.L. Ainsworth, K.-S. Chen, A.J. Chen // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2009. – Vol. 47, No 1. – P. 202-213.
11. Yun, S. *A new multiplicative denoising variational model based on m-th root transformation* [Text] / S. Yun, H. Woo // *IEEE Transactions on Image Processing*. – 2012. – Vol. 21, Issue 5. – P. 2523-2533.

12. A nonlocal SAR image denoising algorithm based on LLMMSE wavelet shrinkage [Text] / S. Parrilli, M. Poderico, C.V. Angelino, L. Verdoliva // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2012. – Vol. 50. Issue 2. – P. 606-616.

13. Denoising of single-look SAR images based on variance stabilization and non-local filters [Text] / M. Makitalo, A. Foi, D. Fevralelev and V. Lukin // *CD-ROM Proceedings of MMET*. – 2010. – 4 p.

14. Combining level Sets and Orthogonal Transform for Despeckling SAR Images [Text] / D.V. Fevralelev, S.S. Krivenko, V.V. Lukin, R. Marques, F. de Medeiros // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 2/99. – С. 103-112.

15. Ponomarenko, N.N. Visually Lossless Compression of Synthetic Aperture Radar Images [Text] / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K.O. Egiazarian // *CD-ROM Proceedings of ICATT*. – 2011. – 3 p.

16. Dogan, O. Time Domain SAR Raw Data Simulation of Distributed Targets [Text] / O. Dogan, M. Kartal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – 11 p.

17. Wang, Z. Multi-scale structural similarity for image quality assessment [Text] / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *IEEE Asilomar Conf. on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 2 – P. 1398-1402.

18. Novel Speckle Filter for SAR Images Based on Information-theoretic Heterogeneity Measurements [Text] / Z. Chen, J. Zhu, C Li., Y. Zhou // *Chinese Journal of Aeronautics (Elsevier Science Direct)*. – 2009. – Vol. 22. – P. 528-534.

19. Marques, R. Target Detection in SAR Images Based on a Level Set Approach [Text] / R.C.P. Marques, F.N.S. Medeiros, D.M. Ushizima // *IEEE Trans. on Systems, Man and Cybernetics*. – 2009. – Vol. 39, No 2. – P. 214-222.

20. Li, H. A Level Set Filter for Speckle Reduction in SAR Images [Text] / H. Li, B. Huang and X. Huang // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – 14 p.

21. Dibos, F. Image denoising through a level set approach [Text] / F. Dibos, G. Koepfler // *Proceedings of ICIP*. – 1998. – Vol. 3. – P. 264-268.

22. Sethian, J. Level Set Methods and Fast Margin Methods: Evolving Interfaces in Computational Geometry, Fluid Mechanics [Text] / J.A. Sethian. – *Comput. Vision and Materials Science*, 1st ed.; Cambridge University Press, 1998. – 420 p.

23. Marques, R. SAR image segmentation based on level set approach and GA0 model [Text] / R. Marques, F.N.S. Medeiros, J.S. Nobre // *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. – 2012. – Vol.34. – P. 2046–2057.

24. Performance evaluation for Blind Methods of

Noise Characteristics Estimation for TerraSAR-X Images [Text] / V.V. Lukin, S.K. Abramov, D.V. Fevralelev, N.N. Ponomarenko, K.O. Egiazarian, J.T. Astola, B. Vozel, K. Chehdi // *Proceedings of SPIE/EUROPTO on Satellite Remote Sensing*. – 2011. – Vol. 8180. – 12 p.

25. Эффективность фильтрации одно-взглядовых PCA-изображений при пространственно-коррелированных помехах [Текст] / С.К. Абрамов, Р.А. Кожемякин, С.С. Кривенко, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2012. – № 3. – С. 18-25.

26. Color Image Database for Evaluation of Image Quality Metrics [Text] / N. Ponomarenko, M. Carli, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola, F. Battisti // *Proceedings of International Workshop on Multimedia Signal Processing, Australia*. – 2008. – P. 403-408.

27. Lee, J. Digital image enhancement and noise filtering by use of local statistics [Text] / J. S. Lee // *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.* – 1980. – Vol. PAMI-2. – P. 165–168.

28. A model for radar images and its application to adaptive digital filtering of multiplicative noise [Text] / V.S. Frost, J. Stiles, K. Shanmugan, J. Holtzmann // *IEEE Trans. on PAMI*. – 1982. – Vol. 4. – P. 157–166.

29. Klaine, L. An integro-differential method for adaptive filtering of additive and multiplicative noise [Text] / L. Klaine, B. Vozel, K. Chehdi // *Proceedings of ICASSP*. – 2005. – Vol. 2. – P. 1001-1004.

