

УДК 539.21:541.182

Г.И. КОСТЮК¹, В.Н. ПАВЛЕНКО¹, МУСТАФА ЭЗЗАТ СУККАРИЕХ¹, К.П. ИСЯК²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ГП «Завод им. В.А. Малышева», Харьков*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО - ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ НАНОСТРУКТУР ПРИ ДЕЙСТВИИ ПОТОКОВ ЧАСТИЦ

На основе решения совместной задачи теплопроводности и термоупругости получены поля температур и температурных напряжений, которые при определенном составе по сорту, энергии и зарядности ионов или разных энергий электронов, их плотности тока создаются условия для образования наноструктур. Для случая действия трех потоков электронов различной энергии и плотности токов экспериментально получены наноструктуры и теоретически обосновано их образование на стали 50 с микротвердостью до 45 ГПа. Все это позволяет утверждать возможность получения наноструктур при действии потоков электронов.

Ключевые слова: наноструктуры, поля температур, температурные напряжения, ион, электрон.

Введение

В настоящее время известны способы получения наноструктур при действии потоков ионов с использованием магнетронных и дуговых источников ионов [1], тогда как получение наноструктур при помощи потоков электронов еще не предлагалось, поэтому теоретическое и экспериментальное исследование возможности создания наноструктур при действии потоков ионов с разных энергий, сортов и зарядности, и электронов различных энергий и плотностей токов является актуальным.

Работа выполнялась по госбюджетным темам: «Создание физико-технических основ повышения качества материалов аэрокосмических конструкций» и «Разработка технологических основ интегрированных технологий плазменно-ионной обработки деталей аэрокосмической техники», хозяйственных работ и договоров о сотрудничестве.

1. Постановка задач теоретического и экспериментального исследования

Решались совместные задачи теплопроводности, термоупругости при действии индивидуальных ионов и электронов постановка которых приведена в работах [2 – 4] только в этих случаях рассматривалось одновременное действие ионов разных сортов, энергий и зарядности, а также электронов с различной энергией, что необходимо для более полного заполнения объема поверхностного слоя полями температур и температурных напряжений, в котором необходимо получить наноструктуры причем величины температур должны превышать необхо-

димые для образования наноструктур (500 - 1500 К), скорости их нарастания должны превышать 10^7 к/с, и давление, а значит, величины температурных напряжений превышать или приближать к 10^9 Па. Выполнения этих условий позволит получать наноструктуры. Так как максимальные значения температурных напряжений реализуются и при плотностях тока равных первой критической [2] плотности токов для соответствующих сортов, зарядностей и энергии и обрабатываемого материала будем принимать равной первой критической, что обеспечит также хорошее заполнение полями температур и напряжений требуемого объема поверхностного слоя, что повысит эффективность обработки.

Проверка теоретических предположений требует экспериментального исследования, которое проводилось для электронов, использовалась электронные пушки конструкции Тренивой, пушка с дополнительной электростатической и магнитной фокусировкой, распределение плотностей токов по радиусу для различных конструкций и энергий электронов представлены на рис. 1.

2. Результаты расчета полей температур и температурных напряжений при действии ионов различных сортов, зарядности и энергии, возможность получения наноструктур

При решении задачи рассматривалось действие 25 ионов на сталь, действующих на одинаковом расстоянии друг к другу, из них: 4 (частицы А – Ti^+ с энергией 10^3 эВ (однозарядные)) со средним проек-

тивным пробегом по глубине и энергии; 5 (частицы В – N^+ с энергией $2 \cdot 10^3$ эВ (трехзарядные)) с максимальным проективным пробегом и 16 (частицы С – Ti^+ и N^+ с энергией 250 эВ (однозарядные)) с минимальными пробегами (рис. 2).

Распределение температур по глубине имеет максимумы при координате x несколько большей, чем половина проективного пробега $0,5L_i$ (максимум выделения энергии приходится на $x = L_i/2$), что связано с более интенсивным охлаждением поверхности $x = x$, чем $x = L_i$. Максимальные температуры реализуются в зоне действия частиц В и составляет $T_{max} = 2100$ К (рис. 2). Такое рассмотрение характера распределения температур только по глубине не дает возможности выяснить их распределение в плоскостях параллельных поверхности только на разных глубинах, что необходимо для оценки интегрального температурного действия ионов на различных поверхностях.

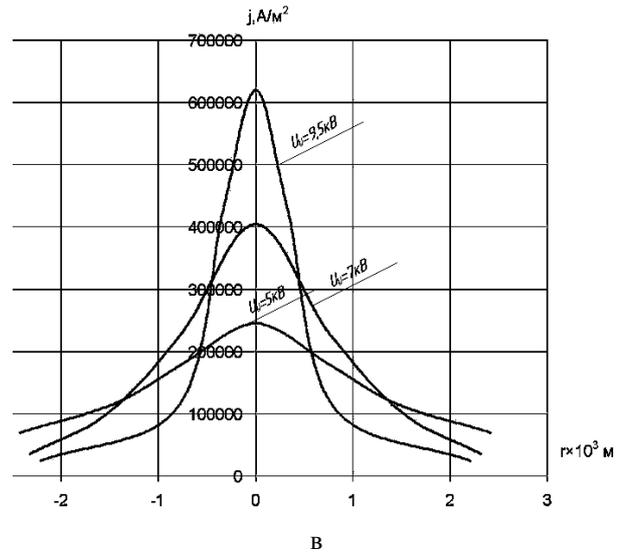
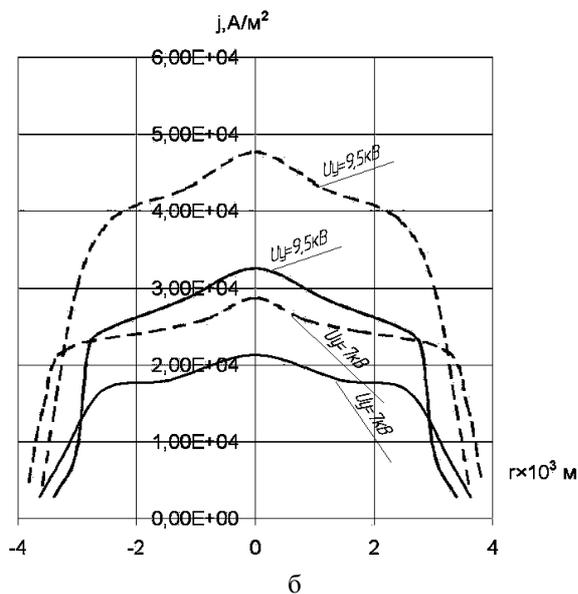
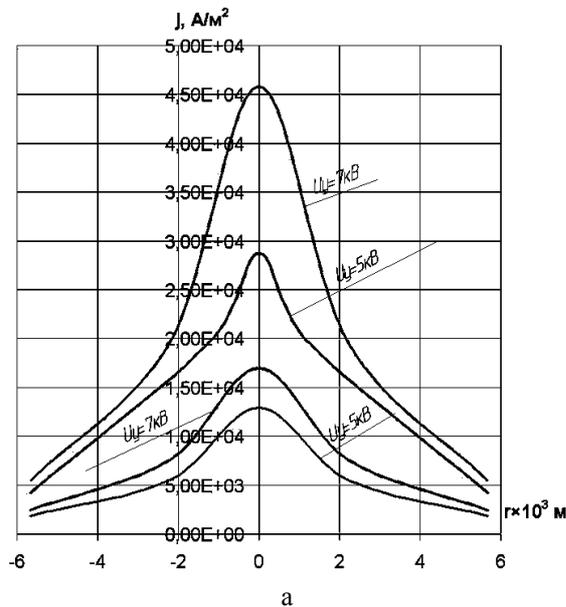


Рис. 1. Распределение плотности электронного тока по радиусу пучка в зоне взаимодействия с мишенью: а – пушка С.Н. Тренивой; б – модифицированная конструкция пушки С.Н. Тренивой; в – пушка с электростатической и магнитной фокусировкой

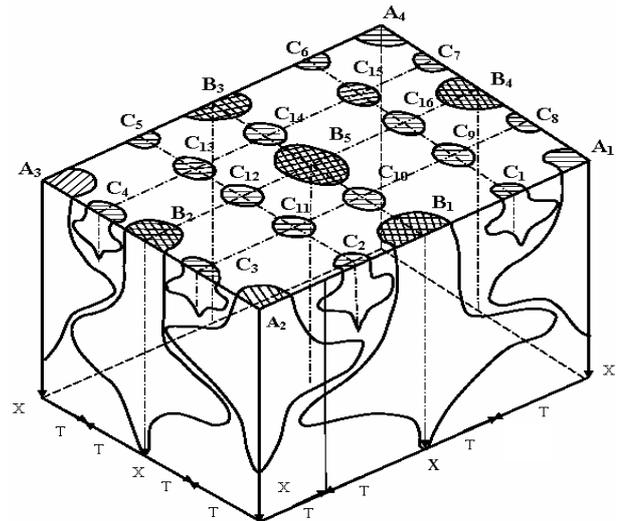


Рис. 2. Схема зон распространения температурных полей к концу действия тепловых источников (частиц различных энергий либо сортов) в предположении, что имеем частицы А (4 шт. – средняя энергия или средний по величине пробег иона), частицы В (5 шт. – максимальная энергия или максимальный по величине пробег) и частицы С (16 шт. – максимальная энергия или пробег), $T_{max} = 2100$ К

Поля температур на поверхностях $x = 0$, $x = 0,5\lambda_0$, $x = 0,5\lambda_A$, $x = 0,5\lambda_B$ и $x = 0,9\lambda_B$. А при действии рассматриваемых ионов в тех же точках A_1-A_4 , B_1-B_5 , C_1-C_{16} (в точках А ион Ti^+) при образовании наноструктур заполнение поверхности будет высоким, а, следовательно, высока вероятность измельчения зерна до наноструктур (рис. 3).

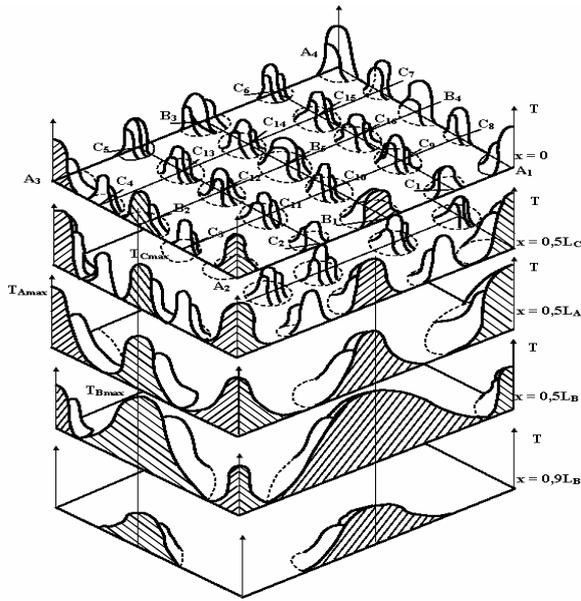


Рис. 3. Поля температур на плоскостях $x = 0$, $x = 0,5L_A$, $x = 0,5L_C$, $x = 0,5L_B$, $x = 0,9L_B$ к концу действия тепловых источников (частиц-ионов различных энергий и сортов) в предположении, что одновременно заканчивается тепловое действие частиц и имеем частные А – средняя энергия - средний пробег), частица В (5 шт. - максимальная энергия, большой пробег) и частицы С (16 – шт. – минимальная энергия и пробег)

На поверхности $x = 0,55L_B$ наблюдаются максимальные температуры для частиц В ($T_{Bmax} = 2100$ К), для частиц А они значительно ниже, но достаточны для измельчения зерна до наноструктур, этому может способствовать частица катализатор Ti , а, с учетом релаксации температурного поля, при остывании поверхность, на которой этот процесс происходит, существенно возрастет (так как даже при 700 К возможно появление нанокристаллов, рис. 3).

Поверхность же $x = 0,9L_B$ менее подвержена нанокристаллизации, так как, несмотря на то, что в зоне действия температурных полей и возможно получение наноструктур, но площади этих зон незначительны.

Высокие скорости роста температуры в зоне действия частиц также дополнительно могут стимулировать образование наноструктур и формирование нанопокровов на поверхности с энергией 10^3 эВ (в точке В – ион N^+ с энергией $2 \cdot 10^3$ эВ, в точке С – ион Ti^+ и N^+ с энергией 250 эВ). Анализ температурных полей на плоскости $x = 0$ показывает, что при выбранных плотностях токов ионов (они не превышают первой критической [1]) наблюдаются распределения температур как для случая действия индивидуальных ионов, величины температур для частиц В максимальны, для частиц А несколько ниже, а для частиц С еще ниже ($T_{Amax} = 1100$ К), но на зна-

чительной части поверхности изменилась температура и это изменение существенно (от 600 до 1000 К). В этом диапазоне согласно [1] в отдельных местах есть вероятность образования наноструктур при наличии инициатора (иона титана, см. рис. 3).

На поверхности $x = 0,5L_C$ наблюдается максимальная температура для частиц С ($E_i = 250$ эВ) и достигает величин до 1200 К, в тоже время для частиц А она выше (1300 К), а для частиц В значительная, но не ниже, чем для А (1250 К), здесь заполнение температурными полями высоко и во время остывания заполнение будет практически стопроцентное – вероятность получения наноструктур высока (рис.3).

Поверхность $x = 0,5L_A$ характеризуется максимальной температурой для частиц В ($T_{Bmax} = 1750$ К), а для частиц А ($T_{Amax} = 1900$ К). В этом случае, несмотря на недостаточное заполнение поверхности областями с высокой температурой, учитывая охлаждение с распространением температурного поля при остывании, но еще при достаточной для реализации процесса.

Наличие существенных давлений в материале за счет действия температурных напряжений в момент формирования температурного поля может положительно повлиять на увеличение вероятности образования наноструктур в зоне действия температурных напряжений.

Проведем исследование величин температурных напряжений, как по глубине рассматриваемого объема, так и на исследованных поверхностях. Так распределение температурных напряжений по глубине представлено на рис. 4.

Видно, что температурные напряжения имеют два максимума в зоне максимальных градиентов температур, максимальные напряжения реализуются для частицы В ($E = 2 \cdot 10^3$ эВ) вблизи половины пробега, что говорит о необходимости исследования напряжений на ранее рассматриваемых поверхностях.

Результаты исследования полей температурных напряжений на тех же плоскостях, что и проводилось рассмотрение полей температур (рис. 3) представлены на рис. 5. Видно, что распределение температурных напряжений имеет такое же заполнение, как и распределение температур, т.е. есть возможность в довольно большом объеме (до $0,5L_B$) реализовать напряжения, близкие к необходимым для образования наноструктур, максимальные напряжения реализуются для частицы В на поверхности $x = 0,5L_B$ и составляет $1,7 \cdot 10^9$ Н/м², на глубине же $x = 0,5L_A$ максимальные напряжения составляют только $1,2 \cdot 10^9$ Н/м², а при $x = 0,5L_C$ – составляют $9 \cdot 10^8$ Н/м², т.е. в этом случае необходимо действие сразу многих критериев температуры и скорости роста температуры дадут возможность получения наноструктур.

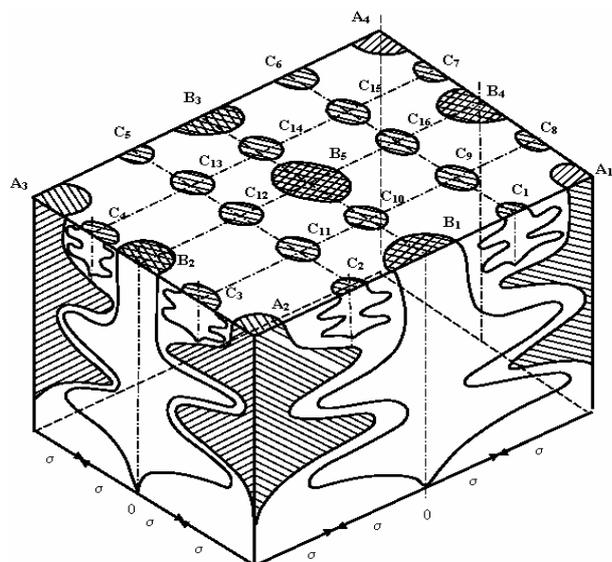


Рис. 4. Схема зон распространения по глубине полей температурных напряжений к концу действия тепловых источников (частиц различных энергий либо сортов) в предположении, что имеем частицы А (4 шт. - средняя энергия или средний по величине пробег иона), частицы В (5 шт. - максимальная энергия или максимальный по величине пробег) и частицы С (16 шт. - минимальная энергия или пробег), $\sigma_{\max} = 1,7 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$

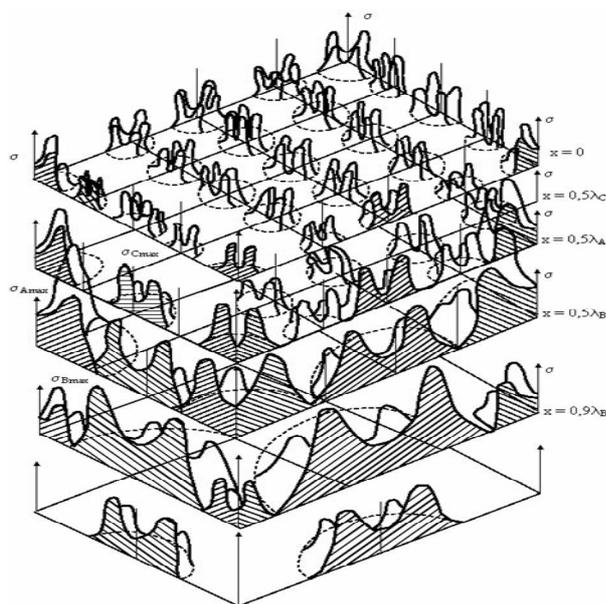


Рис. 5. Поля температурных напряжений на плоскостях $x = 0$, $x = 0,5\lambda_C$, $x = 0,5\lambda_A$, $x = 0,5\lambda_B$, $x = 0,9\lambda_B$ к концу действия тепловых источников (частиц ионов различных сортов или энергий) в предположении одновременного окончания теплового действия имеем частицы А (средняя энергия $E_i = 10^3 \text{ эВ}$, средний пробег), частица В (5 шт., максимальная энергия, большой пробег) и частицы С (16 шт., минимальная энергия и пробег)

На рис. 5 представлены распределения температурных напряжений на поверхностях $x = 0$, $x = 0,5\lambda_C$, $x = 0,5\lambda_A$, $x = 0,5\lambda_B$, $x = 0,9\lambda_B$. Видно, что и в этих плоскостях они имеют распределение с кольцевым максимумом в зоне действия максимальных градиентов температур, максимальные значения величин температурных напряжений реализуются в зоне действия частицы В и составляют $1,7 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, т.е. значение порядка величин необходимых для реализации образования наноструктур, в области действия частиц А величина напряжений снижается до $1,1 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$, в этом случае, также возможно образование наноструктур, но вероятность меньше. В зоне действия частицы С температурные напряжения становятся еще ниже и составляют $8 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$ для ионов азота и $7,3 \cdot 10^9 \text{ Н/м}^2$ для ионов титана.

3. Поля температур и температурных напряжений при действии ряда электронов с различной энергией

Поля температур

Проводилось рассмотрение действия пяти электронов А с $E_{eA} = 9,9 \cdot 10^3 \text{ эВ}$, четырех электронов В с энергией $E_{eB} = 6,9 \cdot 10^3 \text{ эВ}$ и четырех электронов С с энергией $E_{eC} = 3,3 \cdot 10^3 \text{ эВ}$ при их действии на деталь из стали 50. Рассматривалось распределение температур на глубине детали в зоне действия этих частиц за время столкновений (принималось, что окончание теплового действия этих частиц реализуется одновременно). Расстояние между частицами соответствовало первой критической плотности тока [2], когда поля температур от действия соседних частиц не пересекаются. В этом случае, а также в результате наличия максимальных градиентов температур должны реализовываться температурные напряжения максимальных значений.

На рис. 6. представлено распределение температур по глубине от действия частиц А, В и С. Видно, что глубина проникновения наиболее высокоэнергетичных электронов порядка 10^{-6} м , что примерно $1,3\lambda_e$. Максимум температуры реализуется на глубине $0,9\lambda_e$ и составляет $3,2 \cdot 10^3 \text{ К}$, для частицы А максимум температуры также вблизи и равен $1,2 \cdot 10^3 \text{ К}$, а для частицы С – максимум составляет 970 К и вблизи $0,9\lambda_e$. Поля температур по глубине удачно дополняют друг друга и способствуют заполнению объема полем температур. Для того чтобы убедиться в этом, рассмотрим характер заполнения температурным полем объема на таких поверхностях: $x = 0$, $x = 0,9\lambda_{eC}$, $x = 0,9\lambda_{eA}$, $0,9\lambda_{eB}$ и $x = 1,1\lambda_{eA}$ (рис. 7.). Заполнение объема полем тем-

ператур также при $x = 1,1\lambda_{eA}$ получается достаточно полное. Значение температур изменяется от 600 К на поверхности и до 520 К на глубине $x = 1,1\lambda_{eA}$, причем в фиксированных точках $0,9\lambda_{eC}$, $0,9\lambda_{eB}$ и $0,9\lambda_{eA}$ соответственно составляют 970 К, $1,2 \cdot 10^3$ К и $3,2 \cdot 10^3$ К. Этих температур достаточно для зарождения наноструктур.

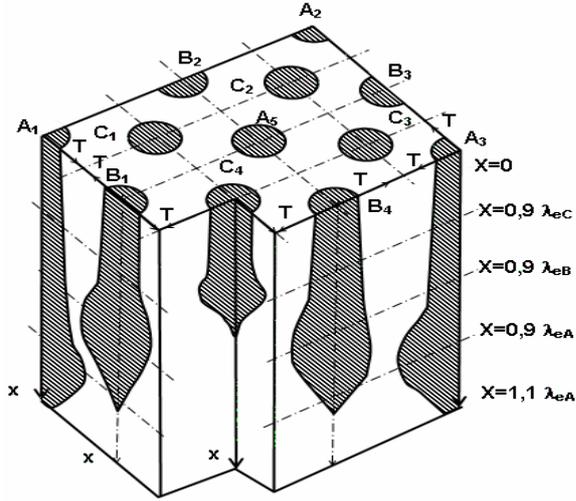


Рис. 6. Распределение температур по глубине при действии 5 электронов А ($E_{eA} = 9,9 \cdot 10^3$ эВ), 4 электронов В ($E_{eA} = 6,9 \cdot 10^3$ эВ), 4 электронов С ($E_{eA} = 3,2 \cdot 10^3$ эВ), $T_{\max A} = 3,9 \cdot 10^3$ К, $T_{\max B} = 1,2 \cdot 10^3$ К, $T_{\max C} = 970$ К

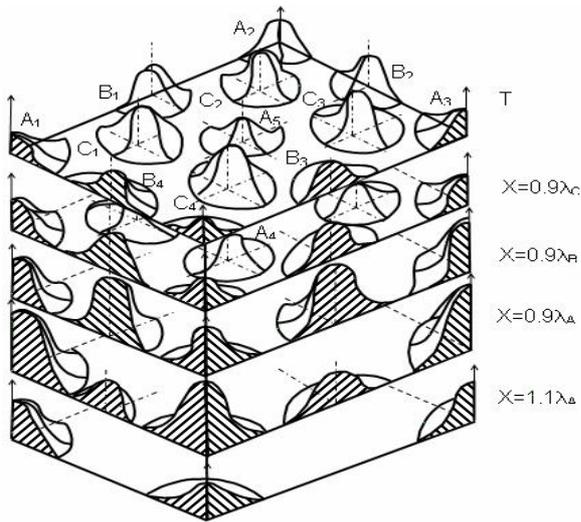


Рис. 7. Распределение температур на поверхностях $x=0$ ($T_{\max C} = 600$ К), $x=0,9 \lambda_{eC}$ ($T_{\max C} = 970$ К), $x=0,9\lambda_{eB}$ ($T_{\max B} = 1,2 \cdot 10^3$ К), $x=0,9\lambda_{eA}$ ($T_{\max A} = 3,2 \cdot 10^3$ К), $x=1,1\lambda_{eA}$ ($T_{\max} = 520$ К)

Поля температурных напряжений

Распределение температурных напряжений по глубине для тех же частиц А, В и С представлено на рис. 8.

Распределение температурных напряжений по глубине даже полнее заполняет объем детали по глубине элементарного объема, причем максимальные значения температурных напряжений составляют

$$\sigma_A = 8 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2, x = 0,9\lambda_{eA}; \sigma_B = 5,8 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2, x = 0,9\lambda_{eB} \text{ и } \sigma_C = 3,9 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2, x = 0,9\lambda_{eC}.$$

Для получения полной картины заполнения объема рассмотрим распределение температурных напряжений на тех же поверхностях $x = 0$, $x = 0,9\lambda_{eC}$, $x = 0,9\lambda_{eB}$ и $x = 1,1\lambda_{eA}$ (рис. 9).

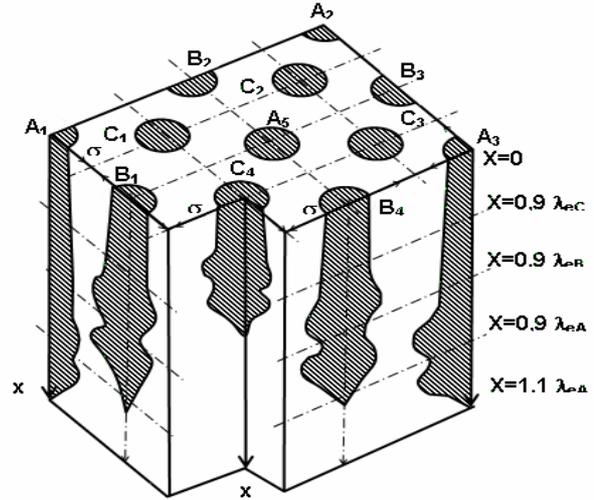


Рис. 8. Распределение температурных напряжений по глубине при действии 5 электронов А ($E_{eA} = 9,9 \cdot 10^3$ эВ), 4 электронов В ($E_{eA} = 6,9 \cdot 10^3$ эВ), 4 электронов С ($E_{eA} = 3,2 \cdot 10^3$ эВ), $\sigma_{\max A} = 8 \cdot 10^8$ Н/м², $\sigma_{\max B} = 5,8 \cdot 10^8$ Н/м², $\sigma_{\max C} = 3,9 \cdot 10^7$ Н/м²

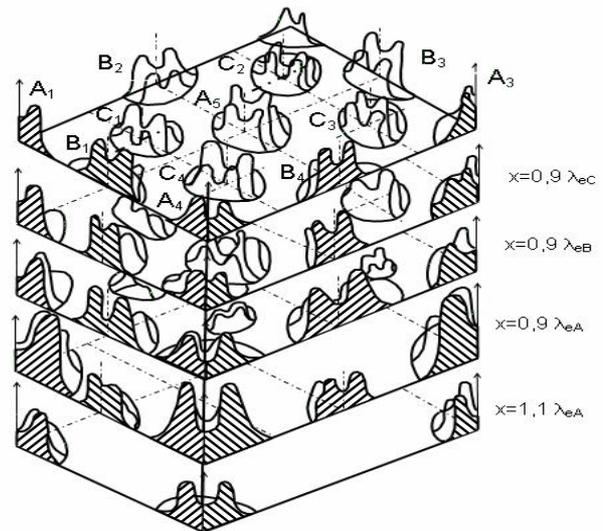


Рис. 9. Распределение температурных напряжений на поверхностях $x=0$ ($\sigma_{\max} = 2,3 \cdot 10^7$ Н/м²), $x=0,9 \lambda_{eC}$ ($\sigma_{\max} = 3,9 \cdot 10^7$ Н/м²), $x=0,9\lambda_{eB}$ ($\sigma_{\max} = 5,8 \cdot 10^8$ Н/м²), $x=0,9\lambda_{eA}$ ($\sigma_{\max} = 8 \cdot 10^8$ Н/м²), $x=1,1\lambda_{eA}$ ($\sigma_{\max} = 4 \cdot 10^7$ Н/м²)

На этих поверхностях соответственно реализуются максимальные напряжения $2,3 \cdot 10^7$ Н/м²; $3,9 \cdot 10^7$ Н/м²; $5,8 \cdot 10^8$ Н/м²; $8 \cdot 10^8$ Н/м² и $4 \cdot 10^7$ Н/м² (рис. 9). Заполнение объема полем температурных напряжений высокое, но величины не всегда достаточны для получения наноструктур, но вместе с получаемыми температурами и скоростью роста температуры, которые достигают 10^{12} - 10^{15} К/с, эти условия достаточны для зарождения наноструктур.

4. Результаты эксперимента по образованию наноструктур при действии электронов на сталь

Исследовалось одновременное действие электронов различных энергий на сталь 50:

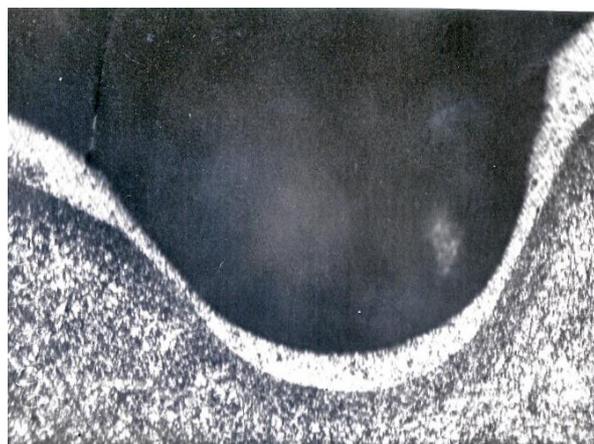
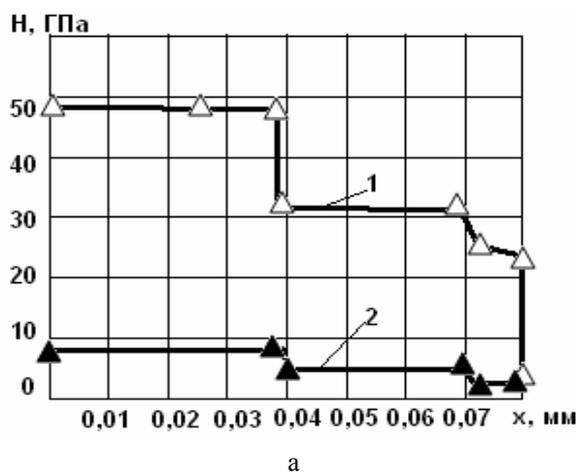
1 – первый поток с энергией 3,2 кэВ ($j = 9,1 \cdot 10^3$ А/м²), второй с энергией 6,9 кэВ ($j = 10^3$ А/м²), третий поток с энергией 9,9 кэВ ($j = 80$ А/м²);

2 – поток с энергией 6,9 кэВ ($j = 10^3$ А/м²).

Потоки электронов подавались с чередованием f_y действия (временем действия $t_a = 180$ мкс, частотой $f = 5$ Гц) первый, второй и третий, а далее последовательность повторяется. Плотности токов выбирались таковыми, чтобы были равны первой критической или вблизи нее, что позволяет обеспечивать максимальные по величине значения температурных напряжений ($\sigma_1 = 3,9 \cdot 10^7$ Н/м²; $\sigma_2 = 5,8 \cdot 10^7$ Н/м²; $\sigma_3 = 8 \cdot 10^7$ Н/м²) и достаточных для образования наноструктур температур ($T_{\max 1} = 970$ К; $T_{\max 2} = 1,2 \cdot 10^3$ К; $T_{\max 3} = 3,9 \cdot 10^3$ К). Результаты такого исследования представлены на рис. 10. Видно, что для первого случая (кривые 1, рис. 10, а) реализуется anomalно высокое значение микротвердости до 50 ГПа, когда во втором случае микротвердость составляет всего 5,7 ГПа и практически соответствует твердости закаленной стали 50. Наличие трех потоков позволяет обеспечить практически полное заполнение объема полями температур и температурных напряжений, наличие же высокоэнергетических электронов 9,9 кэВ позволяет достичь очень высоких скоростей нарастания температур, когда скорость кристаллизации высока, что способствует образованию наноструктур малого размера до 10 нм. Во втором случае на процесс упрочнения влияет интегральная температура (а не температура в зоне индивидуальных частиц) и когда она превышает температуру точки АС₃ для стали 50–1058 К. В первом случае температуры в зоне индивидуальных частиц существенно выше (до 3900 К), скорость нарастания ее достигает 10^{10} – 10^{14} К/с, заполнение полем температур объема высоко, величины температурных напряжений не достигают требуемых давлений ($\sigma_{T4\max} = 8 \cdot 10^7$ Н/м², а требуются порядка 10^9 Н/м²), наличие хрома в стали (0,25 %) достаточно для того,

чтобы он выступал как катализатор и обеспечивал ускоренное образование наноструктур. Мы видим, что anomalная микротвердость вероятнее всего связана с образованием наноструктур (рис. 10 б). Достаточно высокую микротвердость в переходном слое можно объяснить частичным образованием наноструктур с размером зерна порядка 100 нм, когда микротвердость снижается.

Во втором случае получается традиционная структура, соответствующая классической структуре закаленной стали 50, а в первом случае (рис. 10, б) появляется белый слой, который не травится и структура не видна на оптическом и растровом микроскопе. Все это еще раз подтверждает реальность получения наноструктур при действии потоков электронов.



б

Рис. 10. Распределение микротвердости по глубине при действии поочередно потоков электронов с энергией 3,2 кэВ ($j = 9,1 \cdot 10^3$ А/м²), с энергией 6,9 кэВ ($j = 10^3$ А/м²) и с энергией 9,9 кэВ ($j = 80$ А/м²) – 1, электронов с энергией 6,9 кэВ ($j = 10^3$ А/м²) – 2 и временем действия 180 мкс и частотой срабатывания 5 Гц; всего 501 импульс (а) и фото микроструктуры продольного разреза образца из стали 50 (б)

Было проведено исследование многократного действия электронного потока с плотностями токов около второй критической $j = 1,1 \cdot 10^5 \text{ A/m}^2$ и энергией 6,9 кэВ. Расчеты показывают, что в этом случае реализуются температуры ниже температуры плавления и в центре пятна, где действуют эти температуры, не реализуется условие для оплавления поверхности (рис. 11 а и б), но в это время реализуются условия для термоупругого разрушения материала в зоне действия температурных напряжений $\sigma_{\max} = 625 \text{ МПа}$, что превышает предел прочности закаленной стали 50 ($\sigma_{\text{в}} = 595 \text{ МПа}$) и при многократном действии потока реализуется термоупругий механизм разрушения материала в зоне действия максимальных по величине температурных напряжений.

Все это подтверждает возможность термоупругого разрушения материала при действии потоков электронов.

В заключении отметим, что теоретически и экспериментально показана возможность получения наноструктур в материалах при действии потоков электронов.

Выводы

1. Экспериментально и теоретически показана возможность образования наноструктур при действии трех потоков электронов с различными энергиями (это приводит к почти полному заполнению объема полями температур и напряжений), тогда как действие одноэнергетичного потока приводит к обычной закалке стали 50.

2. При действии ионов различных сортов, энергий и зарядности и электронов различных энергий возможно реализовать условия для образования наноструктур температуры 500...1500 К, скорости их нарастания большие 10^7 K/c ($10^{10} - 10^{15}$) и в случае ионов реализовать требуемые давления за счет действия температурных напряжений более 10^9 Па , а в случае действия электронов только приблизиться к ним, и самое главное за счет выбора пространственно - временного распределения частиц обеспечить достаточно полное заполнение поверхностного слоя детали полями температур и напряжений, что позволит получать не фрагментарно, а целно в этом объеме наноструктуры.

3. Для эффективного получения температурных напряжений максимальной величины и при хорошем заполнении объема полями напряжений и температур необходимо обеспечить плотности токов ионов и электронов соответствующие первой критической.

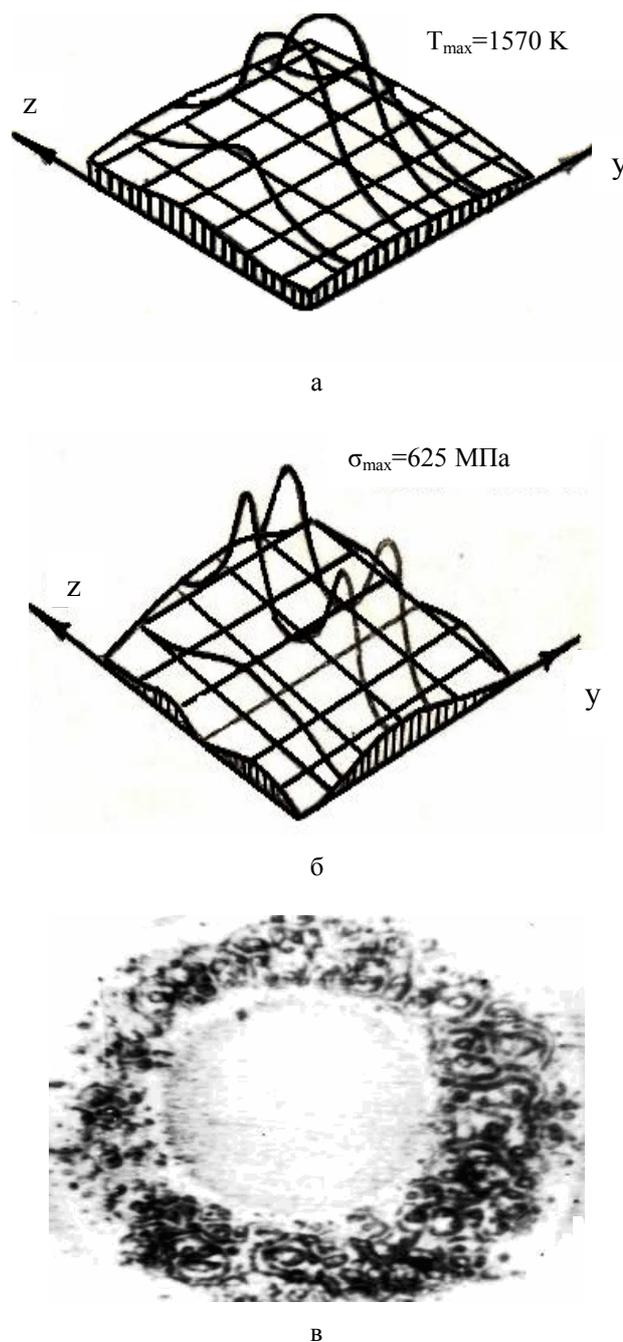


Рис. 11. Распределение температур:
а – температура,
б – температурных напряжений и фотография
зоны разрушения при действии
потока электронов с энергией $E_e = 6,9 \text{ кэВ}$,
и плотностью тока в потоке равной
второй критической $j_{\text{кр}}^2$ на сталь 50 (закаленная),
в – фото следа термоупругого разрушения

4. Необходимо подавать в зону образования наноструктур катализатор если в его составе нет атомов чистых металлов обычно выступающих в роли катализатора.

5. Экспериментально и теоретически показана возможность термоупругого разрушения материала в результате многократного действия потока электронов.

Литература

1. Костюк Г.И. *Наноструктуры и нанопокрyтия: перспективы и реальность: учебн. пособ. / Г.И. Костюк.* – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2009. – 409 с.

2. Косюк Г.И. *Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения комбинированных технологий: Монография / Г.И. Костюк.* – К.: Антикава, 2002. – 1030 с.

3. Kostyuk G. *The effective cutting tools having the coating and hardened layers: monograph-reference book / G. Kostyuk.* – Kharkov, KhAI, 2007. – 633 p.

4. Гусев А.Н. *Наноматериалы, наноструктуры, нанотехнологии: монография / А.Н. Гусев.* – М.: Физматлит, 2005. – 416 с.

Поступила в редакцию 12.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии производства авиационных двигателей А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ОТРИМАННЯ НАНОСТРУКТУР ПРИ ДІЇ ПОТОКІВ ЧАСТИНОК

Г.І. Костюк, В.М. Павленко, М.Е. Суккарієх, К.П. Ісяк

На основі вирішення сумісної задачі теплопровідності та термопружності одержані поле температур та температурних напружень, які при обумовленому складі по сорту енергії та заряду іонів, або різних енергій електронів та їх густини струму надаються умови для отримання наноструктур. Для випадку дії трьох потоків електронів різної енергії та густини струму експериментально одержані наноструктури та теоретично обґрунтовано їх отримання на сталі 50 з мікротвердістю до 45 ГПа. Все це дозволяє стверджувати про можливість отримання наноструктур при дії електронів.

Ключові слова: наноструктури, поля температур, температурні напруження, іон, електрон.

THE EXPERIMENTAL AND TEORETICAL RESEARCH OF POSIBILITY RECEIVING OF NANOSTRUCTURES AT THE ACTION OF FOLLOWS OF PARTICLES

G.I. Kostyuk, V.N. Pavlenko, M.E. Sukkariech, K.P. Isiak

On basis of two solution of aprobeew of neat conductivity and of termo elastic the thre – dimensional temperature profiles and temperature pressure with (under sumulteme ation of ions of various grade and energy electron various energy and density of current are calculated reception possibility nanostructures is shown. As result action three follow electrons with various energy and current density experimentally nanostructure and theoretically settee down their receipt on steel with microhardness is 45 GPa. All this allow to give possibility receiving of nanostructures at the action of follows of particles.

Key words: nanostrures, fields of temperatures, temperatures pressure, ion, electron.

Костюк Геннадий Игоревич – д-р техн. наук, зав. кафедрой робототехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Павленко Виталий Николаевич - канд. техн. наук, доцент, проректор по научно-педагогической работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Суккарієх Мустафа Эзат – аспирант кафедры робототехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Ісяк Константин Петрович – главный инженер ГП «Завод им. В.А. Малышева», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044.4+539.374.4

А.Г. НАРЫЖНЫЙ

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

СМЕШАННАЯ МОДЕЛЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ

В статье представлена смешанная вычислительная модель гетерогенной механической системы с импульсным возмущением типа технологической системы гидродинамической штамповки. Для дискретизации жидкости использован бессеточный метод SPH (Smooth Particle Hydrodynamics), а для дискретизации твердотельных элементов, в том числе деформируемой заготовки, использован сеточный метод конечных элементов. Импульсное возмущение жидкости производится жестким ударником, движущимся свободно с начальной скоростью. Модель предназначена для исследования и оптимизации механических процессов в технологических системах гидродинамической штамповки.

Ключевые слова: импульсная штамповка, деформирование оболочек, жидкость, компьютерное моделирование.

Введение

При производстве тонкостенных деталей в аэрокосмической промышленности, автомобиле- и двигателестроении применяются методы импульсной штамповки с использованием жидкой передающей среды.

Импульсное воздействие на жидкость обеспечивается различными способами: ударом твердого тела, электрическим разрядом в жидкости, взрывом химического заряда или электрического проводника в жидкости и др. Распространяющаяся волна давления, а затем – конвективный поток жидкости упругопластически деформируют и разгоняют заготовку до скорости в десятки и сотни метров за секунду. Пришедшая в движение заготовка сталкивается на своем пути с жесткой матрицей и принимает форму детали. При этом жидкость играет роль пуансона, управляя движением и деформированием заготовки.

Характер деформирования и окончательная форма заготовки обусловлены действием жидкости и наоборот, жидкость подчинена действию оснастки и изменяющей свою форму заготовки. Изучение особенностей деформирования заготовки должно включать также анализ связанных движений жидкости, что расширяет потребный объем исследования и предъявляет особые требования к методу исследования.

Наряду с экспериментальным подходом широкими возможностями изучения подобных гетерогенных импульсных систем обладает метод математического моделирования.

В статье представлена поршневая смешанная вычислительная модель гетерогенной механической системы с импульсным возмущением. Для дискретизации жидкости использован метод SPH (Smooth

Particle Hydrodynamics), а для дискретизации твердотельных элементов, в том числе деформируемой заготовки, использован метод конечных элементов. Модель предназначена для исследования и оптимизации механических процессов в технологических системах гидродинамической штамповки.

Формулирование проблемы

Различие механических свойств жидкости и твердотельных элементов технологической системы приводит к действию оснастки и заготовки на жидкость, в результате чего движение жидкости канализируется, образуются струйные и вихревые течения, а также кавитационные разрывы жидкости в малом замкнутом объеме сложной формы. Механические процессы в таких гетерогенных системах отличаются высокой интенсивностью, пространственным характером и кратковременностью. Кроме того, поведение жидкости и материала заготовки, а также имеющее контактный характер взаимодействие элементов, существенно нелинейны, что снижает возможности использования полученных знаний о процессах в конкретной системе для конструирования или оптимизации иной системы, имеющей иные размеры, форму, прочие технологические параметры.

При проектировании новой технологической системы или технологического процесса либо же определении предельных или оптимальных параметров обнаруживается проблема. Она заключается в недостаточности теоретических знаний о закономерностях преобразования импульсного возмущения жидкой средой в малом объеме и об особенностях деформирования заготовок жидкой передающей средой. В свою очередь отмеченные недостатки

обусловлены методическими проблемами исследования- ограниченностью используемых методик.

Широко используемые при решении задач механики деформируемых твердых тел сеточные методы, такие как методы конечных элементов [1] и конечных разностей, будучи применены для моделирования жидкости при импульсном возмущении, приводят к ложным решениям и прекращению вычислительного процесса из-за его неустойчивости и роста ошибки. Причина непригодности сеточных методов коренится в многочисленных и разнообразных вихрях, неизбежно возникающих в жидкости при этих условиях, а также в кавитации.

В настоящее время для задач механики сплошных сред с большими перемещениями получили развитие так называемые бессеточные методы аппроксимации, в частности метод SPH [2], которые допускают произвольное относительное положение узлов аппроксимации решения и поэтому теоретически нечувствительны к явлению вихреобразования. Однако применение метода SPH для моделирования процессов в жидкости в составе гетерогенных систем импульсного действия в литературе не описано.

Решение проблемы

Для моделирования процессов в гетерогенных механических системах предлагается использовать смешанные модели, использующие конечноэлементные дискретизации твердотельных компонентов и SPH- дискретизации для жидкости. Оба метода реализованы в пакете LS-DYNA [3].

Гидродинамическая штамповка часто применяется при изготовлении осесимметричных деталей. Ниже рассмотрена технологическая система штамповки элемента подвижного сферического соединения трубопровода.

Описание модели

На рис. 1 показан состав модели технологической системы: а – матрица, б – ударник, в – заготовка, г – столб жидкости.

Заготовка представляет собой цилиндрическую оболочку высотой 88 мм, средним диаметром 45 мм, толщиной 1 мм. Между матрицей и заготовкой установлен первоначальный зазор 0,5 мм. Матрица представляет собой недеформируемую и неподвижную цилиндрическую оболочку со сферическим расширением и плоским дном. Высота матрицы 90 мм, средний диаметр оболочки в цилиндрической части 50 мм, средний диаметр сферической части 60 мм, толщина матрицы 2 мм. Ударник представляет собой квадратную в плане жесткую пластину массой 1 кг. Жидкость, наполняющая заготовку, имеет форму цилиндра диаметром 44 и высотой 86 мм.

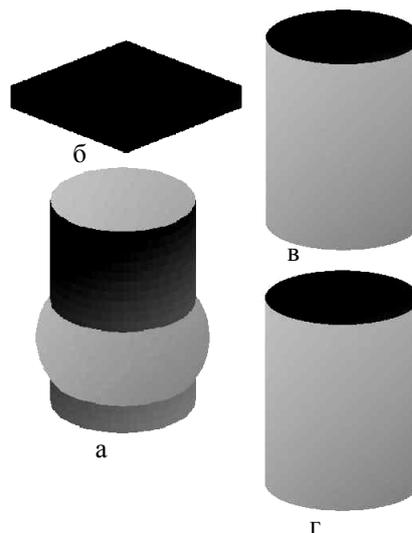


Рис. 1. Состав модели:
а – матрица, б – ударник, в – заготовка,
г – столб жидкости

Жидкость – сжимаемая, вязкая (коэффициент вязкости 0,1), кавитирующая при растягивающем напряжении 0,1 атм, плотностью 1000 кг/м³.

Заготовка из алюминиевого сплава плотностью 2700 кг/м³, деформирующаяся по упругопластическому типу. Модуль упругости первого рода – 8×10^{11} Па, коэффициент Пуассона – 0,33, начальный предел текучести – 200 МПа. Закон степенного деформационного упрочнения имеет вид

$$\sigma_T = 4,6285 \times 10^8 \times \epsilon^{0,122}. \quad (1)$$

Все элементы системы взаимодействуют друг с другом по контактному типу с неопределенной зоной контакта и возможностью отделения. Матрица и заготовка взаимодействуют с трением, коэффициент трения 0,1.

Ударник до соударения с жидкостью движется со скоростью 100 м/с.

Результаты и обсуждение

На рис. 2 показаны последовательные фазы деформирования заготовки (профильная проекция). Вначале (а) раздача имеет цилиндрический равномерный характер за исключением верхнего венца, который практически не испытывает действия жидкости. Затем начинается раздача в зоне сферического расширения заготовки (б). Формирование сферического расширения происходит в два этапа. После прохождения первого этапа расширение имеет форму конуса вершиной вниз (в). Далее на следующем этапе происходит расширение заготовки, проходящее снизу вверх (г), временно принимающее форму конуса вершиной вверх. В конце этапа заготовка принимает окончательную форму (д). Такой харак-

тер деформирования объясняется особенностями струйного течения жидкости. Первоначально струя движется вниз с небольшим поперечным расширением, затем после отражения от дна в запертой ударником камере возникают интенсивные боковые движения жидкости.

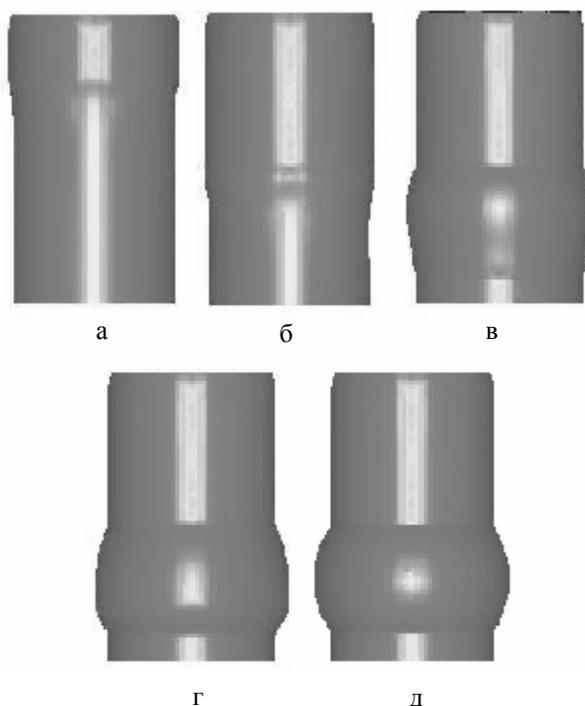


Рис. 2. азФы раздачи заготовки
(а – $t = 60$ мкс, б – $t = 120$ мкс, в – $t = 210$ мкс,
г – $t = 260$ мкс, д – $t = 300$ мкс)

Радиальная раздача сопровождается неоднородными осевыми перемещениями точек заготовки. На рис. 3 показана картина осевых перемещений в виде изополос.

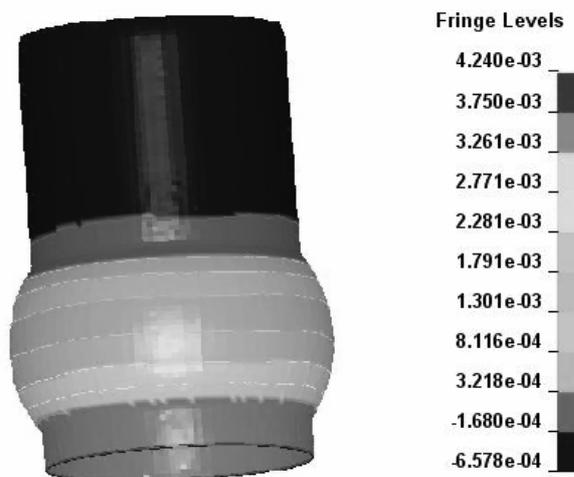


Рис. 3. Картина осевых перемещений точек заготовки

Верхняя цилиндрическая часть (до сферического расширения, отмечена черным) перемещается вниз во время формирования сферического расширения, максимальные перемещения равны 0,65 мм и наблюдаются на верхнем торце заготовки. Нижняя часть движется вверх во время радиальной раздачи верхней части, максимальные перемещения равны 4,23 мм и наблюдаются на нижнем торце заготовки. Такой характер перемещений объясняется трением, первоначально проявляющем себя при раздаче верхней части, а также явлением поперечной деформации.