30. Image denoising by sparse 3-D Transform-domain collaborative filtering [Text] / K. Dabov, A. Foi, V. Katkovnik, K. Egiazarian // *IEEE Transactions of Image Processing*. – 2007. – №8, Vol. 16. – P. 2080-2095.

31. Deledalle, C. Patch similarity under non Gaussian noise [Text] / C.A. Deledalle, F. Tupin // *Proceedings of ICIP*. – 2011. – 4 p.

32. Lukin, V. HVS-Metric-Based Performance Analysis Of Image Denoising Algorithms [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, K. Egiazarian // *Proceedings of EUVIP*. – Paris, France. – 2011. – 6 p.

33. Pogrebnyak, O. Wiener DCT Based Image Filtering [Text] / O. Pogrebnyak, V. Lukin // *Journal of Electronic Imaging*. – 2012. – No 4. – 14 p.

34. Classification of Pre-filtered Multichannel Remote Sensing Images [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, D. Fevralelev, B. Vozel, K. Chehdi, A. Kurekin // *Book Chapter in Remote Sensing I*. – 2012. – 24 p.

35. Efficiency analysis of color image filtering [Text] / D. Fevralelev, V. Lukin, N. Ponomarenko, S. Abramov, K. Egiazarian, J. Astola. *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2011. – Vol. 2011:41, doi:10.1186/1687-6180-2011-41. – 2011. – 19 p.

Поступила в редакцию: 24.09.2013, рассмотрена на редколлегии 25.09.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОМБИНИРОВАННОГО ПОДАВЛЕНИЯ СПЕКЛА В ОДНОВЗГЛЯДОВЫХ РСА-ИЗОБРАЖЕНИЯХ

Р.А. Кожемякин, С.С. Кривенко, В.В. Лукин, Р. Маркес, Ф. Медейрос, Б. Возель

В данной статье проводится оценка эффективности фильтрации спекла для изображений, формируемых радиолокаторами с синтезированной апертурой (РСА), с помощью модели данных, которая учитывает основные свойства реальных одновзглядных изображений, в частности, негауссову функцию плотности вероятности спекла и его пространственную корреляцию. Анализ проводится для широкого множества хорошо известных методов фильтрации спекла, а также для недавно предложенных локально-адаптивных фильтров, сочетающих метод уровней множеств, использующийся для обнаружения малогабаритных объектов, и дискретное косинусное преобразование. Результаты оцениваются при помощи стандартного критерия MSE, локального MSE, рассчитываемого на неоднородных участках, и интегрального показателя MSSIM. Результаты показали, что локально-адаптивная фильтрация по ряду параметров превосходит все известные методы фильтрации.

Ключевые слова: одновзглядное РСА изображение; комбинированная фильтрация спекла; метод уровней множеств, ДКП, анализ эффективности.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ КОМБІНОВАНОГО ПРИДУШЕННЯ СПЕКЛА В ОДНОПОГЛЯДОВИХ РСА-ЗОБРАЖЕННЯХ

Р.О. Кожемякін, С.С. Кривенко, В.В. Лукін, Р. Маркес, Ф. Медейрос, Б. Возель

У даній статті проведено оцінку ефективності фільтрації спекла для зображень, що сформовані радіолокаторами із синтезованою апертурою (РСА), за допомогою моделі даних, яка враховує основні властивості реальних однопоглядних зображень, зокрема, негаусову функцію щільності ймовірності спекла та його просторову кореляцію. Аналіз проводиться для найбільш відомих методів фільтрації спекла, а також для нещодавно запропонованих локально-адаптивних фільтрів, що поєднують метод рівневих множин, що використовується для виявлення малогабаритних об'єктів, та дискретне косинусне перетворення. Результати оцінюються за допомогою стандартного критерію MSE, локального MSE, що розраховується на неоднорідних ділянках, і інтегрального показника MSSIM. Результати показали, що локально-адаптивна фільтрація по ряду параметрів перевершує всі відомі методи фільтрації.

Ключові слова: однопоглядове РСА зображення; комбінована фільтрація спекла; метод рівневих множин, ДКП, аналіз ефективності.

Кожемякин Руслан Александрович – аспирант каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Кривенко Сергей Станиславович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: krivenkos@inbox.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Регис Маркес – аспирант, Федеральный университет штата Сеара, Форталеза, Бразилия, e-mail: prof.regismarques@gmail.com.

Фатима Сомбра де Медейрос – доктор наук в области физики, профессор, Федеральный университет штата Сеара, Форталеза, Бразилия, e-mail: fsombraufc@gmail.com.

Возель Бенуа – профессор, университет Ренн, Ланьон, Франция, e-mail: benoit.vozel@univ-rennes1.fr.