В столбе жидкости возникают при ударе сначала волновые, а затем колебательные движения.

На рис. 4 показана зависимость силы давления ударника на жидкость от времени. Вначале наблюдается задержка 0,01 мс, обусловленная начальным зазором между ударником и жидкостью, затем три острых пика, отражающих волновые процессы (до 0,08 мс).

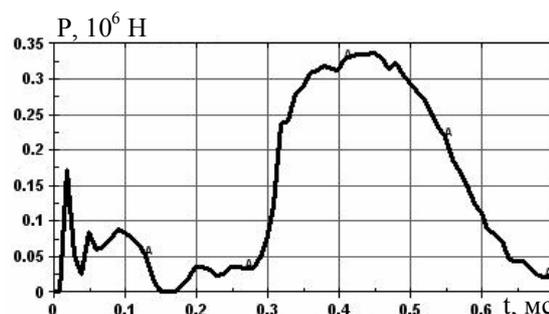


Рис. 4. Зависимость силы давления ударника от времени

Волновые процессы накладываются на колебания движущейся жидкости, имеющие затухающий характер (в интервале 0,03-0,27 мс). Затем в связи с тем, что заготовка уже приняла форму матрицы, наблюдается непродуктивный рост давления, обусловленный сжатием жидкости в замкнутом объеме движущимся ударником. Это давление воспринимается матрицей и определяет ее прочность и долговечность. Спад давления объясняется началом возвратного движения ударника.

На рис. 5 показана зависимость импульса силы давления ударника на жидкость I от времени t

$$I(t) = \int_0^t P(\tau) d\tau, \quad (2)$$

равного количеству движения жидкости, которое может быть преобразовано в дальнейшем в движение заготовки.

Видно, что количество движения жидкости линейно растёт до начала образования сферического

расширения (0,12 мс), в течение образования сферы импульс растет незначительно, поскольку он расходуется на деформирование заготовки, достигая в конце величины 12 Н с.

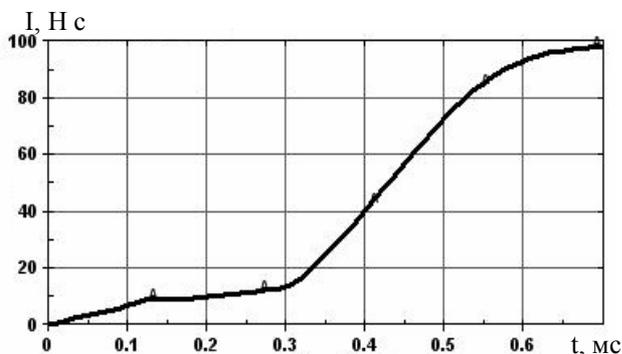


Рис. 5. Зависимость импульса силы давления от времени

После завершения деформирования заготовки (0,3 мс) импульс растет интенсивно и непродуктивно, более чем в пять раз превосходя потребный для получения детали уровень.

Рост величины импульса указывает на избыточность скорости ударника в сравнении с потребной для получения детали. Следовательно, скорость ударника и энергозатраты на его разгон могут быть уменьшены. Достаточная для совершения деформирования величина скорости ударника может быть определена в численном эксперименте с использованием данной модели.

Заключение

Рассмотренная механико-математическая модель гетерогенной системы отражает важные механические свойства и взаимодействия элементов системы (сжимаемость и кавитацию жидкости, упруго-пластический характер деформирования заготовки, контактный характер взаимодействия), что обеспечивает адекватность модели и достоверность результатов.

Модель отражает важные особенности поведения систем, наблюдаемые на практике – волновые и конвективные движения жидкости, характер деформирования заготовки и др., что подтверждает адекватность модели.

Смешанная модель позволяет, в отличие от известных сеточных моделей, анализировать процессы в системе от начала движения до образования детали, что дает возможность целостного исследования

закономерностей и особенностей процесса штамповки и использования для определения предельных возможностей и оптимизации технологической системы и технологического процесса. При использовании модели деформируемого материала матрицы возможен анализ механических процессов не только в жидкости и заготовке, но и в матрице.

Процесс деформирования заготовки протекает в несколько этапов:

- деформирование под действием волн давления, распространяющихся в неподвижной еще жидкости;
- деформирование нисходящим потоком жидкости (рис. 2, в);
- деформирование восходящим потоком жидкости при ее расширении (рис. 2, г).

В конце наблюдается непроизводительный рост давления жидкости.

При нисходящем потоке формируется, в основном, нижняя часть сферы. Это объясняется тем, что течение жидкости представляет собой расходящуюся книзу струю и угол падения жидкости на поверхность заготовки растет, приближаясь к прямому, наиболее продуктивному с точки зрения воздействия на заготовку.

При восходящем потоке формируется, напротив, верхняя часть сферы, так как струя расширяется кверху и углы падения жидкости близки к прямому на верхней части. Важным фактором деформирования является также рост давления, обусловленный движением ударника до его остановки.

После окончания деформирования сферического расширения, когда заготовка полностью лежит на поверхности матрицы, наблюдается интенсивный рост давления, что обусловлено скачкообразным ростом сопротивления расширению полости и продолжающимся движением ударника.

В конце процесса давление жидкости приводит к обратному движению ударника, который таким образом играет роль сдерживающего давления клапана, препятствующего разрушению оснастки.

Литература

1. *Зенкевич О. Конечные элементы и аппроксимации / О. Зенкевич, К. Морган. – М.: Мир, 1986. – 318 с.*
2. *Belytschko T. Meshfree and Particle Methods / T. Belytschko, J.S. Chen. – John Wiley and Sons Ltd. 2007. – 712 p.*
3. *LS-DYNA Keyword User's Manual. – Livermore: LSTC, 2006. – 2130 p.*

Поступила в редакцию 8.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор А.Я. Мовшович, ГП «Харьковский НИИ технологии машиностроения», Харьков.

ЗМІШАНА МОДЕЛЬ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ СИСТЕМИ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ

О.Г. Нарижний

В статті розглянута змішана обчислювальна модель гетерогенної механічної системи з імпульсним збуренням типу технологічної системи гідродинамічного штампування. Для дискретизації рідини використаний без сітковий метод SPH (Smooth Particle Hydrodynamics), а для дискретизації твердих елементів, в тому числі заготовки, використаний сітковий метод скінчених елементів. Імпульсне збурення рідини здійснюється жорстким ударником, що рухається з початковою швидкістю. Модель призначена для дослідження та оптимізації механічних процесів в технологічних системах гідродинамічного штампування.

Ключові слова: імпульсне штампування, деформування оболонок, рідина, комп'ютерне моделювання.

MIXED MODEL OF THE TECHNOLOGICAL SYSTEM HYDRO-DYNAMIC STAMPING

A.G. Narizhni

The mixed computing model of the mixed mechanical system with pulsed indignation of the type of the technological system hydro- dynamic stampings is presented. For sampling the liquids is used meshless method SPH (Smooth Particle Hydrodynamics), for sampling hard elements, including deformed stocking, traditional finite element method is used. The pulsed indignation to liquids is produced by hard firing pin, moving liberally with initial velocity. Model is intended for study and optimization of the mechanical processes in technologic system of the hydro- dynamic stamping.

Key words: pulse stamping, shell deformation, liquid, computer simulation.

Нарижный Александр Георгиевич – канд. техн. наук, доцент кафедры теоретической механики и машиноведения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: narizniyag@ukr.net.

УДК 621.355.019.3

**К.В. БЕЗРУЧКО¹, А.О. ДАВИДОВ¹, Л.Ю. САБАДОШ², В.М. СВИЩ¹,
А.А. ХАРЧЕНКО¹, С.Я. ЯЦЕНКО²**¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Государственное НПО «Объединение Коммунар», Харьков, Украина*

СТРУКТУРЫ ПРОВЕРОЧНО-ПУСКОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Рассмотрена структура ракетно-космического комплекса. Отмечено наличие в составе ракетно-космических комплексов таких технических средств, как технологическое оборудование и технические системы. Обозначено место технологического оборудования в структуре ракетно-космического комплекса. Рассмотрены назначение, состав и структуры одной из главных составляющих технологического оборудования ракетно-космических комплексов – наземного проверочно-пускового оборудования. Приведенные структуры наглядно показывают тенденции развития, и изменение схем компоновки наземного проверочно-пускового оборудования с течением времени и развитием науки и техники.

Ключевые слова: *ракета космического назначения, технологическое оборудование, проверочно-пусковое оборудование, космодром, стартовый комплекс, ракета-носитель, космический аппарат.*

Введение

В настоящее время сложно найти область деятельности человека в которой не использовались бы космические технологии. Развитие космической техники произошло благодаря многим отраслям науки и техники, использованию практически всех достижений научно-технического прогресса, значительным затратам материальных, финансовых, временных и людских ресурсов.

Для подготовки ракет-носителей к пуску требуется развитая наземная инфраструктура, обеспечивающая решение всех задач эксплуатации объектов космической техники.

Целью данной статьи является анализ структур ключевого технологического оборудования ракетно-космических комплексов – наземного проверочно-пускового оборудования, а также исследование тенденции развития структур наземного проверочно-пускового оборудования с течением времени.

1. Ракетно-космический комплекс

Ракетно-космический комплекс состоит из ракет космического назначения, технических средств и сооружений, обеспечивающих прием, хранение, подготовку и пуск ракеты. Такие комплексы предназначены для завершения процессов создания ракеты космического назначения, ее подготовки к пуску и выведения космического аппарата, а также для проведения операций с ракетой в случае несостоявшегося пуска.

Работы по завершению создания ракеты космического назначения выполняются специальной технической структурой – техническим комплексом, который является совокупностью технических средств ракетно-космического комплекса, размещенных на специально оборудованной в инженерном отношении позиции. На территории технического комплекса организуются и выполняются необходимые сборочные работы, а также проверки всех агрегатов и систем ракеты перед ее транспортировкой на стартовый комплекс. На стартовом комплексе завершается процесс достижения функциональной готовности ракеты космического назначения к пуску и полету. Для ракетно-космических комплексов с возвращаемыми с орбит аппаратами может быть создан посадочный комплекс. Таким образом, в состав ракетно-космического комплекса в общем случае входят средство выведения (ракета космического назначения) и три комплекса (технический, стартовый и посадочный), а также комплекс средств измерения, сбора и обработки информации, здания, сооружения и инженерные коммуникации между ними.

Все технические средства наземного оборудования ракетно-космических комплексов различают по степени их влияния на изменение технической готовности ракеты космического назначения к пуску. При этом выделяют [1]:

– технологическое оборудование (совокупность подвижных и стационарных агрегатов, и стационарных систем, предназначенных для выполнения операций непосредственно с ракетой в период ее предпусковой эксплуатации);

– технические системы (совокупность агрегатов и систем, предназначенных для создания условий нормального функционирования технологического оборудования и ракеты космического назначения и для обеспечения жизнедеятельности обслуживающего персонала);

– вспомогательное оборудование (предназначено для эксплуатации, восстановления и ремонта технологического оборудования и технических систем).

Наиболее разветвленной, сложной, дорогостоящей и определяющей большинство характеристик подкомплексов ракетно-космического комплекса, является технологическое оборудование. Состав и структура технологического оборудования при создании каждого нового комплекса формируются и нормируются каждый раз по-новому. Кроме того, отечественные структуры технологического оборудования и ракетно-космических комплексов в целом не похожи на зарубежные.

Технологическое оборудование изменяется вместе с развитием ракетно-космического комплекса. Поэтому важно проследить тенденции развития технологического оборудования ракетно-космических комплексов.

2. Наземное проверочно-пусковое оборудование ракеты космического назначения

Наземное проверочно-пусковое оборудование предназначено для проведения проверок систем ракеты космического назначения на старте. Проведения предстартовой подготовки, контроля основных систем до отрыва изделия от стола, пуска изделия и проведения заключительных операций на стартовом комплексе после пуска.

Проверочно-пусковое оборудование включает в себя [2]:

– систему контроля заправки (для преобразования, отображения и документирования информации от бортовых датчиков, для формирования команд на автоматическое управление заправкой топливных баков ракеты-носителя и отмену пуска ракеты космического назначения при отклонении контролируемых параметров от допустимых значений);

– система контроля температуры (для измерения, индикации и документирования значений температуры в узлах и отсеках ракеты космического назначения, для выдачи сигналов «Не норма параметров СКТ» в наземный проверочно-пусковой комплекс для реализации циклограммы аварийного прекращения пуска при проведении работ по подготовке и проведению пуска);

– наземный проверочно-пусковой комплекс системы управления ракеты-носителя (для проведения испытаний и предстартовой подготовки системы управления ракеты-носителя);

– систему автоматизированного дистанционного управления пневмогидравлической системы ракеты-носителя (для управления элементами пневмогидравлической системы ракеты космического назначения при стыковке (расстыковке) заправочных коммуникаций, заправке (сливе) компонентами топлива и сжатыми газами, для контроля за состоянием ее элементов и узлов при нахождении ракеты космического назначения на стартовом комплексе);

– пульт командира (для выдачи необходимого набора команд, обеспечивающих руководителю работ функцию управления процессами предстартовой подготовки и пуска, а также для выдачи информации о ходе предстартовой подготовки, пуска и полета ракеты космического назначения);

– систему прицеливания (для прицеливания ракеты-носителя в заданную плоскость полета).

3. Структуры наземного проверочно-пускового оборудования

Наземное проверочно-пусковое оборудование первых ракет космического назначения, таких как «Восход» и «Восток», представляло набор аппаратуры для автономных испытаний различных подсистем ракеты [3]. Почти без изменений такая же структура наземного проверочно-пускового оборудования применялась и на ракете «Союз» (рис.1).

Она состоит из наземной кабельной сети, с помощью которой автономные системы проверки, подготовки и пуска подключаются к соответствующим системам ракеты космического назначения. С помощью этих автономных систем, операторы каждой системы проводят проверку исходного состояния подсистем ракеты после установки ее на стартовой позиции, а также осуществляют проверку подсистем и подготовку к пуску (включая ввод полетного задания и пуск изделия). Затем операторы проводят заключительные операции на наземном оборудовании.

Программы проверки, подготовки и пуска передаются операторам в виде инструкций на бумаге. Синхронизацию работы операторов осуществляют оператор подготовки и командир.

В дальнейшем проводились усовершенствования эргономики аппаратуры проверки, вводилась автоматизация отдельных измерительных систем и операций, выполняемых операторами, однако принципиально структура проверочно-пускового оборудования не менялась.

Однако наземное проверочно-пусковое оборудование ракеты «Протон К» отличается довольно высокой степенью автоматизации автономных испытаний отдельных систем изделия и особенно комплексных испытаний (рис. 2) [4]. Программы испытаний заложены в автоматике подсистем (автомата стабилизации, кажущейся скорости, тангажа, автоматике двигательной установки и разделения, главных распределителей) автономных и комплексных испытаний. Роль операторов при проведении испытаний сводится к контролю индикации прохождения команд.



Рис. 1. Структура наземного проверочно-пускового оборудования ракеты космического назначения «Союз»

Программы испытаний заложены в автоматике аппаратуры, а изменяемая часть программы представлена в виде механических кодирующих устройств.

Аппаратура автономных испытаний вынесена в отдельный комплекс, с помощью которого проводится первый этап испытаний ракеты космического назначения. Программы испытаний заложены в автоматике подсистем аппаратуры автономных испытаний: автомата стабилизации кажущейся скорости, автоматике двигателей установки и разделения, главных распределителей. К подстольному оборудованию относится аппаратура энергоснабжения и термостатирования, масштабирования РКС и релейной автоматике обеспечения подготовки и пуска. Ввод полетного задания и прицеливание осуществляется с пульта автономной подготовки командного пункта, а пуск производится с выносного командного пункта. Также на выносной командный пункт заведены команды готовности объекта и блокировки несанкционированного пуска.

Коренным образом структура наземного проверочно-пускового оборудования изменилась с появлением систем управления на основе бортовых цифровых комплексов (рис. 3) [4]. Такие изменения были обусловлены возможностями бортовых цифровых комплексов при организации самопроверок и достаточно глубокого самоконтроля ракеты, а также возможностью гибкой перестройки структуры системы управления ракеты в реальном масштабе времени и программ самоконтроля.



Рис. 2. Структура наземного проверочно-пускового оборудования ракеты «Протон К»

Структура наземного проверочно-пускового оборудования содержит в качестве центрального ядра цифровой вычислительный комплекс с устойчивыми связями с ракетой. Проверки и пуск ракеты осуществляются с помощью цифрового вычислительного комплекса с пульта оператора и пульта командира. Полетное задание вводится с блока ввода полетного задания, а питание подается через силовую релейную автоматику. Внутренний самоконтроль с помощью бортового цифрового вычислительного комплекса и использование цифрового вычислительного комплекса в структуре наземного проверочно-пускового оборудования позволяет значительно сократить время проверки, подготовки и пуска ракеты космического назначения. Также уменьшается влияние человеческого фактора и повышается надежность проведения операций подготовки и пуска.

Информация о ходе испытаний хранится на современных носителях и выводится на современные устройства отображения информации.



Рис. 3. Структура наземного проверочно-пускового оборудования современных ракет космического назначения

В последнее время были разработаны универсальные контрольно-измерительные комплексы для проверок единичных объектов входящих в состав ракеты космического назначения, предназначенные для проверок таких объектов в первую очередь на заводах-изготовителях, а затем уже и на стартовых комплексах.

Структура одного из первых контрольно-измерительных комплексов представлена на рис. 4.

Комплекс состоит из двух уровней – нижнего и верхнего. Нижний уровень представлен коммутатором и системой измерений и управления. Коммутатор функционально разделен на наборное коммутационное поле и поле релейной силовой коммутации. Система измерений состоит из набора измерительных модулей и модулей датчиков сигналов. На верхний уровень вынесены система управления, регистрации и индикации, блок разовых команд и система контроля и выдачи временных параметров.

Программа испытаний наносится на программную ленту и считывается программным устройством в темпе испытаний. Самими испытаниями управляет оператор с помощью системы управления верхнего уровня, системы управления нижнего уровня и коммутатора.

Дальнейшее развитие средств вычислительной техники позволило разработать универсальный контрольно-измерительный комплекс следующего поколения. По сравнению со структурой на рис. 4, на нижнем уровне изменились устройства связи с объектом.

Теперь они управляются через введенные на нижний и верхний уровни системы приема и передачи информации.

Коммутатор, выполненный в виде набора коммутационного поля и силовой релейный коммутатор функционально не изменились.



Рис. 4. Структура контрольно-измерительного комплекса

Верхний уровень, кроме системы приема и передачи информации, также включает цифровой вычислительный комплекс и оперативный пульт управления.

Заключение

Как видно из проведенного анализа структуры наземного проверочно-пускового оборудования определяются прежде всего структурой системы управления ракеты космического назначения и видоизменяются вместе с изменением ракет. Изменения, как правило, направлены на уменьшение влияния человеческого фактора путем автоматизации процессов проверки, подготовки и пуска. В результате чего происходит сокращение времени готовности к пуску и повышение надежности проведения всех операций.

Литература

1. Основы проектирования ракетно-космических комплексов: монография / Г.П. Бирюков, Б.К. Гранкин, В.В. Козлов, В.Н. Соловьев. – СПб.: Алфавит, 2002. – 320 с.

2. Козлов В.В. Основы проектирования ракетно-космических комплексов: монография / В.В. Козлов – СПб.: ВИКУ им. А.Ф. Можайского, 1999. – 366 с.

3. Теория и практика эксплуатации объектов космической инфраструктуры: монография: монография. Т. 1 / Н.Д. Аникейчик, О.А. Антропов, Л.Т. Баранов [и др.]. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006. – 400 с.

4. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: монография. Книга 1 / Под общ. ред. проф. И.В. Бармина. – М., 2005. – 283 с.

Поступила в редакцию 19.11.2010

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

СТРУКТУРИ ПЕРЕВІРОЧНО-ПУСКОВОГО ОБЛАДНАННЯ
РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ

К.В. Безручко, А.О. Давидов, Л.Ю. Сабодош, В.М. Свищ, А.А. Харченко, С.Я. Яценко

Розглянуто структуру ракетно-космічного комплексу. Відзначено наявність у складі ракетно-космічних комплексів таких технічних засобів, як технологічне обладнання та технічні системи. Позначено місце технологічного обладнання в структурі ракетно-космічного комплексу. Розглянуто призначення, склад та структури однієї з головних складових технологічного обладнання ракетно-космічних комплексів – наземного перевірочно-пускового обладнання. Приведені структури наглядно показують тенденції розвитку та зміни схем компонування наземного перевірочно-пускового обладнання із часом та розвитком науки та техніки.

Ключові слова: ракета космічного призначення, технологічне обладнання, перевірочно-пускове обладнання, космодром, стартовий комплекс, ракета-носій, космічний апарат.

STRUCTURES OF VERIFICATION-STARTING EQUIPMENT
OF SPACE-ROCKET COMPLEXES

K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, L.J. Sabadosh, V.M. Svisch, A.A. Kharchenko, S.J. Jacenko

The structure of space-rocket complex is considered. The such technology, as a technological equipment and technical systems is marked in composition the space-rocket complexes. The place of technological equipment is marked in the structure of space-rocket complex. The composition and one structure of main constituents of technological equipment of space-rocket complexes is considered – terrestrial verification-starting equipment. The given structures evidently show progress trends and change of charts of arrangement of terrestrial verification-starting equipment in time and by development of science and technique.

Keywords: rocket of the space setting, technological equipment, verification-starting equipment, spaceport, launching site, launcher, spacecraft.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., проректор по научно-педагогической работе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: khai@ai.kharkov.ua.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, докторант кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Сабодош Любомир Юрьевич – Генеральный директор Государственного научно-производственного предприятия «Объединение Коммунар», Харьков, Украина.

Свищ Владимир Митрофанович – д-р техн. наук, проф. кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Харченко Андрей Анатольевич – научный сотрудник кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Яценко Сергей Яковлевич – генеральный конструктор Научно-технического специального конструкторского бюро "Полисивит" Государственного научно-производственного предприятия «Объединение Коммунар», Харьков, Украина.

УДК 629.7.085

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

ОПТИМИЗАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМАТИЧЕСКОГО ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Изложены способы усовершенствования рабочего процесса пневматического пускового устройства легкого беспилотного летательного аппарата (БЛА) за счет изменения закона распределения тягового усилия. В результате нескольких итераций оптимизационного процесса получена геометрия копира, обеспечивающего постоянную перегрузку при движении БЛА по направляющей. Получена кривая тормозного участка копира для безударной остановки тележек в крайней мертвой точке. Представлены динамические характеристики наземной пневматической катапульты с трансмиссией на основе вариатора копирного типа.

Ключевые слова: пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, пневмопривод, копир, оптимизация характеристик рабочего процесса.

Введение

Любая проектная задача в принципе предполагает какие-либо формы оптимизации рабочего процесса соответствующих объектов техники. Сложившиеся в области легких беспилотных авиационных комплексов (БАК) стереотипы характеризуются неравноценностью проектной проработки основных элементов, не адекватной их значимости в составе данной технической системы в целом. Так, например, широко распространенные пневматические пусковые устройства (ПУ) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) имеют сходные конструктивные решения и, вследствие этого – аналогичные недостатки. Известно [1], тем не менее, что постоянное передаточное отношение в трансмиссии пневматических катапульт не отвечает условию получения благоприятных стартовых характеристик БЛА. Фактически наблюдается два заброса усилия в момент отражения от поршня волны сжатия, а затем его постепенное торможение до следующего прихода волны. Первый пик давления имеет место при впрыске сжатого воздуха в рабочий цилиндр, а второй – при достижении поршнем крайнего верхнего положения вследствие его замедления. Между двумя указанными моментами наблюдается вялое заполнение камеры газом без образования волн высокой интенсивности. Согласно классификации [2], такой закон распределения тягового усилия относится к регрессивному, не отличающемуся высокой эффективностью. Его основной недостаток заключается в резком падении перегрузки на некотором участке направляющей, что влечет необходимость

увеличения ее длины с целью получения заданных динамических характеристик БЛА при старте.

В рамках обозначенной проблематики предложен подход к проектированию, обеспечивающий на оптимизацию динамических характеристик наземной ПУ (НПУ) пневматического типа.

Принцип действия вариатора

Для постановки задачи оптимизации необходимо выбрать комплексный критерий качества объекта проектирования, зависящий от основных варьируемых параметров, который должен достигать экстремального значения. Применительно к НПУ, целью оптимального проектирования является придание БЛА необходимой скорости схода при допустимых значениях стартовой перегрузки на наименьшей длине направляющей. Наиболее эффективный режим разгона БЛА реализуется при постоянном значении перегрузки. Поэтому в качестве целевой функции выбирают максимальную скорость движения БЛА по направляющей, соответствующую постоянному значению стартовой перегрузки.

Примером успешного решения проблемы обеспечения постоянного закона тягового усилия является принцип действия пневматической катапульты фирмы Boeing (рис. 1) для запуска легкого БЛА Scan Eagle [3] с переменным передаточным числом трансмиссии. В основе данной конструкции, кроме стандартного набора конструктивных элементов НПУ (пневмопривод, гибкая трансмиссия – полиспаг, направляющая и стартовая тележка) используется вариатор копирного типа.

Копир представляет собой дополнительную направляющую с фасонным профилем [3], которая позволяет за счет сокращения длины троса воспроизводить необходимый закон движения БЛА по основной направляющей. Подобное усовершенствование конструкции обеспечивает плавную передачу усилия от привода к стартовой тележке БЛА, минуя резкие скачки и «провалы» давления в расширительной камере.



Рис. 1 Пневматическая катапульта фирмы Boeing с вариатором копириного типа для запуска БЛА ScanEagle

Кинематика рассматриваемой в исследовании катапульти восстановлена на основании реконструкции кинематической схемы НПУ фирмы Boeing [3]. С целью получения геометрии копира, соответствующей постоянному закону распределения усилия пневматической катапульти F , передающегося на основную стартовую тележку, запишем уравнение динамики трансмиссии. При его составлении воспользуемся уравнением Лагранжа II рода, а также будем задаваться известной величиной угла наклона копира $\alpha = \alpha(t)$. Дифференциальное уравнение, описывающее движение подвижных частей катапульти имеет вид:

$$c_1(\alpha)\ddot{s} + c_2(\alpha)\dot{s} + c_3(\alpha)s = c_4(\alpha, F), \quad (1)$$

где $c_1(\alpha)$, $c_2(\alpha)$, $c_3(\alpha)$, $c_4(\alpha, F)$ – известные функции геометрических, инерционных и динамических характеристик подвижных звеньев НПУ.

Последующая замена перемещения $s = e^{ct}$, скорости $\dot{s} = ce^{ct}$ и ускорения поршня $\ddot{s} = c^2e^{ct}$ позволяет преобразовать выражение (1) к квадратному уравнению:

$$c_1(\alpha)c^2 + c_2(\alpha)c + c_3(\alpha) - c_4(\alpha, F) = 0, \quad (2)$$

где c – константа; t – время.

Определяемое на основании (2) положение подвижных частей катапульти является условием

сопряжения с газотермодинамической составляющей комплексно-сопряженной модели НПУ [4–6].

Постановка задачи оптимизации

Решение уравнения (2) при постоянном значении угла наклона копира, равного 0° , позволяет получить штатный режим работы катапульти (без использования устройств, компенсирующих падение перегрузки), идентичный [4]. Данное решение следует рассматривать в качестве нулевой итерации и использовать для подтверждения достоверности результатов их корреляцией с данными натурального эксперимента.

Для полученного таким путем закона распределения тягового усилия, проведем среднюю линию из условия равенства площадей суммарного импульса относительно прямой (рис. 2). Для достижения усредненного значения силы тяги привода в каждый момент времени работы катапульти введем в пространстве p функций F и τ_k (где τ_k – время работы НПУ) норму среднего суммарного импульса усилия привода:

$$\|\bar{F}\tau_k\| = |\bar{F}|\tau_k. \quad (3)$$

По аналогии с (1) вводится норма неравновесного состояния импульса усилия привода:

$$\|(F_{\pm} - \bar{F})\Delta\tau_k\| = |F_{\pm} - \bar{F}|\Delta\tau_k, \quad (4)$$

где $\Delta\tau_k$ – интервал постоянства знака.

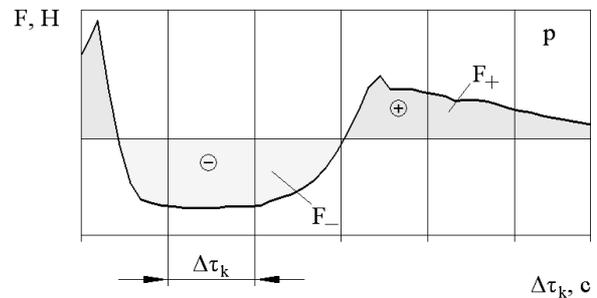


Рис. 1. Нормирование тягового усилия НПУ для постоянного угла наклона копира $\alpha = 0^\circ$

Каждая последующая итерация имеет целью сокращение значений неравновесного суммарного импульса усилия привода $F_{\pm}\Delta\tau_k$ по отношению к предыдущему. Отсюда условие сходимости итерационного процесса запишется в следующем виде:

$$\varepsilon = \frac{\sum \|(F_{\pm} - \bar{F})\Delta\tau_k\|}{\|\bar{F}\tau_k\|} \leq \varepsilon_3, \quad (5)$$

где $\varepsilon_3 \rightarrow 0$ – заданный допуск неравномерности усилия.

В качестве компромисса между приемлемой точностью вычислений и расчетным временем, в ка-

честве величины допуска ε_3 примем значение стартовой перегрузки, отвечающее равнозамедленному движению БЛА $>0,1 g$.

Очередное распределение тяги привода (n -тая итерация) катапульты служит основанием для получения геометрии копира, позволяющего найти следующую закон усилия ($n+1$ итерация) и т.д.

Для нахождения углов наклона касательной к копиру α , соответствующих постоянному значению перегрузки при заданном законе усилия, воспользуемся уравнением (1). Значения перемещения s , скорости \dot{s} и ускорения \ddot{s} поршня получим исходя из условия обеспечения постоянной эталонной перегрузки $n_x = 3 g$. При последующих итерациях ($n > 1$) в качестве задаваемой перегрузки выбирается сумма эталонной и недостающей до нее перегрузки, полученной в предыдущей итерации $n-1$.

Алгоритм численного решения уравнения (2) основывается на итерационном принципе, согласно которому i -тая компонента $(k+1)$ -го приближения вычисляется по формуле:

$$\alpha_i^{(k+1)} = \sum_{j=1}^{i-1} c_{ij} \alpha_j^{(k+1)} + \sum_{j=1}^n c_{ij} \alpha_j^{(k)} + d_i, \quad i=1, n. \quad (6)$$

где c_{ij} – нелинейные коэффициенты уравнения (2); $d_i = \alpha^{(0)}$ – начальное приближение.

В конце каждого итерационного шага уточняется динамика НПУ путем ввода в модель [1] значений $\alpha^{(k+1)}$. В предположении регулярного характера сходимости процесса вычислений в качестве условия завершения итераций принимается:

$$\|\alpha^{(k+1)} - \alpha^{(k)}\| \leq \varepsilon, \quad (7)$$

где $\varepsilon = 10^{-3}$ – точность, целесообразно оправданная погрешностью механической обработки копира.

Таким образом, оптимизационный процесс нахождения геометрии вариатора для постоянного закона стартовой перегрузки сводится к пошаговой декомпозиции на основе комплексно-сопряженной газотермодинамической и механической модели НПУ [1] для отыскания уточненного профиля копира на протяжении одной итерации.

Результаты исследований

Ниже представлена динамика изменения основных характеристики катапульты (рис. 3 – 5), а также геометрия вариатора (рис. 6), для каждой из итераций процесса оптимизации. Пунктирной линией указаны характеристики при постоянном $\alpha = 0^\circ$.

Изменение передаточного числа трансмиссии не вносит значительных качественных изменений в закон распределения тягового усилия системы стар-

та (рис. 3), т.е. основное воздействие вариатор оказывает не на работу пневмопривода, а на динамические характеристики стартовой тележки с БЛА. Впрочем установлено, что каждое последующее изменение формы копира приводит к увеличению временного промежутка между забросами давления в связи с уменьшением нагрузки на привод. По этой причине последнее приближение формы вариатора приводит к полному исчезновению второго пика давления. Следовательно, пневматические катапульты с вариаторами копирного типа могут работать при пониженных уровнях рабочих давлений.

Значительно влияние на стартовую перегрузку (рис. 4) оказывают даже самые незначительные изменения в геометрии копира. Но связи с тем, что проектирование копира осуществляется из условия обеспечения неразрывности кинематических связей, его форма не должна иметь резких переходов. По этой причине, получить абсолютно линейный характер перегрузки не представляется возможным. Незначительные колебания перегрузки в пределах $0,2 g$ считаются допустимыми, как они не оказывающие существенного влияния на динамические характеристики.

Как видно из рис. 5, введение копира радикально меняет характер набора скорости БЛА при разгоне. В конечном итоге закон изменения скорости становится практически линейным. При сходе с направляющей скорость БЛА увеличивается на 10 м/с. Таким образом, копир позволяет укоротить участок разгона более чем на 1 м при неизменной скорости схода.

Конечная форма копира (рис. 6), несмотря на отчетливо выраженные перепады давления в расширительной машине пневмопривода НПУ, имеет плавные линии без резких переходов, что позволяет избежать заклинивания или нарушения кинематических связей дополнительной тележки при движении по направляющей копира. Установлено, что каждое последующее приближение не приводит к резким изменениям геометрии вариатора. Из этого следуют повышенные требования к точности обработки направляющей копира, так как даже небольшие изменения угла наклона вызывают значительные отклонения динамических характеристик от расчетных.

Разъединение гибкой кинематической связи между двумя автономно движущимися тележками конструктивно трудно реализуется. Отказ от сброса тележек по окончании работы НПУ требует использования тормозного участка на направляющей и копира соответственно. Уменьшения длины тормозного участка, предшествующего в передней мертвой точке, можно добиться наращиванием дополнительного профиля копира, обеспечивающего равнозамедленное движение тележек после схода БЛА.

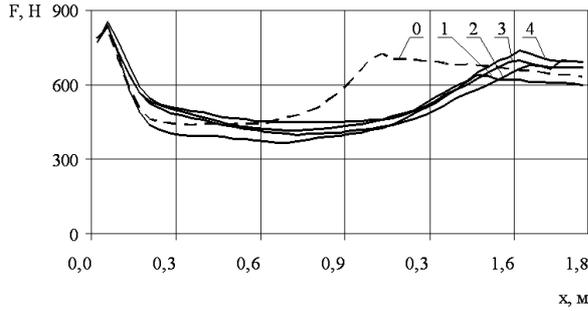


Рис. 3. Законы распределения тягового усилия при различных формах копира

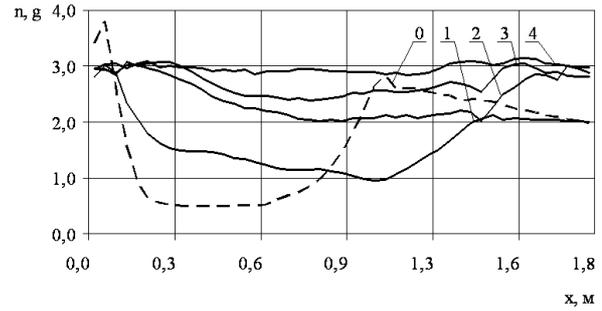


Рис. 4. Стартовая перегрузка

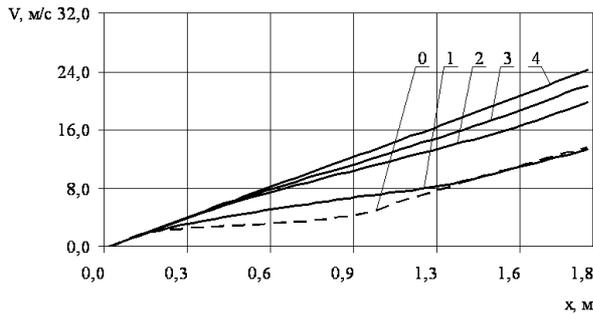


Рис. 5. Изменение скорости БЛА при движении по направляющей

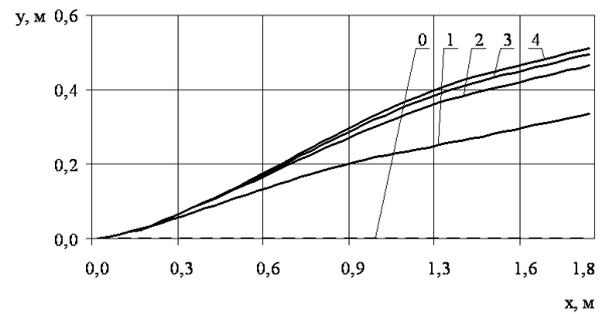


Рис. 6. Геометрия копира при различных итерациях

Соответствующий участок копира, может быть спрофилирован путем решения уравнения динамики трансмиссии, составленного аналогично (1) на основании уравнения Лагранжа II рода при условии сокращения стартовой перегрузки до нулевого значения по линейному закону.

На рис. 7 представлена окончательная форма копира для решения двух важных проектных задач:

- обеспечения наилучших динамических характеристик БЛА;
- реализации безударной остановки тележки.

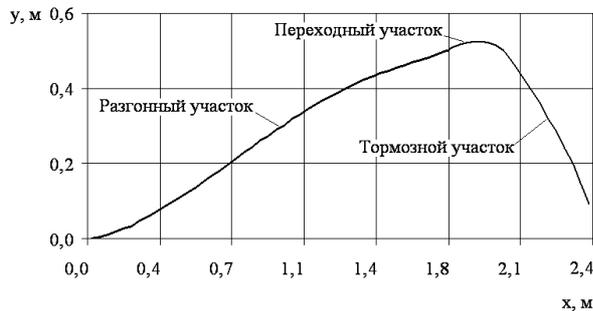


Рис. 7. Профиль вариатора копирного типа для реализации оптимального разгона БЛА и безударной остановки тележки

Заключение

Трансмиссии с вариатором копирного типа обеспечивают возможность настройки катапульты

на требуемый закон перегрузки без изменения конструкции расширительной машины и сглаживания забросов тягового усилия. Это позволяет сделать соизмеримыми значения перегрузки в момент старта и в свободном полете.

В результате устраняется необходимость применения БРЭО в дорогостоящем ударо-виброзащитном исполнении.

В приведенном примере необходимая скорость ввода в полет БЛА (24 м/с) придается на стартовом участке меньшей длины (2 м), т.е. укороченном на 1 м (1/3). В свою очередь, отказ от сброса стартовой тележки требует введения дополнительного тормозного участка (0,4 м). В связи с этим заметного сокращения длины направляющей не наблюдается. Тем не менее, в целом совершенство катапульты значительно повышается по причине улучшения динамических характеристик и условий эксплуатации ввиду исключения сектора безопасности в зоне падения стартовой тележки.

Вышеуказанные возможности подразумевают наличие специальных методов проектирования, базирующихся на достижениях в области информационных технологий. Предложенный метод разработки пневматических НПУ с вариаторами копирного типа в составе полиспадной трансмиссии позволяет получить оптимальные динамические характеристики фазы старта БЛА и реализуется ПЭВМ ординарного класса.

Литература

1. Авилов И.С. Комплексно-сопряженная модель пневматического наземного пускового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 5 (72). – С. 19-23.
2. Серeda В.А. Классификация законов распределения тягового усилия наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов / В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 4 (71). – С. 63-66.
3. Сведения о НПУ для БЛА «Scan Eagle» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.boeing.com/defense-space/military/scaneagle/index.html>.
4. Авилов И.С. Комплексно-сопряженная модель инерционного стартового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 5-8.
5. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.
6. Серeda В.О. Метод формування вигляду наземних пускових пристроїв безпілотних літальних апаратів: Автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.06 / В.О. Серeda / Нац. аерокосм. ун-т ім. М.С. Жуковського: Х. – 2009. – 20 с. – укр.
7. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15-19.

Поступила в редакцию 10.11.2010

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

ОПТИМІЗАЦІЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМАТИЧНОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО ПРИСТРОЮ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

І.С. Авілов, В.О. Серeda

Викладено способи вдосконалення робочого процесу пневматичного пускового пристрою легкого безпілотного літального апарату (БЛА) за рахунок змінення закону розподілення тягового зусилля. Внаслідок декількох ітерацій оптимізаційного процесу отримано геометрію копіру, який забезпечує постійне перевантаження при русі БЛА по напрямній. Отримана крива тормозної ділянки копіру для безударної зупинки візків у крайній мертвій точці. Представлено динамічні характеристики наземної пневматичної катапульти з трансмісією на основі варіатора копірного типу.

Ключові слова: пусковий пристрій, безпілотний літальний апарат, пневмопривід, копір, оптимізація характеристик робочого процесу.

OPTIMIZATION OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF PNEUMATIC GROUND LAUNCHING DEVICE OF UNMANNED AERIAL VEHICLE

I.S. Avilov, V.O. Sereda

Ways of improvement of working process of a pneumatic launching device unmanned aerial vehicle (UAV) are stated due to change of the law of distribution of traction effort. As a result of several iterations of optimization process the geometry guide block is received, providing a constant overload at movement UAV on guiding. The curve of a brake site guide block for a unaccented stop of trolley in an extreme dead point is received. Dynamic characteristics of a ground pneumatic catapult with transmission are submitted on the basis of a variator guide block type.

Key words: launching device, unmanned aerial vehicle, air-powered drive, guide block, optimization of characteristics of working process.

Авилов Игорь Сергеевич – директор, главный конструктор ООО «Научно-промышленные системы» КБ «Взлет», Харьков, Украина, e-mail: Kbvzlet@mail.ru.

Серeda Владислав Александрович – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 629.735.33

В.Ю. СИЛЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ

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

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проведена обработка экспериментальных данных огневых испытаний опытного образца пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД). Построены гистограммы значений основных параметров двигателя, а также их кривые нормального распределения. Получены значения минимального удельного расхода и максимальной тяги для различных конфигураций двигателя. Полученные путем статистической обработки данные служат основой для определения основных характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА). Для заданных скорости полёта и условной дальности составлены ТТХ БЛА схемы «утка».

Ключевые слова: пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, обработка экспериментальных данных, механический клапан, беспилотный летательный аппарат, гистограмма, нормальное распределение, минимальный удельный расход.

Введение

Функциональные возможности двигательной установки (ДУ) не только решающим образом определяют характеристики летательного аппарата (ЛА), но и являются основанием для формирования рационального облика воздушной транспортной системы (ТС) «планер + ДУ». В настоящей статье на примере «нестандартной» задачи проектирования комплекса с легким беспилотным ЛА (БЛА), оснащенного ПуВРД малой тяги (МТ), представлены технология и результаты огневых испытаний двигателя данного типа, проведенных в интересах формирования облика соответствующей ТС. Технология опережающих численных исследований рабочего процесса в ПуВРД МТ, применявшаяся на более ранних этапах проектирования, представлена в [1].

Условия проведения огневых испытаний ПуВРД

Главная цель огневых испытаний состояла в надежном получении основных характеристик рабочего процесса в ПуВРД МТ – тяги и расхода горючего в диапазоне устойчивых режимов, как доминирующих факторов, определяющих решение задачи о формировании облика ТС. Целесообразный уровень требований к ресурсу двигателя вытекает из общепринятых представлений о живучести возвращаемого БЛА, достаточной для совершения 5 полетных циклов, в связи с чем технологии ускоренных испытаний в данном случае лишены актуальности. Структура измерительной системы огневого стенда представлена на рис. 1.

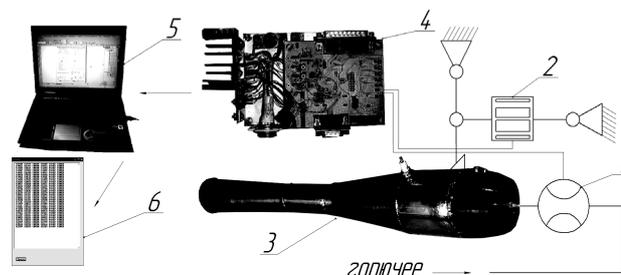


Рис. 1. Стендовая система регистрации параметров рабочего процесса ПуВРД

Датчик измерения тяги (поз. 2) конструктивно выполнен из тонкостенной трубки с наклеенными на неё плёночными тензометрическими сопротивлениями, соединёнными по мостовой схеме. В зависимости от продольной нагрузки на трубку, изменяется её длина и сопротивление рабочих тензорезисторов, образуется ток дисбаланса. Сигнал с датчика приходит на усилитель и далее на АЦП компьютера (поз. 4), затем происходит его регистрация и визуализация на ЭВМ (поз. 5,6).

Измерение расхода горючего осуществляется путём измерения перепада давления на дроссельной шайбе (поз. 1). Чувствительным элементом дифференциального датчика является гибкая мембрана, которая механически связана с потенциометром. Полученный сигнал посредством АЦП регистрируется и визуализируется на ПК.

При расшифровке и обработке экспериментальных данных параллельно производилось вычисление удельного расхода ($Q_{уд}$), поиск минимального $Q_{уд}$ за эксперимент, и нахождение значений тяги при $Q_{уд. мин}$.

Обработка данных огневых испытаний

Масштабный фактор, определяющий ожидаемый уровень силы тяги объекта исследований, показан на рис. 2.

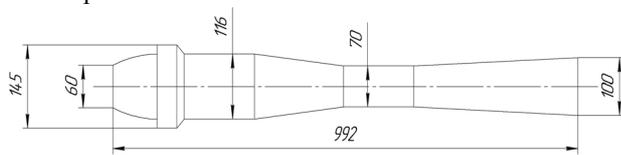
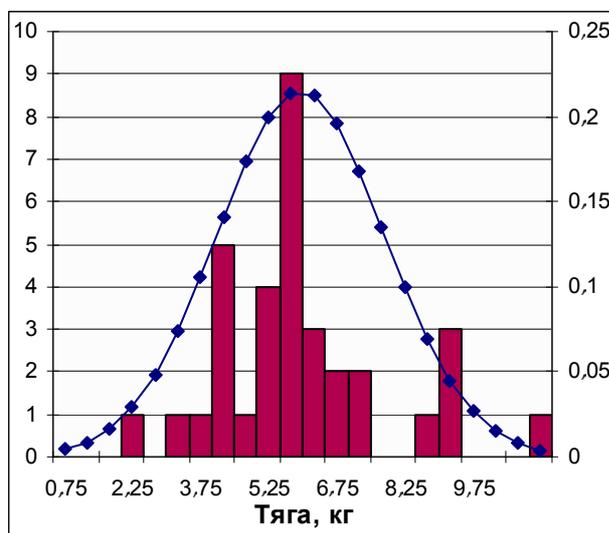


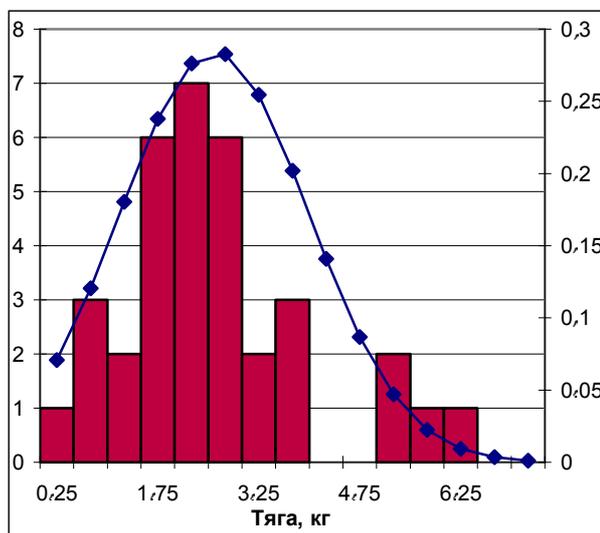
Рис. 2. Эскиз опытного ПувРД МТ

Путем обработки экспериментальных данных были построены гистограммы максимальной и минимальной тяги, а также их кривые нормального распределения (рис. 3).

В каждом запуске определялось значение минимального удельного расхода (рис. 4) и значение соответствующей ему тяги.



а



б

Рис. 3. Гистограммы значений максимальной и минимальной тяги и их кривые нормального распределения

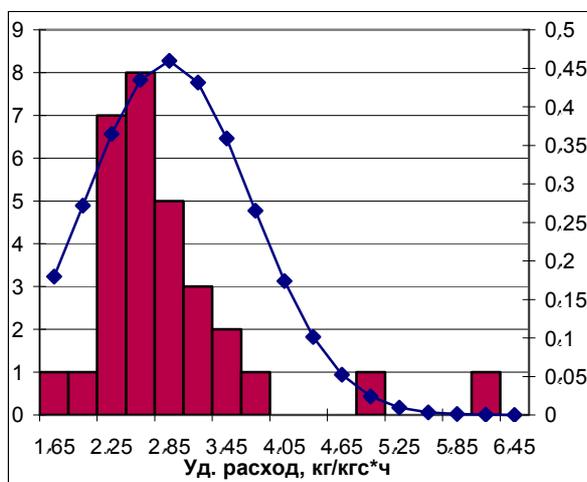


Рис. 4. Гистограмма значений минимального удельного расхода и её кривая распределения

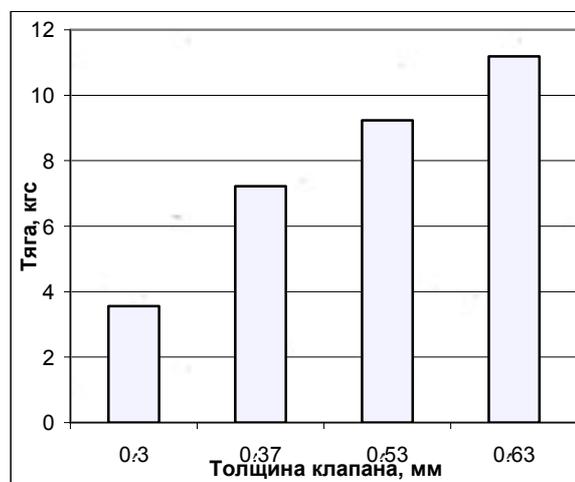


Рис. 5. Зависимость значения максимальной тяги от толщины клапана

На основании серии испытаний получена зависимость максимальной тяги от толщины клапана (рис. 5).

В результате статистической обработки массивов экспериментальных данных [2,3], получены математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение (табл. 1).

На рис. 6 показана зависимость максимальной тяги от удельного расхода для различных конфигураций мотора.

Исходя из полученного минимального удельного расхода, были выделены соответствующие ему значения тяги и расхода для различных конфигураций ПувРД (рис. 7).

Для установленного расхода – 11-12 кг/ч построена гистограмма (рис. 8), на которой отмечены значения максимальной тяги для различных конфигураций камеры сгорания при фиксированном положении дроссельного крана (расход соотв. $Q_{уд.мин.}$).

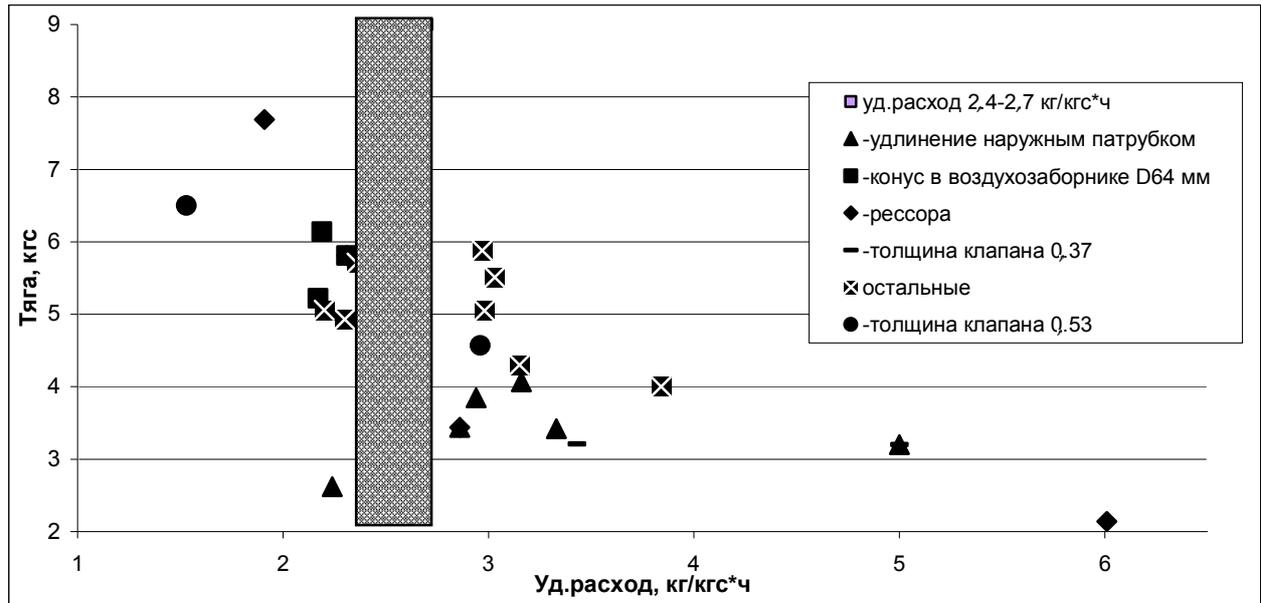


Рис. 6. Зависимость тяги от удельного расхода

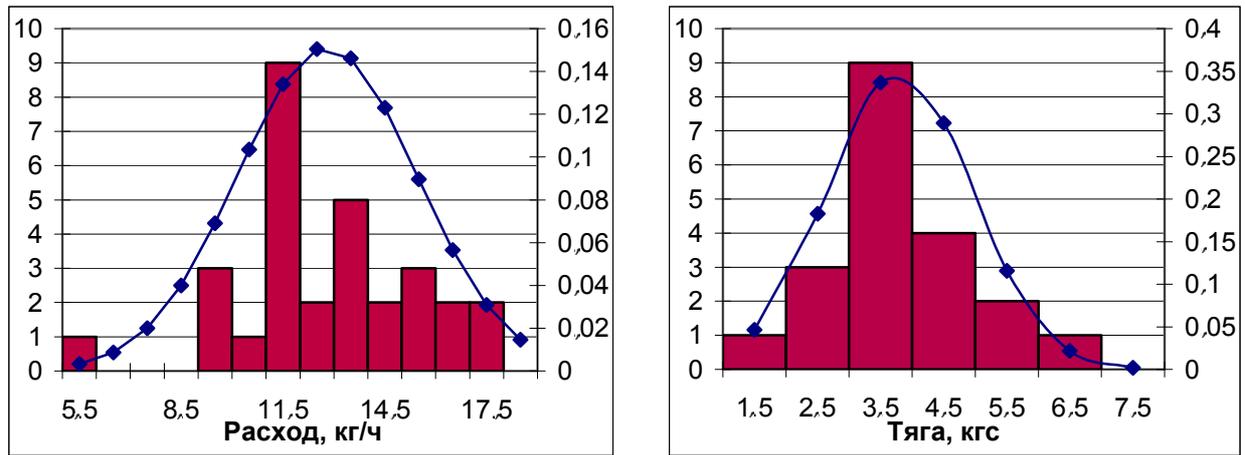


Рис. 7. Значения расхода при $Q_{уд.мин.}$ и тяги при расходе 11-12 кг/ч

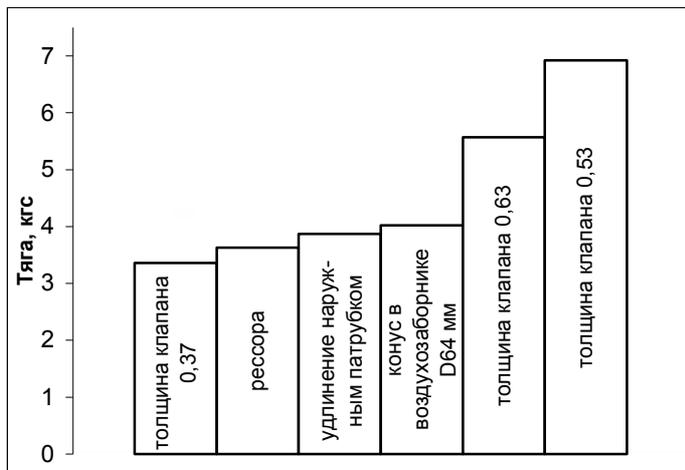


Рис. 8. Максимальные значения тяги при расходе горючего 11-12 кг/ч для различных конструктивных вариантов опытного образца

Таблица 1
Статистическая обработка результатов
огневых испытаний

ТТХ ПуВРД	Мат. ожидание	Ср.кв. отклонение
Максимальная тяга, кг	5,96	1,86
Минимальная тяга, кг	2,59	1,4
Минимальный уд. расход, кг/кгс*ч	2,84	0,88
Расход при $Q_{уд.мин.}$, кг/ч	12,89	2,64
Тяга при $Q_{уд.мин.}$, кгс	3,8	1,14

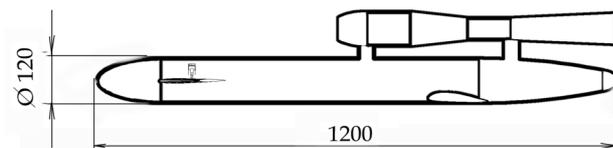
Формирование параметрического облика БЛА на основании результатов огневых испытаний ПуВРД

Полученные в результате статистической обработки массивов параметров рабочих режимов ПуВРД тяговые и расходные характеристики служат исходной базой для формирования основных ТТХ БЛА (параметрического облика, табл. 2).

Выбор аэродинамической схемы «утка» [4,5] (рис. 9, табл. 3-4) обусловлен стремлением к обеспечению повышенного запаса устойчивости при сходе с катапульты аппарата с относительно высокой нагрузкой на крыло.

Полученное значение минимальной тяги используется для обеспечения нахождения устойчивого режима работы двигателя на пусковом устройстве, т.е. при нулевой высоте и скорости. Тяга при минимальном удельном расходе определяет режим поддержания минимальной скорости БЛА, которая должна превышать скорость сваливания с заданным запасом.

Оценка качества принятых проектных



решений, как вполне приемлемых, в части параметрического облика аппарата вытекает из сопоставительного анализа ТТХ БЛА – аналогов с максимальной взлётной массой до 20 кг (табл. 5).

Таблица 2

Параметр	значение
Аэродинамическая схема	утка
Тип двигателя	ПуВРД
Горючее	бензин А-76..А-92
Тяга двигателя, кгс	стартовая
	крейсерская
Взлётная масса, кг	16,5
Скорость полёта, м/с	100
Запас топлива, кг	4,2
Масса полезной нагрузки, кг	1,6
Дальность полёта ¹⁾ , км	120

¹⁾- дальность полёта с максимальной скоростью без учета участков разгона и торможения

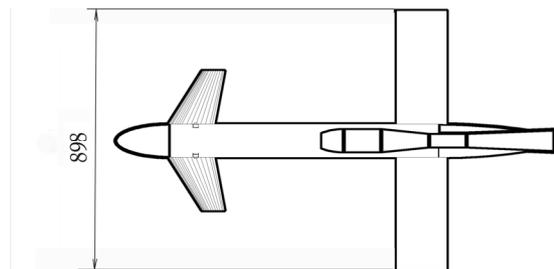


Рис. 9. Эскиз БЛА аэродинамической схемы «утка» с ПуВРД МТ

Таблица 3
Массовая сводка

Параметр	масса, кг
Взлётная масса	16,5
Масса топлива	4,2
Масса ДУ	1,5
Масса полезной нагрузки	1,6
Масса планера	6
Масса оборудования	3,2

Таблица 4
Дополнительные характеристики

Параметр	значение
Площадь крыла, м ²	0,095
Минимальная скорость полёта ²⁾ , м/с	35
Расход горючего, г/с	3,85

²⁾- скорость введения БЛА в полёт ускорителем или катапультным устройством

Характеристики некоторых ЛА БАК [7]

Таблица 5

Модель БЛА	Тип Д.У.	Взл. масса, кг	Скорость, м/с			Полезная нагрузка, кг	Тяга, Н	Время полёта, ч
			макс.	мин.	крейс.			
БЛА с ПуВРД	ПуВРД	16,5	35	100	1,6	58	0,3	
«ГранТ»	ПД	20	34	20	30	3	102	3
«Ремез А-3»	ПД	10	41	18	33	1,75	50	2
«Silver Fox»	ПД	12,2	29	17	20	1,8	63	8-10
«Scan Eagle»	ПД	18	32	22	26	6	143	1,6
«Skylite В»	ЭМ	12	28	19	23	3	7,7	1,5
«CL-18»	ПД	14	35	17	23	4,5	63	2
«CL-28»	ПД	18	44	22	27	5,5	50	3

Заключение

Полученные характеристики ДУ с ПуВРД позволяют сделать вывод о возможности создания всепогодной скоростной транспортной системы на основе легкого БЛА со стартовой массой не более 20 кг, т.е. превосходящей по важнейшим функциональным свойствам – помехозащищенности и оперативности существующие аналоги в своем классе. Результаты соответствующего критериального анализа согласно [4 – 7] будут представлены в отдельной статье.

Литература

1. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4. – С. 118–121.
2. Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика / В.Е. Гмурман. – М.: Высшая школа, 1972. – 367 с.
3. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента: пер. с англ. / Х. Шенк. – М.: Мир, 1972. – 374 с.

4. Карташев А.С. Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата / А.С. Карташев // *Автомобильный транспорт*. – 2007. – Вып. 21. – С. 82–86.

5. Амброжевич А.В. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия / А.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиация и космонавтика*. – 2004. – Вып. 5 (13). – С. 54–58.

6. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15–19.

7. Карташев А.С. Формирование аэродинамического облика малоразмерного скоростного беспилотного летательного аппарата: дис. канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 05.12.2008; утв. 14.04.09 / Карташев Андрей Сергеевич. – Х., 2008. – 182 с.

Поступила в редакцию 10.10.2010

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

ФОРМУВАННЯ ВИГЛЯДУ ЛЕГКОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ СТЕНДОВИХ ІСПИТІВ ПУВРД

В.Ю. Сілевич, А.С. Карташев

Проведено обробку експериментальних даних вогневих іспитів дослідного зразка пульсуючого повітряно-реактивного двигуна (ПуВРД). Побудовані гістограми значень основних параметрів двигуна, а також їхні криві нормального розподілу. Отримано значення мінімальної питомої витрати пального і максимальної тяги для різних конфігурацій двигуна. Отримані шляхом статистичної обробки дані є основою для визначення основних характеристик безпілотного літального апарата (БЛА). Для заданих швидкості польоту й умовної дальності складені ТТХ БЛА схеми «утка».

Ключові слова: пульсуючий повітряно-реактивний двигун, обробка експериментальних даних, механічний клапан, безпілотний літальний апарат, гістограма, нормальний розподіл, мінімальна питома витрата.

THE SHAPE FORMING OF LIGHTWEIGHT UNMANNED AIRCRAFT ON THE BASIS OF DEVELOPMENT TESTING RESULTS

V. Y. Silevich, A.S. Kartashev

The processing of experimental data of exploratory sample of air pulse-jet engine fiery tests is realized. The bar charts of main parameters of the engine and their curves of normal distribution are constructed. The meaning of minimal unit discharge and maximal traction for various configuration of the engine are received. The data, received by statistical processing, form the basis of main characteristic of unmanned air vehicle (UAV). The tactic-technical-characteristics of UAV are preconceived for given velocity and conditional range

Key words: air pulse-jet engine, processing of experimental data, mechanical valve, unmanned aircraft, bar chart, normal distribution, minimal unit discharge.

Сілевич Владимир Юрьевич – аспирант кафедри ракетних двигателів, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: bob4ik84@mail.ru

Карташев Андрей Сергеевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедри ракетних двигателів, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: ankara@ukr.net

УДК 629.734

А.С. РАКОВ

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

НАСТРОЙКА ПАРАПЛАНА В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В статье описан процесс настройки новой модели парашюта в процессе летных испытаний на примере прототипа парашюта Discovery-4. Описаны параметры крыла, которые можно изменять непосредственно в процессе испытаний. Приведены описания летных тестов, выполняя которые, пилот оценивает необходимость изменения центровки или геометрической кривизны крыла. Данные о поведении прототипа парашюта Discovery-4 при различных настройках сведены в таблицу. По результатам испытаний сделан вывод о необходимости создания следующего прототипа с измененным профилем крыла.

Ключевые слова: парашют, классификация парашютов, испытания парашютов.

Введение

В авиации важнейшим этапом создания нового летательного аппарата являются летные испытания. При проектировании новой модели парашюта практически невозможно рассчитать уровень безопасности будущего аппарата, можно только примерно предположить этот уровень. Невозможно так же точно рассчитать центровку, необходимую для обеспечения заданного уровня безопасности парашюта. Проверить соответствие уровня безопасности заданному, окончательно настроить центровку крыла, можно в процессе первого этапа летных испытаний.

1. Классификация парашютов по классам безопасности

Современные парашюты делятся на пять классов по безопасности (подробно эта классификация описана в статье [1]) – А, В, С, D и Open-класс.

Мы рассмотрим процесс настройки парашюта на примере прототипа Discovery-4 (рис. 1), который должен соответствовать классу В - это парашюты с хорошей пассивной безопасностью и сопротивляющиеся выходу из нормального полета. Предназначены для всех пилотов, включая пилотов на всех стадиях обучения. Летные испытания проводятся по методике сертификации парашютов в системе EN [2]. В этой системе сертификации 24 летных теста. Пилот поочередно выполняет эти тесты и оценивает поведение крыла. Для первоначальной оценки уровня безопасности нового парашюта нет необходимости выполнять все 24 теста. Рассмотрим более детально процесс настройки парашюта. Основные геометрические параметры парашюта – такие как профили крыла, удлинение, арочность, длина строп, задаются в процессе проектирования и не могут

изменяться непосредственно в процессе летных испытаний. Однако, есть параметры, изменить которые можно - это центровка парашюта и геометрическая кривизна крыла. Эти параметры меняются путем замены части строп, либо даже завязывания узлов на некоторых стропях. Такую настройку не составляет проблем выполнять прямо в поле между полетами.



Рис.1. Прототип парашюта Discovery-4

2. Описание первого этапа летных испытаний парашюта

Первым шагом при испытаниях новой модели парашюта является измерение балансировочной скорости. По статистике [3], балансировочная скорость парашютов класса В составляет 36-38 км\ч, в отдельных случаях до 42 км\ч. При меньшей скорости сильно сужается диапазон погодных условий

(сила ветра), при которых парашан может летать, при большей – парашан становится некомфортным при взлете и посадке. Изменить балансировочную скорость можно, меняя центровку парашана. Центровка задается длинами строп при проектировании стропной системы, и может меняться в небольших пределах путем завязывания узлов на стропах нижнего яруса в полевых условиях. Если балансировочная скорость находится в указанных пределах, пилот переходит к следующему этапу испытаний – фронтальным складываниям. Пилот складывает всю переднюю кромку парашана, либо ее половину за первый ряд свободных концов и наблюдает за раскрытием купола. Для того, чтобы парашан соответствовал категории EN B, необходимо, чтобы купол наполнялся самостоятельно за время не более трех секунд (при симметричном складывании), угол разворота составлял не более 180 градусов и угол клева – не более 60 градусов (при асимметричном складывании). Если с фронтальными складываниями все в порядке, пилот проводит тест на выход с больших углов атаки – парашан тормозится затягиванием В-ряда строп до момента, когда траектория полета максимально приближается к вертикали (однако купол сохраняет форму), и затем пилот плавно отпускает В-ряд. Купол должен самостоятельно возвращаться к нормальному полету за время не более трех секунд. Если и этот тест проходит успешно, первый этап испытаний завершается – парашан считается настроенным по центровке. Пилот переходит к выполнению остальных тестов, однако мы не будем их рассматривать в данной статье.

3. Объект испытаний

Объект испытаний – третий прототип парашана Дискавери-4 предназначенный для замены морально устаревшего Дискавери-3. Площадь крыла прототипа 27 кв.м. Предыдущие два прототипа были изготовлены для отработки профиля крыла и представляли собой схожие парашаны с двумя различными профилями крыла. По результатам испытаний был выбран профиль S3-18, являющийся модификацией профиля парашана более высокого класса Скорпион-3. Семейство парашанов Дискавери предназначено для выпускников летных школ – это наиболее востребованные на рынке парашаны. Парашан Дискавери-3 был создан в 2005 году. Его устаревание в основном связано с появлением на рынке новых более легких и ресурсных тканей, более тонких строп (сопротивление строп составляет около 30% сопротивления всей системы пилот-парашан. На современном парашане установлено около 300 метров строп, поэтому уменьшение диаметра стропы при сохранении разрывной нагрузки

является важнейшим фактором развития конструкций парашанов. На спортивных моделях парашанов применяют безоплеточные стропы, однако их низкий ресурс – около 100 летных часов – неприемлем для послешкольного крыла.) Еще один фактор, приводящий к устареванию – накопление опыта проектирования новых моделей, приводящее к возможности создания парашана с более высокими летными характеристиками при сохранении высокого уровня безопасности, необходимого для послешкольного парашана.

4. Цель испытаний

Цель испытаний - на основе экспериментальных данных выбрать необходимую центровку и крутку крыла для соответствия парашана категории EN B. Измерить диапазон скоростей и оценить маневренность парашана для принятия решения о необходимости изготовления следующего прототипа. В случае принятия решения об изготовлении следующего прототипа, выработка требований к этому прототипу.

5. Условия испытаний и приборы

Испытания парашана представляют собой серию полетов. В каждом из полетов пилот выполняет определенные тесты либо замеряет определенные параметры (обычно горизонтальную и вертикальную скорости). По результатам полета могут вноситься изменения в стропную систему парашана, после чего тест повторяется для оценки влияния внесенного изменения. Испытания обязательно проводятся на максимальном и на минимальном полетном весе (для исследуемого прототипа Дискавери-4 это 80 и 100 кг).

Мы первоначально провели испытания и настройку парашана на максимальном весе, после чего были выполнены проверочные тесты с минимальным полетным весом. Полеты фиксируются на видеокамеру с земли для обеспечения возможности повторного просмотра и более точной оценки результатов полета. Скорость и вертикальная скорость измеряется с помощью прибора Flytec 4005 и датчика скорости – так называемой вертушки. Пилот передает значения скорости помощнику на земле с помощью радиостанции. В описываемой серии испытаний мы использовали радиостанции Yaesu VX6R, видеокамера Sony с 30-кратным зумом. Подъем парашана в воздух осуществлялся с помощью пассивной лебедки «малинка» изготовленной в Дельтапланерном клубе ХАИ. Высота затяжек составляла около 700м. Следует отметить, что большая высота затяжек необходима для обеспечения безопасности тест-пилота. Полеты производились в

нормальных атмосферных условиях, при 100-процентной облачности и силе ветра около 4 м/с. Такая погода позволяет минимизировать влияние

атмосферной турбулентности на результаты испытаний.

Результаты испытаний сведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты испытаний

Характеристики	Полёт 1	Полёт 2	Полёт 3	Полёт 4
Центровка в % центральной хорды	44	52	49	49
Крутка крыла, градусы	3	3	3	5
Балансировочная скорость, км\ч	40,5	36	38,5	38
Акселераторная скорость, км\ч	57	50	52,5	52
Поведение парашюта при симметричном фронтальном складывании	складывание происходит резко, купол после складывания уходит до 30 градусов назад и переходит в парашютирование. Раскрытие происходит только после вмешательства пилота;	складывание происходит мягко без значительного изменения тангажа, раскрытие самостоятельное, практически мгновенное, клевок вперед до 45 градусов.	раскрытие происходит самостоятельно за период времени не более 3-х секунд;	раскрытие происходит самостоятельно за период времени не более 3-х секунд;
Поведение парашюта при асимметричном фронтальном складывании 50% размаха	резкий разворот до 270 градусов, клевок вперед 45-60 градусов. Сложенная часть открывается неохотно;	парашют складывается неохотно, разворот после складывания около 90 градусов, клевок вперед до 45 градусов;	разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов;	разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов;
Поведение парашюта при асимметричном фронтальном складывании 75% размаха	очень резкий разворот до 360 градусов, клевок вперед 45-60 градусов. Сложенная часть открывается неохотно;	парашют складывается неохотно, разворот после складывания 90-180 градусов, клевок вперед до 45 градусов;	разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов;	разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов;
Поведение парашюта при асимметричном фронтальном складывании 75% размаха на максимальной скорости	Не проводился	Не проводился	складывание происходит очень динамично, однако параметры раскрытия соответствуют категории EN B: разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов;	разворот до 180 градусов, клевок вперед до 60 градусов; поведение крыла мягче, чем в предыдущем варианте
Тест «выход с больших углов атаки»	Не проводился	парашют самостоятельно не выходит из парашютирования (режим, при котором горизонтальная скорость равна нулю, а вертикальная составляет 8-10 м/с). Выход происходит в течение 3-х секунд после вмешательства пилота.	парашют самостоятельно выходит с больших углов атаки, режим парашютирования не найден;	парашют самостоятельно выходит с больших углов атаки, режим парашютирования не найден;
Вывод	Необходима более задняя центровка	Необходима более передняя центровка	Необходимо увеличить крутку крыла	Поведение крыла соответствует категории EN B.

Выводы

По результатам испытаний выбрана центровка 49% (при первоначальной 44%) центральной хорды и геометрическая крутка (5 градусов на 20-й нервюре) крыла парaplана Дискавери 4 прото3-27. Эти параметры позволяют парaplану пройти летные тесты категории EN В. Значительное (около 20%) уменьшение количества строп, а так же их толщины и, как следствие, сопротивления стропной системы привело к чрезмерному увеличению балансирующей скорости парaplана. При этом крыло работает на невыгодном угле атаки и аэродинамическое качество снижается. Уменьшение же скорости путем увеличения угла атаки крыла (применения более задней центровки) не представляется возможным, так как парaplан перестает самостоятельно выходить с больших углов атаки. Выходом может служить применение других профилей крыла, либо

прочие меры, приводящие к самостоятельному выходу парaplана с больших углов атаки (изменение положения точек крепления строп, изменение формы крыла в плане). Принято решение об изготовлении следующего прототипа парaplана Дискавери-4 с модифицированным профилем крыла.

Литература

1. Раков А.С. Выбор основных геометрических параметров при проектировании парaplана / А.С. Раков / *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 5 (62). – С. 28–31.
2. Сайт компании Air Turquoise [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.para-test.com>.
3. Сайт P@r@2000. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.para2000.org>.

Поступила в редакцию 2.12.2010

Рецензент д-р техн. наук, проф., проректор по НИР ХАИ, заведующий кафедрой проектирования ракетно-космических аппаратов А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

НАСТРОЙКА ПАРАПЛАНА У ПРОЦЕСІ ЛЬОТНИХ ВИПРОБУВАНЬ

О.С. Раков

У статті описано процес налаштування нової моделі парaplана у процесі льотних випробувань на прикладі прототипу парaplана Дискавери-4. Описані параметри крила, які можна змінювати безпосередньо у процесі випробувань. Наведені описи льотних тестів, виконуючи які, пілот оцінює необхідність зміни центрування або геометричної крутки крила. Дані про поведінку прототипу парaplана Дискавери-4 при різних налаштуваннях зведені у таблицю. За результатами випробувань зроблено висновок про необхідність створення наступного прототипу із зміненням профілем крила.

Ключові слова: парaplан, класифікація парaplанів, сертифікація парaplанів.

SETTING UP THE PARAGLIDER DURING FLIGHT TESTS

A.S. Rakov

The article describes how to set up a new model of the paraglider during flight tests on the example of the prototype paraglider Discovery-4. Parameters of the wing that can be modified directly in the process of testing are described. Flight tests, making which, the pilot decides if it necessary to change settings of the paraglider, are described. Data about the behavior of the prototype paraglider Discovery-4, with different settings are brought to the table. According to the results of the tests the conclusion is made, that it is necessary to make the next prototype with modified airfoil.

Key words: paraglider, classification of paragliders, certification of paragliders.

Раков Алексей Сергеевич – инженер лаборатории ТТС, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.7.062

АЛЬ ДАХЕРИ АЛИ МОХАМЕД, В.М. ВАРТАНЯН

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

ОБЕСПЕЧЕНИЕ РОБАСТНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассматриваются варианты выбора компоновки беспилотного летательного аппарата, обеспечивающие статическую устойчивость в различных режимах полета с учетом изменения отдельных аэродинамических характеристик в ходе выполнения летного задания. Методологическая основа исследования сложных систем в работе – теория управления. Математический аппарат исследования включает анализ характеристического полинома, учитывающего различные режимы за счет интервальности его коэффициентов, полученных путем линеаризации системы нелинейных дифференциальных уравнений динамики беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, летные исследования, математическое моделирование режимов полета, робастная устойчивость.

Введение

При моделировании систем управления учет неопределенности всегда являлся одной из основных задач. Одна из первых моделей неопределенности была предложена в работах А.П. Лурье, М.А. Айзермана, Ф.Р. Гантмахера. Модели параметрической неопределенности в линейных системах появились позднее. Их систематическое изучение начал И. Горовиц. Важное направление в анализе неопределенности связано с моделью неизвестных, но ограниченных возмущений. Большой вклад в это направление внесли А.Б. Куржанский и Ф. Л. Черноусько.

Задачу об устойчивости интервального семейства полиномов впервые подробно рассмотрел S. Faedo. Однако он получил только достаточные условия робастной устойчивости, основанные на интервальном аналоге алгоритма Рауса. Более ранний результат по робастной устойчивости получили Л. Заде и Ч. Дезоер. Затем В.Л. Харитонов доказал критерий устойчивости интервального семейства полиномов, что являлось большим продвижением в этой области. Далее в этом направлении, в качестве наиболее известных результатов можно отметить графический критерий робастной устойчивости полиномов, доказанный в 1990 г. (Б.Т. Поляк, Я.З. Цыпкин).

Основными задачами робастной устойчивости, с одной стороны, являлось определение границ устойчивости в пространстве параметров системы (И.А. Вышнеградский), а с другой - получение оценок области асимптотической устойчивости расчет-

ных режимов исходных систем.

Исследование устойчивости систем управления при наличии неопределенности в пространстве параметров является весьма важным и актуальным направлением научных исследований, т.к. позволяет на этапе проектирования определить, является ли устойчивым весь класс рассматриваемых систем. Это позволяет обеспечить безопасное функционирование управляемого объекта, несмотря на то, что в процессе изготовления и эксплуатации его параметры хотя и могут отличаться от расчетных, но гарантировано будут отвечать устойчивому поведению этого объекта, т.к. они принадлежат области робастной устойчивости.

Постановка задачи

При принятии решений по управлению процессами часто возникает необходимость обеспечения попадания некоторых итоговых характеристик в заданный коридор с учетом возможных отклонений исходных параметров от заданных номинальных значений.

Классическая задача непосредственной проверки соответствия обычно недостаточна для анализа полиномиальных моделей, содержащих неопределенности. Диаграммы Вышнеградского, а позже подход, предложенный в работах Ю.И. Неймарка, привели к построению D-разбиения пространства параметров – выделению областей, отвечающих заданным требованиям [1]. Однако возможности подобного подхода ограничены двумерными сечениями пространства параметров. С другой стороны, воз-

ника современная теория робастной устойчивости, базирующаяся на теореме Харитонова [2]. Она исходит из представления о заданной области в пространстве параметров; задача заключается в проверке на соответствие всех моделей, соответствующим этим значениям параметров. Для простых областей (например, параллелепипеда или шара) существуют легко проверяемые критерии робастной устойчивости. Так, если параметры – коэффициенты полинома, а область – параллелепипед, то достаточно проверить гурвицевость четырех полиномов [2].

Учет возможности изменения первичных параметров под воздействием различных факторов при условии допустимости использования для анализа и синтеза полиномиальных моделей приводит к необходимости решения следующих задач:

1. Выбор значений параметров, обеспечивающих устойчивость в наиболее широком диапазоне изменения независимых параметров.

2. Определение максимальных значений допусков на независимые параметры управляемого процесса (интервалов изменения параметров), при произвольных значениях которых система сохраняла бы устойчивость.

Такие процессы в определенном смысле являются оптимальными по запасам устойчивости или робастными и могут быть классифицированы в зависимости от вида критерия оптимальности, использованного при синтезе на:

- оптимальные по запасу устойчивости,
- оптимальные по запасам на абсолютные изменения переменных параметров,
- оптимальные по запасам на относительные изменения переменных параметров.

Выбор критерия связан с причинами и характером изменения первичных параметров системы, что в свою очередь приводит к детерминированной или стохастической постановкам задач.

В первом случае предполагается, что рассматриваемые параметры могут быть любыми из диапазона их изменения, но фиксированными.

Во втором случае допускается, что при рассмотрении задачи обеспечения устойчивости исследуемые параметры могут одновременно принимать любые значения из некоторого диапазона и, в связи с этим, рассматриваются как интервальные числа.

Решение этих задач связано с получением областей устойчивости как всей совокупности возможных решений. Независимость изменений параметров друг от друга достигается аппроксимацией области устойчивости в m -мерном пространстве гиперпараллелепипедом, грани которого параллельны ортогональным сечениям пространственной области.

Существующие подходы к решению задачи для фиксированных параметров предполагают исполь-

зование нелинейного программирования, а для интервальных параметров – теоремы Харитонова [4, 5]. И в том и другом случае существенные трудности решения связаны со сложным характером зависимости между рассматриваемыми параметрами, что ограничивает возможности этих методов как в отношении числа рассматриваемых параметров, так и размерности задачи. Использование символьных уравнений границ области устойчивости позволяет получить новые эффективные решения поставленных задач.

В качестве методологической основы исследования сложных систем в работе используется классическая теория управления, которая включает в себя достаточно большое число методов анализа и синтеза различного класса. В современном состоянии она содержит ряд общих принципов, справедливых для любых управляемых систем и процессов.

Вопрос о возможности и целесообразности применения того или иного метода решается отдельно в каждом конкретном случае. В последнее время теория управления достигла уровня, когда вычислительные средства являются совершенно необходимым инструментом для исследования сложных систем.

Использование вычислительной техники дает возможность существенно расширить возможности и область применения существующих методов анализа и синтеза систем управления. Использование ЭВМ для выполнения символьных преобразований может существенно упростить проведение анализа и синтеза по линейным математическим моделям.

Выяснение зависимости устойчивости процессов от параметров линейной стационарной математической модели производится в два этапа. Первый заключается в получении условий устойчивости в аналитическом виде. Второй состоит в том, что на базе аналитического решения задач линейной алгебры выполняется символьно-численный расчет для разбиения пространства параметров линейной модели на области допустимого изменения первичных параметров.

Метод решения

В качестве математической модели динамики полета БЛА (беспилотного летательного аппарата) используется математическая модель движения, представленная в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений, наиболее полно описывающая его динамику при углах тангажа $\vartheta \neq 90^\circ$ [3].

Записанная для подвижной системы координат, связанной с БЛА, система нелинейных дифференциальных уравнений имеет следующий вид

$$\begin{aligned}
 m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_x V_z - \omega_x V_y\right) &= P \cos \varphi_{\text{об.}} - X - mg \sin \vartheta; \\
 m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) &= P \sin \varphi_{\text{об.}} + Y - mg \cos \vartheta \cos \gamma; \\
 m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) &= Z = mg \cos \vartheta \sin \gamma; \\
 I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y)\omega_x \omega_y + I_{xy}\omega_x \omega_z &= M_x; \\
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z)\omega_x \omega_z + I_{xy}\omega_y \omega_z &= M_y; \\
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_y \omega_x + I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z; \\
 \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\
 \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma; \\
 \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\
 \frac{dX_g}{dt} &= V_x \cos \vartheta \cos \psi - V_y \cdot (\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \\
 &\quad - \sin \gamma \sin \psi) + V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \\
 \frac{dH}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta; \\
 \frac{dZ_g}{dt} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \\
 &\quad + \sin \gamma \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi).
 \end{aligned}$$

Поскольку аэродинамические силы и моменты зависят от скорости полета, углов атаки и скольжения, то к системе уравнений следует добавить соотношения:

$$\begin{aligned}
 V &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \\
 \beta &= \arcsin \frac{V_z}{V}; \\
 \alpha &= \operatorname{arctg} \left(-\frac{V_y}{V_x} \right).
 \end{aligned}$$

Входящие в правые части системы дифференциальных уравнений коэффициенты аэродинамических сил и моментов в общем случае являются сложными функциями конфигурации летательного аппарата (компоновки, положения средств механизации и рулевых органов) и условий полета:

$$m_i = f \left(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_{\text{п.м.}}, \delta_{\text{д.м.}}, \dots, M, \operatorname{Re} \right), \quad (3)$$

где $M = \frac{V}{a}$ – число Маха;

a – скорость звука на высоте полета;

$\operatorname{Re} = \frac{V b_a}{\nu}$ – число Рейнольдса;

ν – кинетический коэффициент вязкости воздуха.

Выражения для правых частей системы дифференциальных уравнений (1) определялись следующими зависимостями, полученными на основании стандартных методик расчета и испытаний модели БЛА на автостенде:

$$X = \left(0,04 + 0,00011 \cdot \alpha + 0,00042 \cdot \alpha^2 + \right. \\
 \left. + 0,000015 \cdot \phi_B \right) \cdot q \cdot S;$$

$$Y = (0,34 + 0,0513 \cdot \alpha + 0,015 \cdot \phi_B) \cdot q \cdot S;$$

$$Z = (-0,0118 \cdot \beta) \cdot q \cdot S;$$

$$M_x = \left(-0,014 \cdot \beta - 0,00344 \cdot \phi_\vartheta - 0,001 \cdot \phi_H - \right. \\
 \left. - 0,6608 \cdot \bar{\omega}_x + 0,0529 \cdot \bar{\omega}_y \right) \cdot q \cdot S \cdot L;$$

$$M_y = \left(-0,0048 \cdot \beta - 0,003 \cdot \phi_H + 0,0639 \cdot \bar{\omega}_x - \right. \\
 \left. - 0,0484 \cdot \bar{\omega}_y \right) \cdot q \cdot S \cdot L;$$

$$M_z = \left(-0,0015 - 0,000422 \cdot \alpha + 0,0007 \cdot \phi_B - \right. \\
 \left. - 4,507 \cdot \bar{\omega}_z \right) \cdot q \cdot S \cdot b_a,$$

где $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x \cdot L}{2 \cdot V}$, $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot L}{2 \cdot V}$, $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z \cdot b_a}{V}$.

Анализ устойчивости, проводимый для различных режимов полета, приводит к рассмотрению большого комплекса линеаризованных моделей вида $x' = Ax + bu$, отличающийся значениями элементов матрицы A , имеющими достаточно сложную связь с конструктивными параметрами БЛА.

Если учесть, что переход с одного режима на другой так же связан с изменением значений элементов матрицы A , то приходим к необходимости анализа устойчивости БЛА по еще большему множеству линеаризованных моделей. Решением этой проблемы может являться рассмотрение элементов матрицы заданных в виде интервалов.

Рассмотрим задачу стабилизации объекта в условиях неопределенности параметров, используя его интервальное представление.

Постановку задачи сформулируем следующим образом. Для интервальной управляемой системы $x' = ([A]x + [B]K)x$, где x – вектор состояния, требуется найти:

– интервалы изменения первичных параметров для асимптотически устойчивого интервального полинома.

– диапазоны $a_i < a_i < \bar{a}_i$ ($i = \overline{1, n}$) коэффициентов характеристического полинома эквивалентной дискретной системы для интервальной матрицы непрерывной системы, гарантирующие системе устойчивость.

Назовем m -мерным робастным разбиением те области в пространстве m параметров изменяемой части системы, для которых сохраняется заданное число корней полинома в левой полуплоскости (внутри круга единичного радиуса) при любых значениях остальных параметров из некоторой заданной области R .

Обозначим:

- $[a] = [\underline{a}_{ij}, \bar{a}_{ij}], [a_{ij}] = [\underline{a}_{ij}, \bar{a}_{ij}]$ - интервальное число и элемент интервальной матрицы $[A]$;
- $B \in [A]$ - числовая матрица B принадлежит интервальной матрице $[A]$;
- $[b] \subseteq [a]$ - интервал $[b]$ содержится в интервале $[a]$;
- $\omega[a] = \bar{a} - \underline{a}, m[a] = (\underline{a} + \bar{a}) / 2$ - длина и центр интервала $[a]$.

Рассмотрим объект управления с динамикой, описываемой системой линейных дифференциальных уравнений

$$x' = Ax + bu, \quad (4)$$

где u - вектор входов.

$A = \| a_{ij} \|, B = \| b_{ik} \| - (n \times n), (n \times r)$ - матрицы, элементы которых неизвестны и могут быть любыми числами из интервалов

$$a_{ij} \in [\underline{a}_{ij}, \bar{a}_{ij}]; b_{ik} \in [\underline{b}_{ik}, \bar{b}_{ik}]; i, j = \overline{1, n}; k = \overline{1, r}. \quad (5)$$

Один из способов описания объекта с неопределенными параметрами - его символическая запись в виде линейной системы

$$x' = [A]x + [B]u \quad (6)$$

с интервальными матрицами $[A]$ и $[B]$. Элементы матриц $[A]$ и $[B]$ - интервальные числа, удовлетворяющие условиям (5).

Будем пользоваться следующими определениями. Интервальной динамической системой называется множество линейных стационарных систем

$$\{ x' = Ax + bu, A \in [A], B \in [B] \}. \quad (7)$$

Интервальная динамическая система устойчива, если устойчивой является каждая система из множества (4).

Интервальный полином

$$D(\lambda) = \lambda^n + \sum_{i=1}^n [\underline{a}_{n-i}, \bar{a}_{n-i}] \lambda^{n-i}, \quad (8)$$

$$\underline{a}_i < a_i < \bar{a}_i \quad (i = \overline{1, n}),$$

называется асимптотически устойчивым, если любой многочлен с числовыми коэффициентами $\underline{a}_i < a_i < \bar{a}_i \quad (i = \overline{1, n})$ асимптотически устойчив.

Одной из наиболее часто используемых математических моделей является характеристический многочлен, который называется гурвицевым, если его корни принадлежат левой полуплоскости комплексной переменной s для непрерывных систем и

кругу единичного радиуса комплексной переменной z для дискретных систем. Гурвицев многочлен наделен свойством асимптотической устойчивости, которое является грубым.

Количественный анализ грубости свойства асимптотической устойчивости гурвицева многочлена

$$d(\lambda) = \lambda^n + \sum_{i=1}^n a_{n-i} \lambda^{n-i}, a_i \in R^n \quad (9)$$

связан с конструированием интервального полинома

$$D(\lambda) = \lambda^n + \sum_{i=1}^n [\underline{a}_{n-i}, \bar{a}_{n-i}] \lambda^{n-i} \quad (10)$$

или полинома с коэффициентами, удовлетворяющими неравенству

$$\underline{a}_i < a_i < \bar{a}_i \quad (i = \overline{1, n}),$$

где $\underline{a}_i, \bar{a}_i$ обозначают соответственно нижнюю и верхнюю границы возможных вариаций коэффициента a_i .

Интервальный полином есть решение задачи определения вариаций коэффициентов характеристического многочлена, при которых он остается гурвицевым.

Необходимые и достаточные условия гурвицевости интервального полинома сформулированы В.Л. Харитоновым в виде гурвицевости следующих четырех полиномов:

$$\begin{aligned} d_1(\lambda) &= \bar{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \underline{a}_2 \lambda^2 + \underline{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots; \\ d_2(\lambda) &= \bar{a}_0 + \underline{a}_1 \lambda + \underline{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots; \\ d_3(\lambda) &= \underline{a}_0 + \underline{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \underline{a}_4 \lambda^4 + \dots; \\ d_4(\lambda) &= \underline{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \underline{a}_3 \lambda^3 + \underline{a}_4 \lambda^4 + \dots; \end{aligned} \quad (11)$$

Нахождение значений интервальных коэффициентов неоднозначно и затруднено тем, что на самом деле они взаимозависимы, связаны между собой.

Определим выполнение условий робастной устойчивости для заданных интервалов изменения элементов исходных матриц с учетом того, что

$$a_i = \alpha_i k_1 + \beta_i k_2 + \dots + \gamma_i, \quad (12)$$

$$\begin{aligned} &[\underline{a}_i, \bar{a}_i] = \\ &= [\alpha_i k_1 + \beta_i k_2 + \dots + \gamma_i, \alpha_i k_1 + \beta_i k_2 + \dots + \gamma_i] = \\ &= [\underline{\alpha}_i k_1 + \underline{\beta}_i k_2 + \dots + \underline{\gamma}_i, \bar{\alpha}_i k_1 + \bar{\beta}_i k_2 + \dots + \bar{\gamma}_i]. \end{aligned} \quad (13)$$

Для оценки меры робастной устойчивости зафиксируем все параметры k_i , кроме одного, например, для определенности k_1 . При этом $k_i = k_{in}, i \neq 1$.

С использованием алгебраических критериев устойчивости установим пределы изменения параметра $k_1, [k_{1н} - \Delta_n, k_{1н} + \Delta_n]$, для которых сохраняется устойчивость семейства интервальных полиномов. Тогда оценочные значения пределов изменения ко-

эффициентов характеристического полинома находят из следующих соотношений:

$$\begin{aligned} \bar{a}_i &= \bar{\alpha}_i \bar{k}_1 + \beta_1 k_{2H} + \dots + \gamma_i, \underline{a}_i = \\ &= \underline{\alpha}_i k_1 + \beta_1 k_{2H} + \dots + \gamma_i. \end{aligned} \quad (14)$$

С учетом (6) перепишем (4) в таком виде:

$$\begin{aligned} d_1(\lambda) &= \underline{\alpha}_0 k_1 + \beta_0 k_{2i} + \dots + \gamma_0 + \bar{\alpha}_1 k_1 + \beta_1 k_{2i} + \\ &+ \dots + \gamma_1 + \underline{\alpha}_2 k_1 \lambda^2 + \beta_2 k_{2i} \lambda^2 + \dots + \gamma_2 \lambda^2 + \\ &+ \underline{\alpha}_3 k_1 \lambda^3 + \beta_3 k_{2i} \lambda^3 + \dots + \gamma_3 \lambda^3 + \bar{\alpha}_4 k_1 \lambda^4 + \\ &+ \beta_4 k_{2i} \lambda^4 + \dots + \gamma_4 \lambda^4 + \dots ; \\ d_2(\lambda) &= \bar{\alpha}_0 k_1 + \beta_0 k_{2i} + \dots + \gamma_0 + \underline{\alpha}_1 k_1 \lambda + \\ &+ \beta_1 k_{2i} + \dots + \gamma_1 + \underline{\alpha}_2 k_1 \lambda^2 + \beta_2 k_{2i} \lambda^2 + \dots + \\ &+ \gamma_2 \lambda^2 + \bar{\alpha}_3 k_1 \lambda^3 + \beta_3 k_{2i} \lambda^3 + \dots + \gamma_3 \lambda^3 + \\ &+ \bar{\alpha}_4 k_1 \lambda^4 + \beta_4 k_{2i} \lambda^4 + \dots + \gamma_4 \lambda^4 + \dots ; \\ d_3(\lambda) &= \underline{\alpha}_0 k_1 + \beta_0 k_{2i} + \dots + \gamma_0 + \underline{\alpha}_1 k_1 \lambda + \\ &+ \beta_1 k_{2i} \lambda + \dots + \gamma_1 \lambda + \bar{\alpha}_2 k_1 \lambda^2 + \beta_2 k_{2i} \lambda^2 + \dots + \\ &+ \gamma_2 \lambda^2 + \underline{\alpha}_3 k_1 \lambda^3 + \beta_3 k_{2i} \lambda^3 + \dots + \gamma_3 \lambda^3 + \\ &+ \underline{\alpha}_4 k_1 \lambda^4 + \beta_4 k_{2i} \lambda^4 + \dots + \gamma_4 \lambda^4 + \dots ; \\ d_4(\lambda) &= \underline{\alpha}_0 k_1 + \beta_0 k_{2i} + \dots + \gamma_0 + \bar{\alpha}_1 k_1 \lambda + \\ &+ \beta_1 k_{2i} \lambda + \dots + \gamma_1 \lambda + \underline{\alpha}_2 k_1 \lambda^2 + \beta_2 k_{2i} \lambda^2 + \dots + \\ &+ \gamma_2 \lambda^2 + \underline{\alpha}_3 k_1 \lambda^3 + \beta_3 k_{2i} \lambda^3 + \dots + \gamma_3 \lambda^3 + \\ &+ \underline{\alpha}_4 k_1 \lambda^4 + \beta_4 k_{2i} \lambda^4 + \dots + \gamma_4 \lambda^4 + \dots . \end{aligned} \quad (15)$$

Общая часть областей устойчивости, полученная по всем четырем полиномам, и составит границы изменения параметра k_1 , используемые для оценки интервалов изменения коэффициентов характеристического полинома при сохранении их гурвицевости. Результатом расчетов является область в плоскости параметров Δ_n и Δ_b , представляющих собой нижнее и верхнее значения интервала изменения k_i , внутри которого система сохраняет свойство устойчивости. Сама граница есть совокупность координат вершин касания, вписанного в n -мерную область коэффициентов характеристического полинома n -мерных параллелепипедов.

Неоднозначность решения может быть снята путем задания соотношения на параметры Δ_n и Δ_b , или требованием обеспечения экстремума некоторой функции от этих параметров, например: $\max(\Delta_n \times \Delta_b)$, $\max(\Delta_n + \Delta_b)$.

В случае нелинейного вхождения параметров k_i в коэффициенты характеристического полинома, когда $a_i = \sum \alpha_i \Pi k_j^l$, $l = 0, 1, 2, 3, \dots$,

$$\begin{aligned} \underline{a}_i &= \min \{ a_i(k_1, k_{2H}, \dots); k_{1\min} < k_1 < k_{1\max}; \\ \bar{a}_i &= \max \{ a_i(k_1, k_{2H}, \dots); k_{1\min} < k_1 < k_{1\max}. \end{aligned} \quad (16)$$

Предложенный метод коэффициентной оценки меры робастности является косвенным и может быть реализован в тех случаях, когда не удастся получить коэффициенты характеристического полинома системы как явные функции первичных параметров системы управления, а следовательно, применить непосредственно к ним методику определения интервала их изменения, гарантирующего сохранение устойчивости. Это связано, например, со спецификой вычислительной процедуры перехода от математической модели непрерывной системы к эквивалентной дискретной, допускающей только численное решение.

Методический пример 1

Для математической модели, заданной интервальными матрицами C и D , определим интервальную матрицу линейных стационарных обратных связей K , гарантирующую системе устойчивость:

$$[C] = \begin{bmatrix} [1] & [0,1; 1] \\ [0,1; 0,2] & [1] \end{bmatrix}, \quad [D] = \begin{bmatrix} [-0,02] \\ [-0,4] \end{bmatrix}.$$

Выражения для интервальных коэффициентов при $k_1 > 0, k_2 > 0$:

$$\begin{aligned} [a_1] &= [-2] + [0,02k_1] + [0,4k_2], \\ [a_0] &= [1,01; 1,02] + [0,02; 0,38] k_1 + [-0,398; -0,396] k_2. \end{aligned}$$

Угловые Харитоновские полиномы:

$$\begin{aligned} d_1 = d_2 &= z^2 + (-2 + 0,02k_1 + 0,4k_2) z + 1,02 + 0,38 k_1 - \\ &- 0,396 k_2, \\ d_3 = d_4 &= z^2 + (-2 + 0,02k_1 + 0,4k_2) z + 1,01 + 0,02 k_1 - \\ &- 0,398 k_2. \end{aligned}$$

Области устойчивости показаны на рис. 1.

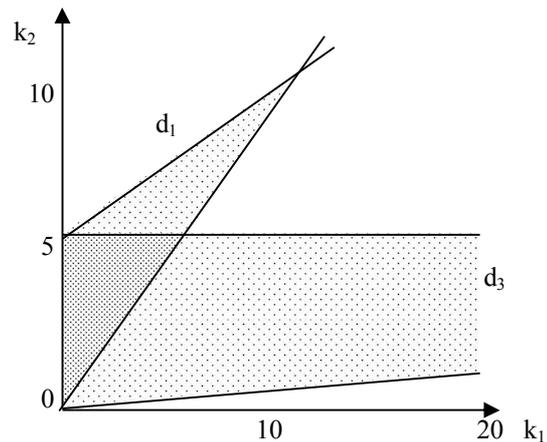


Рис. 1. Области устойчивости для полиномов d_1 и d_3

Интервальные значения матрицы $[K] = [[k_1], [k_2]]$ могут быть установлены путем вписания в общую область устойчивости, полученную для полиномов d_1, d_2 прямоугольника с заданным соотношением сторон.

Методический пример 2

В качестве исследуемых параметров рассмотрим коэффициент статической устойчивости и коэффициент эффективности рулевого органа, так как они оказывают наиболее существенное влияние на динамику летательного аппарата, а их величина на разных режимах изменяется в достаточно широком диапазоне.

Матрицы исходной системы дифференциальных уравнений, записанные в форме Коши с учетом симметричного допуща на параметры:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0,0054 \pm \Delta_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ = 30,6 & 0 & 0 & -0,0114 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1,87 \pm \Delta_2 \\ 0 \\ -23,44 \end{bmatrix}; K = [k_1 \quad k_2 \quad k_3 \quad k_4].$$

Коэффициенты матрицы обратных связей, найденные из условия обеспечения кратного корня характеристического полинома замкнутой системы $s_1 = s_2 = s_3 = s_4 = -1$ имеют значения:

$$K = [3,391 \quad 2,995 \quad -0,0175 \quad -0,06879],$$

при этом характеристический полином системы принимает такой вид:

$$d(s) = s^4 + (4 - 2,99521 |\Delta_2|)s^3 + (6 - |\Delta_1| - 3,4252089 \cdot |\Delta_2|)s^2 + (4 + 1,6 |\Delta_1| - 2,14366 |\Delta_2| + 1).$$

Граница области устойчивости в плоскости параметров Δ_1, Δ_2 и вид функций условий устойчивости представлены на рис. 2.

Условия устойчивости получены по алгебраическому критерию Лъенара–Шипара для системы четвертого порядка в таком виде:

$$G_j = a_{j1} > 0, j = 1, \dots, 4;$$

$$G_5 = a_0 a_1 a_2 - a_3^2 a_2 - a_1^2 > 0.$$

На рис. 3 показаны границы области устойчивости в плоскости параметров Δ_1, Δ_2 и вид функций условий устойчивости, полученные в предположении интервального задания исследуемых параметров.

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Практическое решение задачи исследование устойчивости сводится к установлению символьных зависимостей в виде границ областей допустимых изменений, найденных относительно первичных параметров.

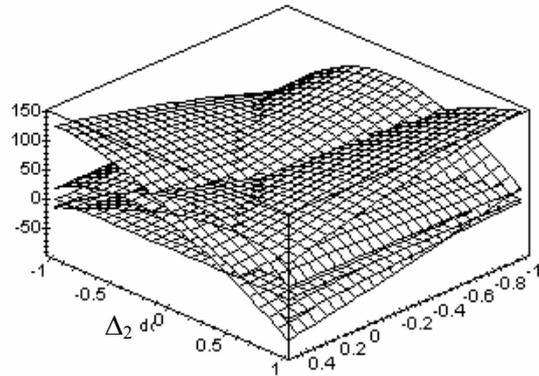
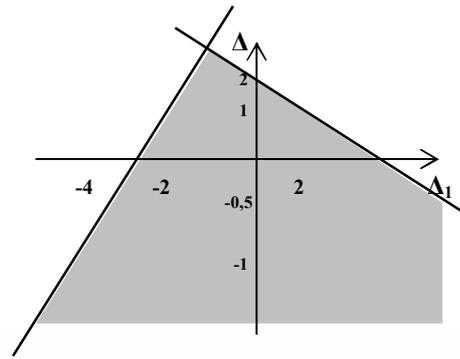


Рис. 2. Граница области устойчивости

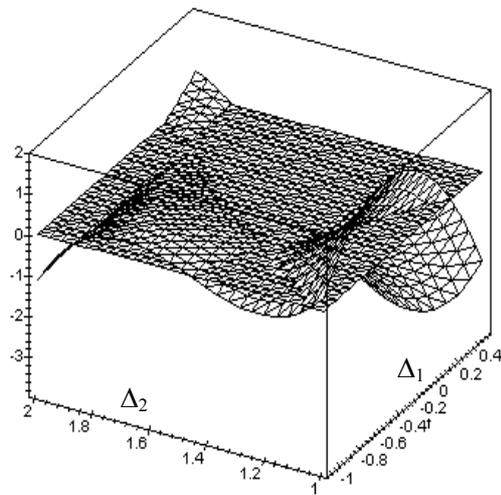


Рис. 3. Область устойчивости и поверхность условий устойчивости

При исследовании устойчивости процессов с использованием символьно-численных преобразований может быть решена как прямая задача анализа устойчивости при заданных значениях первичных параметров, так и обратная – определения области изменения неизвестных первичных параметров, при которых управляемый процесс будет устойчивым.

Символьный результат позволяет реально рассматривать всю совокупность возможных решений за приемлемое время и при удовлетворительной точности расчетов.

Наибольший эффект от использования символьно-численных вычислений может быть получен

при поиске общего решения задачи разбиения многомерного пространства исследуемых параметров на области с заданными характеристиками.

Рассмотрен подход к решению задачи обеспечения робастной устойчивости БЛА по полиномиальным моделям с коэффициентами – символьными функциями исследуемых параметров, заданными интервалами их изменения, основанный на использовании различных алгебраических критериев и приводящий к эффективным общим решениям.

Литература

1. Неймарк Ю.И. Робастная устойчивость и D – разбиение / Ю.И. Неймарк // Автоматика и телемеханика. – 1992.- №7. – С.10-18.

2. Харитонов В.Л. Семейства устойчивых квазиполиномов / В.Л. Харитонов // Автоматика и телемеханика. – 1991. – № 7. – С.75-88.

3. Вартамян В.М. Применение метода физического моделирования для создания новых образцов беспилотной техники / В.М. Вартамян, В.О. Черановский, Али Мохамед Аль Дахери // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 3 (70). – С. 51-56.

4. Полиномиальные матрицы и их применение к решению дифференциально-алгебраических систем уравнений m -го порядка для технических приложений / В.Б. Михайлов, В.Н.Гридин, К.В. Михайлов, А.Н. Храпонов // Информационные технологии в проектировании и производстве. – 2001. – № 4. – С. 27-33.

Поступила в редакцию 12.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. менеджмента, декан ф-та экономики и менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РОБАСТНОЇ СТІЙКОСТІ НА ЕТАПІ ПРОЕКТУВАННЯ КОНФІГУРАЦІЇ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Аль Дахері Алі Мохамед, В.М. Вартамян

Розглядаються варіанти вибору компоновання беспілотного літального апарата, які забезпечують статичну стійкість в різних режимах польоту з урахуванням зміни окремих аеродинамічних характеристик в ході виконання льотного завдання. Методологічна основа дослідження складних систем у роботі – теорія управління. Математичний апарат дослідження містить аналіз характеристичного полінома, який враховує різні режими за рахунок інтервальності його коефіцієнтів, які отримані шляхом лінеаризації системи нелінійних диференціальних рівнянь динаміки беспілотного літального апарата.

Ключові слова: беспілотний літальний апарат, льотні дослідження, математичне моделювання режимів польоту, робастна стійкість.

ASSURANCE OF ROBUST STABILITY AT THE STAGE OF DESIGNING THE CONFIGURATION OF UNMANNED AIRCRAFT

Al Daheri Ali Mohamed, V.M. Vartanyan

The options of the choice of unmanned aircraft layout, providing static stability in various flight modes, taking into account changes in separate aerodynamic characteristics during the performance of flight tasks are considered. The methodological basis for studying complex systems in the work is management theory. The mathematical apparatus of the research includes an analysis of the characteristic polynomial, taking into account different modes through the interval coefficients obtained by linearization of the nonlinear differential equations of the unmanned aircraft dynamics.

Keywords: unmanned aerial vehicle, flight research, mathematical modeling of flight modes, robust stability.

Аль Дахері Алі Мохамед – аспірант каф. економіки і маркетинга, Національний аэрокосмічний університет ім.Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.

Вартамян Василь Михайлович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. економіки і маркетинга, Національний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: vartanyan_vm@ukr.net.

УДК 681.5.09

О.А. ЛУЧЕНКО¹, А.Н. ТАРАН², С.Н. ФИРСОВ²¹ «Хартрон-Плант», Харьков, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ИЗБЫТОЧНОГО БЛОКА ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ СИММЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье отражена необходимость и актуальность применения избыточных схем электромагнитных исполнительных органов для решения задач ориентации и стабилизации малых космических аппаратов. Также показано, что отсутствует альтернатива применения в качестве исполнительных механизмов двигателей маховиков, которые по ресурсным и точностным показателям во много раз превосходят другие исполнительные органы. Получены аналитические соотношения, позволяющие определить необходимые параметры двигателей маховиков, а также параметры компоновочной схемы. Получен подход к оцениванию эффективности применения той или иной компоновки двигателей маховиков, основанный на оценке следа корреляционной матрицы ошибок моментов управления.

Ключевые слова: избыточность, двигатели-маховики, электромагнитные исполнительные органы управления, матрица направляющих косинусов, отказ.

Введение

Одной из важных тенденций развития космической техники для реализации конкретных целевых задач, связанных с наблюдением за определенными районами Земли в ограниченный период времени, астрономическими исследованиями, отработками новых технологий создания перспективных космических аппаратов (КА), является создание малых космических аппаратов (МКА) [1, 2]. Кроме этого, применение технологии создания МКА, позволяет создавать орбитальные системы на базе взаимодействующих МКА, которые превосходят по своим функциональным возможностям современные КА с большими платформами, что подчеркивает актуальность и необходимость создания МКА для решения разнообразных задач.

Обеспечение функций целевой аппаратуры, устанавливаемой на МКА, и сроки существования КА на орбите, ставят достаточно серьезные требования к точностным, энергетическим и ресурсным показателям систем ориентации и стабилизации, выполнение которых недостижимо применением классических избыточных схем в условиях дефицита массы и габаритов. Именно поэтому необходима разработка новых подходов к формированию ресурсных систем и подсистем МКА, обеспечивающих достижение выполнения сформированных требований.

При разработке систем ориентации и стабилизации (СОС) МКА в качестве элементов, создающих управляющие моменты, применяются электромеханические исполнительные органы (ЭМИО) – управ-

ляющие двигатели маховики (ДМ). ДМ на сегодняшний день невозможно противопоставить по требованиям точности ориентации аппарата и ресурса функционирования другим типам исполнительных органов СОС МКА длительного функционирования. При этом подобные ЭМИО являются наиболее массо-габаритными и энергопотребляющими устройствами СОС, постоянно задействованными в процессе функционирования МКА. В связи с этим выбор количества ДМ, их параметров и оптимизация вариантов расположения избыточного количества ЭМИО на борту МКА с целью формирования устойчивого управления при возникновении отказов ДМ представляет собой актуальную научную проблему.

1. Постановка задачи исследования

Динамические требования к ЭМИО во многом определяются множеством значений управляющих моментов $|M_y(t)| \leq M_{yT}$, которые необходимо формировать для перевода МКА из произвольного начального состояния $x_0 \in R^n$ в требуемое $x(t) \in G_1$ с определенными показателями качества и за ограниченный промежуток времени t . Таким образом, изменение вектора $M_y(t)$ в указанной области в соответствии с реализуемыми в СОС законами управления должно обеспечивать требуемое управление параметрами движения МКА. Очевидно, что не зависимо от количества и способа расположения

ДМ на борту МКА, как минимум должно быть обеспечено выполнение условия $M_y(t) \subset M_{yT}$. Выполнения сформированного условия позволит утверждать в первом приближении, что величина суммарного управляющего момента M_y обеспечит изменение угловых параметров МКА с требуемым угловым ускорением, иными словами, сформированные управления обеспечат вращение МКА с требуемым угловым ускорением в желаемом направлении.

Для дальнейшего изложения, введем связанную с МКА правую декартовую систему координат $Oxuz$, так, чтобы начало координат т. О совпадало с центром масс МКА, а оси совпадали с главными центральными осями инерции МКА. Поскольку для МКА важным параметром является как угловая скорость вращения, так и угловое ускорение, то в общем виде область возможных управляющих моментов ограничена эллипсоидальной поверхностью следующего вида:

$$\left(\frac{M_{yTx}}{J_x \dot{\omega}_x}\right)^2 + \left(\frac{M_{yTy}}{J_y \dot{\omega}_y}\right)^2 + \left(\frac{M_{yTz}}{J_z \dot{\omega}_z}\right)^2 = 1, \quad (1)$$

где M_{yTx} , M_{yTy} , M_{yTz} – проекции суммарного требуемого реактивного момента ЭМИО на оси связанной с МКА системы координат $Oxuz$;

$\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$ – проекции максимально требуемого углового ускорения МКА на оси связанной системы координат $Oxuz$.

Уравнение (1) представляет собой область требуемых значений реактивных моментов, необходимых для обеспечения вращения МКА с требуемым угловым ускорением при располагаемых моментах инерции.

Таким образом, при разработке СОС МКА необходимо выбирать параметры и располагать ЭМИО таким образом, чтобы для области действительных значений результирующего реактивного момента, создаваемых ДМ МКА выполнялось условие:

$$M_y \subset M_{yT}. \quad (2)$$

Построение области множества значений управляющих моментов, создаваемых ЭМИО, задача более сложная. В зависимости от количества и расположения ЭМИО относительно главных осей МКА, возможно получить форму области управления наиболее соответствующую заданным моментам инерции МКА как при номинальном режиме работы ЭМИО, так и при возникновении частичных и полных отказов элементов ЭМИО, а также позволяет сформировать требования к ЭМИО по количе-

ству элементов в блоке и способах расположения ЭМИО на МКА. Вопросы выбора количества и вариантов расположения ЭМИО на МКА с целью обеспечения требуемых параметров углового движения МКА при отсутствии отказов в ЭМИО и при возникновении отказов в блоке управляющих ДМ.

2. Определение количества избыточных ДМ СОС симметричного МКА

Для обеспечения отказоустойчивостью элементов СОС МКА необходимо наличие разного рода избыточностей. Так как ЭМИО относятся к числу элементов диагностирования с известными входами, то при решении задач диагностирования технического состояния и восстановления работоспособности ЭМИО в режиме реального времени, для обеспечения их отказоустойчивостью наличие структурной избыточности необязательно, при условии, что выполнимы критерии полной диагностируемости [3]. Однако такие виды избыточностей, как параметрическая, сигнальная, и алгоритмическая обеспечивают парирование только тех отказов, которые приводят к частичной потере работоспособности, а парирование полностью отказавшего ЭМИО возможно только применением структурной избыточности. Здесь под структурной избыточностью понимается совокупность дополнительных средств, предназначенных для выполнения функций основных средств в случае полного отказа последних. Характерной особенностью применения структурной избыточности является также то, что она позволяет помимо компенсации отказов, которые не парируются другими видами избыточностей улучшить ряд показателей качества систем управления (точность, надежность, готовность и др.). Несмотря на указанные достоинства, применение структурной избыточности влечет за собой увеличение массы, габаритов, энергопотребления, усложнение алгоритмов обработки информации, что является не маловажным для такого элемента СОС МКА, как ДМ. Эти обстоятельства определяют необходимость решения задачи обеспечения отказоустойчивостью ЭМИО КЛА с минимальной структурной избыточностью.

Как уже отмечалось, ЭМИО необходимы для создания управляющих моментов относительно соответствующих осей связанной системы координат МКА. Таким образом минимально необходимое число ДМ, обеспечивающее полную управляемость МКА, равно трем. Кроме того, очевиден тот факт, что при полном отказе одного из ДМ, никакая компоновка трех ЭМИО не позволит на двух ДМ обеспечить полную пространственную управляемость МКА. Иными словами, для обеспечения

полной управляемости МКА при полном отказе одного из ДМ, необходимо вводить дополнительный ЭМИО, при этом остается открытым вопрос о вариантах расположения избыточного количества ДМ на борту МКА.

Для ответа на этот вопрос рассмотрим уже применяемые варианты расположения ЭМИО и сформируем критерии расположения ДМ.

3. Конфигурация схемы избыточных ДМ «четырёхгранная пирамида»

Рассмотрим систему ДМ, оси которых расположены параллельно боковым ребрам четырёхгранной пирамиды (рис. 1).

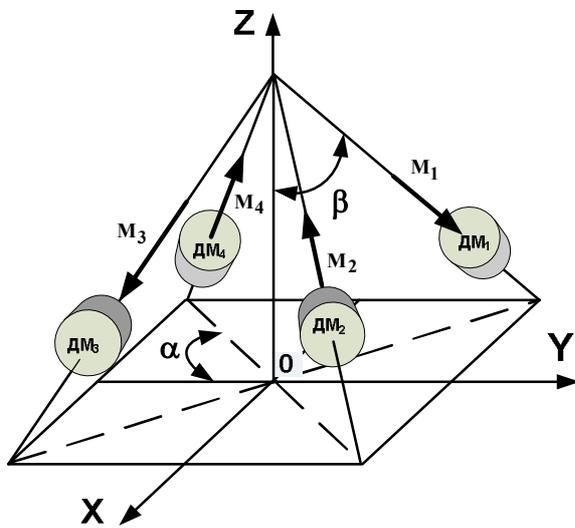


Рис. 1. Расположение ДМ по ребрам четырёхгранной пирамиды

Для пирамидального расположения ДМ искомыми параметрами, являются углы α и β . Для определения значений углов воспользуемся критерием оценки эффективности применения маховичной системы, основанном на анализе следа корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора управляющих моментов:

$$SpD = \sum_{i=1}^3 d_{ij}, \quad (3)$$

где $D = [M^T M]^{-1}$ – ковариационная матрица;

M – матрица направляющих косинусов, определяющая взаимное расположение осей приложения управляющих моментов ДМ и связанной системы координат.

Для компоновки, представленной на рис. 1, матрица направляющих косинусов будет равна:

$$M = \begin{bmatrix} -\sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \cos \alpha & -\cos \beta \\ \sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \cos \alpha & -\cos \beta \\ \sin \beta \sin \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\cos \beta \\ -\sin \beta \sin \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\cos \beta \end{bmatrix}. \quad (4)$$

На основании тождества (3), с учетом того, что транспонированная матрица направляющих косинусов равна:

$$M^T = \begin{bmatrix} -\sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \sin \alpha & \sin \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha \\ \sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha \\ -\cos \beta & -\cos \beta & -\cos \beta & -\cos \beta \end{bmatrix}, \quad (5)$$

а корреляционная матрица:

$$D = [M^T M]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4\sin^2 \beta \sin^2 \alpha} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{4\sin^2 \beta \cos^2 \alpha} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4\cos^2 \beta} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

то след корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора управления, получим в следующем виде:

$$F = SpD = \frac{1}{4\sin^2 \beta \sin^2 \alpha} + \frac{1}{4\sin^2 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{1}{4\cos^2 \beta}. \quad (7)$$

Анализ выражения (7), показывает, что его слагаемые представляют собой гиперболические функции. Для значения следа дисперсионной матрицы очевиден тот факт, что чем меньше это значение, тем приемлемей распределение управляющего момента по осям связанной с МКА системой координат. Поскольку, полученные функции имеют гиперболический вид, то экстремум функций совпадает с ее минимумом.

Минимум зависимости (7) определим для случая выполнения условия $\frac{\partial F}{\partial \alpha} = 0 \cup \frac{\partial F}{\partial \beta} = 0$:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = -\frac{\cos \alpha}{2\sin^2 \beta \sin^3 \alpha} + \frac{\sin \alpha}{2\sin^2 \beta \cos^3 \alpha} = 0, \quad (8)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = -\frac{\cos \beta}{2\sin^3 \beta \sin^2 \alpha} - \frac{\cos \beta}{2\sin^3 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{\sin \beta}{2\cos^3 \beta} = 0. \quad (9)$$

Выполнив ряд преобразований с равенством (8), получим:

$$\cos \alpha = \sin \alpha. \quad (10)$$

Тождество (10) выполнимо при условии, что:

$$\alpha = 45^\circ. \quad (11)$$

Используя результат для угла α (11), и выполнив ряд преобразований с тождеством (9), определим значение для угла β :

$$\beta = \arctg(\sqrt{2}) = 54,735^\circ \approx 55^\circ. \quad (12)$$

Полученные значения углов (11) – (12) четырехгранной пирамиды (рис.1), представляют собой параметры расположения избыточного количества ДМ, позволяющие равномерно распределять результирующий управляющий момент по осям связанной системы координат для симметричного МКА. Кроме того, результаты (10) – (11) полностью обеспечивают выполнение условия (2) для симметричного МКА при условии работоспособности всех четырех ДМ.

4. Определение конфигурация схемы избыточных ДМ симметричного МКА при полном отказе одного

Определим параметры четырехгранной пирамиды ДМ для симметричного МКА при полном отказе одного из ДМ. Для случая полного отказа одного ДМ матрица направляющих косинусов (4) примет вид:

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \sin\beta \sin\alpha & \sin\beta \cos\alpha & -\cos\beta \\ \sin\beta \sin\alpha & -\sin\beta \cos\alpha & -\cos\beta \\ -\sin\beta \sin\alpha & -\sin\beta \cos\alpha & -\cos\beta \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Корреляционная матрица ошибок результирующего вектора управляющего момента при одном полностью неработоспособном ДМ равна:

$$D = [M^T M]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2\sin^2\beta \sin^2\alpha} & -\frac{1}{2\sin^2\beta \sin 2\alpha} & \frac{1}{2\sin\alpha \sin 2\beta} \\ -\frac{1}{2\sin^2\beta \sin 2\alpha} & \frac{1}{2\sin^2\beta \cos^2\alpha} & -\frac{1}{2\sin\alpha \sin 2\beta} \\ \frac{1}{2\sin\alpha \sin 2\beta} & -\frac{1}{2\sin\alpha \sin 2\beta} & \frac{1}{2\cos^2\beta} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

След матрицы (14) с учетом (3) будет равен:

$$F = SpD = \frac{1}{2\sin^2\beta \sin^2\alpha} + \frac{1}{2\sin^2\beta \cos^2\alpha} + \frac{1}{2\cos^2\beta}. \quad (15)$$

Несложно показать, что независимо от того, какой из четырех ДМ полностью не работоспособен, в общем виде след корреляционных матриц ошибок результирующего вектора управляющего момента для каждого случая будет иметь вид идентичный (15). Кроме того, полученная зависимость следа матрицы от углов установки ДМ для случая, когда работоспособными остаются только три ДМ (15) аналогична по структуре полученной ранее зависимости следа матрицы для 4-х работоспособных ДМ (7), и, соответственно, принимает минимальное значение при аналогичных углах установки. Отличны зависимости (15) и (7) только масштабными коэффициентами, которые показывают, что при отказе одного из ДМ след матрицы увеличивается, что соответствует ухудшению распределения результирующего управляющего момента по осям связанной с МКА системы координат.

Кроме того, по своему виду зависимости (15) и (7) аналогичны (1), что позволяет сравнением зависимостей формировать требования к количеству и параметрам ДМ избыточного блока ЭМИО.

Заключение

Рассмотрена задача выбора количества элементов в избыточном блоке ЭМИО и варианты расположения ДМ в этом блоке с целью обеспечения требуемого распределения результирующего управляющего момента по осям связанной системы координат симметричного МКА.

Рассматриваемая задача относится к классу многокритериальных задач параметрической оптимизации, являющихся актуальными для МКА в условиях экономии энергопотребления и минимизации массогабаритных показателей

Предложен подход к решению поставленной задачи путем сведения ее к задаче определения параметров расположения на основании минимизации следа корреляционной матрицы ошибок вектора управления.

Литература

1. Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей систем управления малым малым космическим аппаратом, построенных на базе двигателей-маховиков / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005. – 30 с.
2. Первые этапы летных испытаний и выполнение программы научных исследований ПО проекту «КОРОНАС -ФОТОН»: труды рабочего совещания / Институт космических исследований РАН под ред. Р.Р. Назирова. И.В. Чулкова, В.Н. Юрова. – Т.: ИКИ РАН, 2009. – 250 с.

3. Фирсов С.Н. Диагностирование функционального состояния электромеханического блока космического аппарата / С.Н. Фирсов, А.Н. Таран // Системы обработки информации. – Х.: ХУПС, 2010. – Вып. 2 (83). – С. 174-181.

Поступила в редакцию 1.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационных приборов и измерений Н.В. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ФОРМУВАННЯ НАДЛИШКОВОГО БЛОКУ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ СИМЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА

О.О. Лученко, О.М. Таран, С.М. Фірсов

У статті відображена необхідність та актуальність застосування надлишкових схем електромагнітних виконавчих органів для вирішення завдань орієнтації та стабілізації малих космічних апаратів. Також показано, що відсутня альтернатива застосування в якості виконавчих механізмів двигунів-маховиків, які за ресурсними і точнісними показниками у багато разів перебільшують інші виконавчі органи керування. Отримано аналітичні співвідношення, що дозволяють визначити необхідні параметри двигунів-маховиків, а також параметри компоновальної схеми. Отримано підхід до оцінювання ефективності застосування тієї чи іншої компоновки двигунів-маховиків, заснований на оцінці сліду кореляційної матриці помилок моментів управління.

Ключові слова: надмірність, двигуни-маховики, електромагнітні виконавчі органи управління, матриця напрямних косинусів, відмова.

FORMATION OF REDUNDANT-MOTOR FLYWHEEL SYSTEM ORIENTATION AND STABILIZATION OF SYMMETRIC SMALL-SIZED SPACE AIRCRAFT

O.A. Luchenko, A.N. Taran, S.N. Firsov

The article reflects the need and relevance of the use of redundant circuits of electromagnetic executive bodies to solve the problems of orientation and stabilization of the small space aircrafts. Also shows that there is no alternative to use as the executive mechanism of engine flywheels, which has resource and accuracy many times exceeds the other executive bodies. Analytical relations that allow determine the necessary parameters of the engine flywheel and the parameters of assembly scheme are obtained. The approach to evaluation of the effectiveness of a particular engine layout which is based on the estimation of the trace of the control moments errors correlation matrix is offered.

Key words: redundancy, engines, flywheels, electromagnetic executive unit, directing cosine matrix, fault.

Лученко Олег Алексеевич – Генеральный директор – Главный конструктор ОАО «Хартрон-Плант», Харьков, Украина.

Таран Александр Николаевич – ассистент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 681.513

С.І. ОСАДЧИЙ

Кіровоградський національний технічний університет, Україна

СТАБІЛІЗАЦІЯ РУХУ СИСТЕМИ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ В УМОВАХ ДІЇ ВЕКТОРНИХ СТАЦІОНАРНИХ ВИПАДКОВИХ ЗБУРЕНЬ ТА ШУМІВ

Обґрунтовано алгоритм синтезу оптимальних за квадратичним критерієм якості структури та параметрів матриці передаточних функцій багатовимірного регулятора системи стабілізації положення одного рухомого об'єкта відносно іншого (цілі) в умовах дії стаціонарних випадкових корисних сигналів, збурень та шумів. Розглянутий алгоритм поширює дію відомого методу синтезу багатовимірних оптимальних систем стабілізації на випадок вирішення задачі проектування багатовимірної замкнутої системи керування, яка повинна мати зворотній зв'язок за відхиленням та корекцію за рухами цілі. Особливість використання запропонованої процедури синтезу полягає у забезпеченні можливості вирішення задачі без еквівалентного розмикання системи та без необхідності компенсації перехресних зв'язків об'єкта управління.

Ключові слова: синтез, квадратичний критерій якості, матриця передаточних функцій, матриця спектральних щільностей, блочна матриця, оптимальна стабілізація

Вступ

Відоме широке коло рухомих об'єктів, що утворюють динамічні системи (ДС), якість та ефективність застосування яких визначається тим, наскільки алгебраїчна сума векторів їх вихідних координат наближається до заданого значення.

Прикладами систем даного класу можуть бути змішані системи самонаведення [1], системи керування польотом групи літаків [2], системи автоматизації стиковки літальних апаратів [2, 3]. Характерною особливістю структури таких ДС (рис. 1.) є наявність двох зворотних зв'язків: за відхиленням (x) та за координатами цілі (x_2).

До складу таких систем входить об'єкт управління (ОУ), що поєднує як мінімум два елементи: літальний апарат, вихідні координати якого x_1 повинні мінімізувати зазначену вище суму, та ціль,

інший рухомий об'єкт, вихідні координати якого x_2 можуть бути вимірними

Зміна компонентів вихідних координат рухомих об'єктів [4] є наслідком зміни сигналів управління, збурень та шумів вимірювання, точки входу яких до ДС не співпадають.

При відомих моделях динаміки ОУ, датчиків кола корекції K_2 , зворотного зв'язку K_1 , збурень та шумів якість роботи ДС оцінюється тим, наскільки сума векторів

$$x = x_1 + x_2, \tag{1}$$

наближається до мінімуму, та визначається матрицями передаточних функцій W_1, W_2 .

Необхідною умовою досягнення найвищої якості стабілізації [4, 5] є визначення таких структури та параметрів матриць W_1, W_2 , щоб забезпечити екстремум обраного критерію якості.

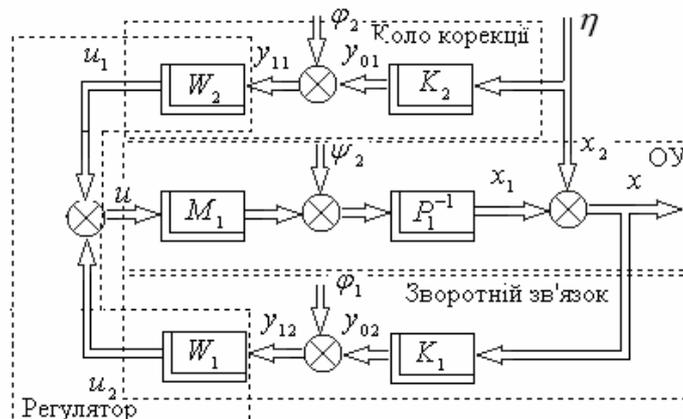


Рис. 1. Структурна схема ДС зі зворотнім зв'язком по відхиленню та корекцією по координатах цілі

Як правило, зовнішні впливи на ДС розглядають у вигляді адитивної суміші регулярної та стаціонарної випадкової складових. З позицій теорії інваріантності вплив регулярних складових збурень та шумів на точність стабілізації може бути компенсовано повністю відповідним вибором матриць W_1, W_2 . В той же час, мінімізація впливу випадкових складових збурень та шумів на якість стабілізації може бути досягнута [4] лише у оптимальних системах, синтезованих на основі квадратичного критерію якості у результаті постановки та вирішення відповідної задачі.

Постановка задачі дослідження

Припустимо, що динаміка ОУ відома і задана у вигляді системи звичайних диференціальних рівнянь з постійними коефіцієнтами у операторній формі

$$P_1 x = M_1 u + \psi_2 + P_1 \eta, \quad (2)$$

де x – n - вимірний вектор вихідних координат ДС;

u – m - вимірний вектор сигналів управління;

P_1 – відома поліноміальна матриця розмірності $n \times n$ з елементами у вигляді функцій від оператора диференціювання $s=d/dt$;

M_1 – також відома поліноміальна матриця розміру $n \times m$;

ψ_2 та η – n - вимірні вектори стаціонарних випадкових процесів з нульовими математичними очікуваннями та відомими дробово-раціональними матрицями спектральних щільностей $S_{\psi_2\psi_2}$ і $S_{\eta\eta}$.

Будемо вважати також, що здійснюється вимір усіх компонентів векторів x та η та формуються наступні n - вимірні вектори y_1 і y_2 (рис. 1)

$$y_1 = K_1 x + \phi_1, \quad (3)$$

$$y_2 = K_2 \eta + \phi_2, \quad (4)$$

де K_1, K_2 – матриці передаточних функцій вимірювачів розміру $n \times n$;

ϕ_1, ϕ_2 – n -вимірні вектори стаціонарних випадкових шумів вимірювання з нульовими математичними очікуваннями та дробово-раціональними матрицями спектральних щільностей $S_{\phi_1\phi_1}$ та $S_{\phi_2\phi_2}$.

Задача полягає у тому, щоб за відомими матрицями $P_1, M_1, K_1, K_2, S_{\psi_2\psi_2}, S_{\eta\eta}, S_{\phi_1\phi_1}, S_{\phi_2\phi_2}$ знайти блочну матрицю передаточних функцій багатовимірного регулятора у вигляді

$$W = (W_1 \quad W_2), \quad (5)$$

увімкнення якого до кола зворотного зв'язку гарантує стійкість замкнутої системи та доставляє мінімум наступному функціоналу якості

$$e = \langle x' R_0 x \rangle + \langle u' C u \rangle, \quad (6)$$

де R_0, C – невід'ємно визначені поліноміальні вагові матриці комплексного аргументу ($s=j\omega$) розмірності $n \times n$ та $m \times m$ відповідно;

„/” – знак транспонування;

„ $\langle \rangle$ ” – символ математичного очікування.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

У теперішній час відома велика кількість робіт, наприклад [4 – 6], в яких викладено методи синтезу структури та параметрів оптимальних за критерієм (6) багатовимірних систем стабілізації у частотній та часовій областях. Однак, вони дозволяють вирішити задачу знаходження структури та параметрів матриці передаточних функцій регулятора (5) лише у випадках, коли вектор η , діючих на виході системи збурень, або відсутній або його вхід до системи співпадає з вектором ψ_2 .

Мета статті

Розробити алгоритм пошуку оптимальних за критерієм якості (6) структури та параметрів матриці передаточних функцій регулятора W (рис. 1) при наявності на виході ДС векторів додаткових збурень η , які можуть бути повністю виміряні, та неконтрольованих збурень ψ_2 .

Основні матеріали досліджень

Для досягнення мети статті використана методологія синтезу оптимальних систем стохастичної стабілізації, викладена у роботі [1]. У відповідності з цією методологією визначено вектор вихідних координат ДС у вигляді

$$x = x_1 + x_2, \quad (7)$$

де x_1, x_2 – n -вимірні вектори, які задовольняють наступній системі звичайних диференціальних рівнянь у операторній формі

$$P_1 x_1 = M_1 u + \psi_2, \quad (8)$$

$$x_2 = \eta.$$

Якщо ввести до розгляду розширені вектори вихідних координат ДС $x_0 = (x', x_2')$ та збурень $\psi_0 = (\psi_2', \eta')$, а також врахувати вирази (7), (8), то узагальнене рівняння заданої частини динаміки системи легко перетворюється на співвідношення

$$P_0 x_0 = M_0 u + \psi_0, \quad (9)$$

в якому

$$P_0 = \begin{bmatrix} P_1 & -P_1 \\ O_n & E_n \end{bmatrix}; \quad M_0 = \begin{bmatrix} M_1 \\ O_{n \times m} \end{bmatrix}; \quad (10)$$

O_n – нульова матриця розміру $n \times n$;

E_n – одинична матриця розміру $n \times n$;

$O_{n \times m}$ – нульова матриця розмірності $n \times m$.

Визначимо матрицю передаточних функцій вимірювачів розширеного вектору вихідних координат x_0 у вигляді

$$K_0 = \begin{bmatrix} K_1 & O_n \\ O_n & K_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

та вектор шумів вимірювання $\varphi_0 = [\varphi'_1, \varphi'_2]^T$.

В такому разі, зв'язок між векторами сигналів управління u та розширеним вектором x_0 визначається співвідношенням

$$u = W(K_0 x_0 + \varphi_0), \quad (12)$$

а задача синтезу зводиться до того, щоб за відомими матрицями M_0 та P_0 , дробово-раціональною матрицею передаточних функцій вимірювачів (11) та матрицями спектральних і взаємних спектральних щільностей збурень та шумів вимірювання $S_{\psi_0\psi_0}$, $S_{\varphi_0\psi_0}$, $S_{\varphi_0\varphi_0}$ знайти структуру та параметри блочної матриці W , яка забезпечує стійкість замкнутої системи „об'єкт-регулятор” (рис.1) та доставляє мінімум критерію якості (6).

Для створення алгоритму вирішення поставленої задачі приймемо припущення про стійкість ОУ та стаціонарність збурень та шумів вимірювання, а також визначимо декілька розширених векторів і матриць, що характеризують динаміку замкнутої системи:

- вектори сигналів вимірювачів y_0 та y_1

$$y_0 = \begin{pmatrix} y'_{01} & y'_{02} \end{pmatrix} = K_0 x_0, \quad (13)$$

$$y_1 = \begin{pmatrix} y'_{11} & y'_{12} \end{pmatrix} = K_0 x_0 + \varphi_0; \quad (14)$$

- поліноміальні матриці розширеного ОУ M і P , на вході якого діють вектори u та ψ , а на виході – вектор y_0

$$P = K_{10} P_0 K_0^{-1}, \quad M = K_{10} M_0, \quad \psi = K_{10} \psi_0, \quad (15)$$

де K_{10} – поліноміальна матриця-результат видалення полюсів ліворуч [7] або MFD розкладання ліворуч [8] добутку матриць $P_0 K_0^{-1}$;

- розширений вектор впливів на ОУ (15) ξ

$$\xi = \begin{pmatrix} \psi'_0 & \varphi'_0 \end{pmatrix}; \quad (16)$$

- матриці передаточних функцій системи від вектору збурень до вектору сигналів управління у F_u^ψ та від вектору збурень до вектору вихідних координат y_1 $F_{y_1}^\psi$

$$F_u^\psi = W(P - MW)^{-1}, \quad (17)$$

$$F_{y_1}^\psi = (P - MW)^{-1}, \quad (18)$$

пов'язані між собою рівнянням зв'язку (публікації [4, 5])

$$PF_{y_1}^\psi - MF_u^\psi = E_{2n}, \quad (19)$$

де E_{2n} – одинична матриця розміру $2n \times 2n$;

- матриці передаточних функцій замкнутої системи від вектору впливів ξ до вектору сигналів управління F_2 та до вектору вихідних координат ОУ y_0 F_1

$$F_1 = P^{-1} M F_u^\psi (K_{10} \ P) + (P^{-1} K_{10} \ O_{2n}); \quad (20)$$

$$F_2 = F_u^\psi (K_{10} \ P), \quad (21)$$

де O_{2n} – нульова матриця розміру $2n \times 2n$.

В такому разі, критерій якості (6), записаний у частотній області, з урахуванням виразів (13)-(21) набуває вигляду квадратичного функціоналу

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left[(F_1^* R F_1 + F_2^* C F_2) S_{\xi\xi}^j \right] ds, \quad (22)$$

де j – комплексна одиниця;

s – комплексний аргумент ($s = j\omega$);

$S_{\xi\xi}^j$ – транспонована матриця спектральних щільностей впливів ξ , визначена на основі теореми Вінера-Хінчина у векторній формі як показано нижче

$$S_{\xi\xi}^j = \begin{bmatrix} S_{\psi_0\psi_0}^j & S_{\varphi_0\psi_0}^j \\ S_{\psi_0\varphi_0}^j & S_{\varphi_0\varphi_0}^j \end{bmatrix};$$

R – невід'ємно визначена вагова матриця

$$R = K_0^{-1} (E_n \ O_n)^T R_0 (E_n \ O_n) K_0^{-1}; \quad (23)$$

„*” – знак ермітового спряження матриці [9];

tr – знак операції знаходження сліду матриці.

При відомих матрицях P , M , K_{10} , $S_{\xi\xi}^j$, R та C значення функціоналу (22), очевидно, визначається матрицею передаточних функцій замкнутої системи від вектору збурень до вектору сигналів управління F_u^ψ .

Якщо здійснити мінімізацію функціонала (22) на класі стійких та реалізуємих фізично матриць F_u^ψ та розв'язати рівняння (17) відносно шуканої блочної матриці W , то можна отримати рівняння

$$W = (E_m + F_u^\psi M)^{-1} F_u^\psi P. \quad (24)$$

Таким чином, задача синтезу оптимальної багатомірної системи стабілізації зведена до задачі пошуку стійкої фізично реалізуємої матриці F_u^ψ , яка доставляє мінімум функціоналу (22).

Пошук зазначеної матриці F_u^ψ здійснено у результаті застосування процедури Вінера-Колмогорова для мінімізації функціоналу (22) на класі аналітичних у правій півплощині (ППП) комплексної змінної s ($s = j\omega$) варіацій δF_u^ψ .

У відповідності до цієї процедури визначена перша варіація функціоналу (22) з урахуванням виразів (20), (21) у вигляді

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ \delta F_u^\psi \left[M_* P_*^{-1} R P^{-1} M F_u^\psi D D_* + C F_u^\psi D D_* + M_* P_*^{-1} R \left(P^{-1} K_{10} \quad O_{2n} \right) S'_{\xi\xi} \left(K_{10} \quad P \right)_* \right] + \left[D D_* F_u^\psi C + D D_* F_u^\psi M_* P_*^{-1} R P^{-1} M + \left(K_{10} \quad P \right) S'_{\xi\xi} \times \left(P^{-1} K_{10}^{-1} \quad O_{2n} \right)_* R P^{-1} M \right] \right\} ds, \quad (25)$$

де D – дробово-раціональна матриця результат факторизації ліворуч [10] наступного добутку матриць

$$D = \left[\left(K_{10} \quad P \right) S'_{\xi\xi} \left(K_{10} \quad P \right)_* \right]^+, \quad (26)$$

індекс „+” у формулі (26) – знак факторизації матриці ліворуч. Позначимо

$$\Gamma = \left[M_* P_*^{-1} R P^{-1} M + C \right]^+, \quad (27)$$

$$N = N_0 + N_+ + N_- = \Gamma_*^{-1} M_* P_*^{-1} R \left(P^{-1} K_{10} \quad O_{2n} \right) \times S'_{\xi\xi} \left(K_{10} \quad P \right)_* D_*^{-1}, \quad (28)$$

де індекс „+” у формулі (27) – позначення операції факторизації матриці праворуч [10];

індекси „0”, „+”, „-” знизу у рівнянні (28) позначають результати вінеровської сепарації [5] правої частини цього рівняння.

Отже перша варіація (25) перетворюється на

$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left[\delta F_u^\psi \Gamma_* \left(\Gamma F_u^\psi D + N \right) D_* + D \left(D_* F_u^\psi \Gamma_* + N_* \right) \Gamma \delta F_u^\psi \right] ds, \quad (29)$$

а стійка матриця передаточних функцій F_u^ψ , яка забезпечує нуль виразу (29) [1, 5] дорівнює

$$F_u^\psi = -\Gamma^{-1} \left(N_0 + N_+ \right) D^{-1}. \quad (30)$$

Таким чином, вирази (24), (26) – (30) утворюють алгоритм вирішення поставленої задачі пошуку структури та параметрів матриці передаточних функцій регулятора W .

Співвідношення для розрахунку мінімального значення функціоналу якості системи (6), який досягається при включенні знайденого оптимального регулятора до системи рис. 1, визначено у результаті підстановки виразу (30) до функціоналу (22) з урахуванням формул (20), (21), (26)-(28) у вигляді

$$e_{\min} = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left[\left(K_{10} P_*^{-1} \right) R \left(P^{-1} K_{10} \quad O_{2n} \right) S'_{\xi\xi} - \left(N_0 + N_+ \right)_* \left(N_0 + N_+ \right) - \left(N_0 + N_+ \right)_* N_- - N_{-*} \left(N_0 + N_+ \right) \right] ds. \quad (31)$$

Методику застосування обґрунтованого вище алгоритму розглянемо на прикладі.

Приклад застосування алгоритму синтезу

Нехай рух ДС характеризує звичайне диференціальне рівняння

$$T_1 \frac{dx}{dt} + x = u + \psi_2 + T_1 \frac{d\eta}{dt} + \eta, \quad (32)$$

де T_1 – постійна часу ОУ;

ψ_2, η – незалежні центровані стаціонарні випадкові збурення, динаміку яких характеризують спектральні щільності

$$S_{\psi_2\psi_2} = \frac{\sigma^2}{\pi}, \quad S_{\eta\eta} = \frac{\sigma^2}{\pi} \cdot \frac{\beta}{\gamma^2 (-s^2 + \beta^2)}; \quad (33)$$

σ, γ, β – константи.

Будемо вважати також, що сигнали x та η можуть бути виміряні датчиками з одиничними передаточними функціями та шумами, інтенсивність зміни яких значно менша за інтенсивність зміни корисних сигналів:

$$K_1 = 1; \quad K_2 = 1; \quad S_{\phi_1\phi_1} = S_{\phi_2\phi_2} = 0. \quad (34)$$

Задача полягає у знаходженні таких передаточних функцій регулятора W_1 та W_2 (рис. 1), щоб замкнута система „об’єкт-регулятор” була стійкою та досягав мінімуму критерій якості (6).

Вагові коефіцієнти виразу (6) призначимо у вигляді $R_0=1, C=\lambda^2$.

Вирішення поставленої задачі буде здійснене на основі алгоритму синтезу (24), (26)-(30). Його застосування вимагає визначити поліноміальні та дробово-раціональні матриці вихідних даних P, M, K_0, K_{10}, R та $S'_{\xi\xi}$ на основі виразів (10), (11), (15), застосованих до числових даних з формул (32), (33), (34). Виконання зазначених дій дозволило знайти шукані матриці у вигляді

$$P = \begin{bmatrix} T_1 s + 1 & -T_1 s - 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad M = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad K_0 = K_{10} = E_2; \quad (35)$$

$$R = \text{diag}[1, 0]; \quad S'_{\xi\xi} = \text{diag}[S_{\psi_2\psi_2}, S_{\eta\eta}, 0, 0]. \quad (36)$$

У результаті підстановки співвідношень (35) до виразу (27) отримано дробово-раціональну функцію

$$\Gamma = \left[\frac{-\lambda^2 T_1^2 + 1 + \lambda^2}{-T_1^2 s^2 + 1} \right]^+,$$

після факторизації якої визначено таке значення Γ

$$\Gamma = \frac{\lambda T s + \mu}{T_1 s + 1}, \quad \forall \mu = \sqrt{1 + \lambda^2}. \quad (37)$$

Для знаходження матриці D застосовано алгоритм (26) до матриць K_{10}, P та $S'_{\xi\xi}$ та отримано наступний результат

$$D = \frac{\sigma}{\sqrt{\pi}} \text{diag} \left[1, \frac{\sqrt{\beta}}{\gamma(s + \beta)} \right]. \quad (38)$$

Підстановка виразів (35) – (38) до співвідношення (28) дозволила представити матрицю вихідних даних N для сепарації як

$$N = \frac{\sigma}{\sqrt{\pi}(-\lambda T_1 s + \sqrt{1 + \lambda^2})} \begin{bmatrix} 1 & \sqrt{\beta} \\ T_1 s + 1 & \gamma(s + \beta) \end{bmatrix}. \quad (39)$$

Сепарація дробово-раціональної матриці (39) методом невідомих коефіцієнтів дозволила визначити шукані матриці $N_0 + N_+$ і N_- у вигляді

$$N_0 + N_+ = \frac{\sigma}{\sqrt{\pi}} \begin{bmatrix} 1 & \sqrt{\beta} \\ (\lambda + \mu)(T_1 s + 1) & \gamma(\beta \lambda T_1 + \mu)(s + \beta) \end{bmatrix},$$

$$N_- = \frac{\sigma}{\sqrt{\pi}(-\lambda T_1 s + \mu)} \begin{bmatrix} \lambda & \lambda T_1 \sqrt{\beta} \\ (\lambda + \mu) & \gamma(\beta \lambda T_1 + \mu) \end{bmatrix}. \quad (40)$$

Матриця варійованих передаточних функцій замкнутої системи, яка забезпечує мінімум функціоналу (22) та є аналітичною у ППП F_u^Ψ , дорівнює

$$F_u^\Psi = \frac{-1}{\lambda T_1 s + \mu} \begin{bmatrix} 1 & T_1 s + 1 \\ \lambda + \mu & \beta \lambda T_1 + \mu \end{bmatrix},$$

а відповідна їй матриця передаточних функцій регулятора, знайдена на основі співвідношення (24), має наступний вигляд

$$W = \frac{1}{(\lambda + \mu)} \begin{bmatrix} -1 & \beta T_1 - 1 \\ \lambda & (\beta \lambda T_1 + \mu) \end{bmatrix}. \quad (41)$$

Аналіз структури матриці (41) дозволив знайти вирішення поставленої задачі та представити передаточні функції W_1 і W_2 як

$$W_1 = -\frac{1}{\lambda(\lambda + \mu)}, \quad W_2 = \frac{\beta T_1 - 1}{(\lambda + \mu)(\beta \lambda T_1 + \mu)} \quad (42)$$

Отримані результати дають можливість стверджувати, що при стійкому ОУ структура та параметри передаточних функцій (42) оптимального регулятора не залежать від дисперсій збурень ψ_2 і η . В той же час, ваговий коефіцієнт λ суттєво впливає на параметри регулятора та накладає обмеження на точність оптимальній системі стабілізації.

Мінімальне значення функціоналу (31) дозволяє оцінити числовий показник якості стабілізації та ресурсів на керування, необхідних для її досягнення. У результаті підстановки до рівняння (31) вихідних даних, заданих виразами (33), (35), (36) та (41), та знаходження сліду матриці можна визначити, що

$$e_{\min} = \frac{\sigma^2}{j\pi} \int_{-j\infty}^{j\infty} \left(f_1 \frac{|a_1 s + a_0|^2}{|b_2 s^2 + b_1 s + b_0|^2} + f_2 \frac{|c_1 s + c_0|^2}{|d_2 s^2 + d_1 s + d_0|^2} \right) ds, \quad (43)$$

де

$$f_1 = (\lambda + \mu)^{-1}; \quad a_1 = \lambda T_1 \sqrt{(\lambda + \mu)^2 + 1};$$

$$a_0 = \sqrt{(1 + \lambda^2)} \left[(\lambda + \mu)^2 - 1 \right] - 2\lambda\mu;$$

$$b_2 = \lambda T_1^2; \quad b_1 = \lambda T_1 + T_1\mu; \quad b_0 = \mu;$$

$$f_2 = \frac{\sqrt{\beta}}{\gamma(\beta \lambda T_1 + \mu)}; \quad c_1 = \lambda T_1 \sqrt{(\beta \lambda T_1 + \mu)^2 + 1};$$

$$c_0 = \sqrt{(1 + \lambda^2)} \left[(\beta \lambda T_1 + \mu)^2 - 1 \right] - 2\lambda\beta T_1\mu$$

$$d_2 = \lambda T_1; \quad d_1 = \beta \lambda T_1 + \mu; \quad d_0 = \beta\mu.$$

Для знаходження інтегралу (43) використано методику, викладену у роботі [11], та отримано наступний результат

$$e_{\min} = \frac{\sigma^2}{\pi} \left[\frac{(\lambda + \mu)^2 - 1}{T_1(\lambda + \mu)^2} + \frac{(\beta \lambda T_1 + \mu)^2 - 1}{(\beta \lambda T_1 + \mu)^2 \gamma^2} \right]. \quad (44)$$

Перша складова виразу(44) характеризує зважену з допомогою коефіцієнта λ^2 суму дисперсій сигналів x та у оптимальної системи, які виникають внаслідок дії збурення ψ_2 , а друга складова – сума аналогічних дисперсій, які виникають внаслідок зміни координат цілі η . Як видно з аналізу виразу (44), зміна значення вагового коефіцієнту λ суттєво впливає на якість системи.

Висновки

В роботі обґрунтовано новий алгоритм синтезу оптимальних структури і параметрів багатовимірної двоканального регулятора системи стабілізації взаємного положення двох рухомих об'єктів, які знаходяться під впливом багатовимірних стаціонарних збурень. Застосування даного алгоритму на відміну від відомих дозволяє однозначно знаходити структуру і параметри частин регулятора, які забезпечують оптимальне за мінімумом дисперсії похибки ДС зменшення впливу як випадкових коливань координат цілі, так і збурень на об'єкт керування.

Література

1. *Авиационные системы радиоуправления в 3-х томах/ Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. Т.1: Принципы построения систем радиоуправления. Основы синтеза и анализа. – М.: Радиотехника, 2003. – 190 с.*
2. *Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом / В.А. Боднер. - М.: Наука, 1964. – 698 с.*
3. *Беберин Г.Г. Системы управления полетом космических аппаратов/ Г.Г. Беберин, Б.С. Скребушевский, Г.А. Соколов. – М.: Машиностроение, 1978. – 272 с.*

4. Азарсков В.Н. *Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: монография* / В.Н. Азарсков, Л.Н. Блохин, Л.С. Житецкий. – К.: НАУ, 2006. – 440 с.

5. *Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления* / Ф.А. Алиев, В.Б. Ларин, К.И. Науменко и др. – К.: Наук. думка, 1978. – 327 с.

6. *Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5-ти тт. Т.3: Синтез регуляторов систем автоматического управления* / Под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 616 с.

7. Davis M.C. *Factoring the spectral matrix*/M.C. Davis // *IEEE Trans. Automat. Contr.* – 1963. – AC-8, N4. – P. 296-305.

8. Kucera V. *Discrete line control: the polynomial equation approach* / V. Kucetra. – Praha: Akademia, 1979. – 206 p.

9. Гантмахер Ф.Р. *Теория матриц* / Ф.Р. Гантмахер. – 4-е изд. – М.: Наука, 1988. – 552 с.

10. Алиев Ф.А. *Факторизация полиномиальных матриц относительно мнимой оси и единичной окружности* / Ф.А. Алиев, В.А. Бордюг, В.Б. Ларин // *Автоматика*. – 1989. – №4. – С. 51-58.

11. *Методы классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5-ти тт. Т.2: Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления* / Под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 616 с.

Надійшла до редакції 29.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, професор, професор кафедри автоматизації виробничих процесів А.Н. Рева, Кіровоградський національний технічний університет, Кіровоград, Україна.

СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ВЕКТОРНЫХ СТАЦИОНАРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И ШУМОВ

С.И. Осадчий

Обосновано алгоритм синтеза оптимальных по квадратичному критерию качества структуры и параметров матрицы передаточных функций многомерного регулятора системы стабилизации положения одного подвижного объекта относительно другого (цели) при стационарных случайных полезных сигналах, возмущениях и шумах. Рассмотренный алгоритм распространяет известный метод синтеза многомерных оптимальных систем стабилизации на случай решения задачи проектирования многомерной замкнутой системы управления, имеющей обратную связь по отклонению и коррекцию по движениям цели. Особенность использования предложенной процедуры синтеза заключается в обеспечении возможности решения задачи синтеза регулятора без эквивалентного размыкания системы и без необходимости компенсации перекрестных связей объекта управления.

Ключевые слова: синтез, квадратичный критерий качества, матрица передаточных функций, матрица спектральных плотностей, блочная матрица, оптимальная стабилизация.

MOBILE OBJECTS SYSTEMS STABILIZATION IN THE CONDITIONS OF VECTORIAL STATIONARY INDIGNATIONS AND NOISES ACTION

S.I. Osadchiy

The synthesis algorithm of the optimum multidimensional regulator's structure and parameters is grounded in the article. Such regulator is intended for work in the system of two objects mutual position stabilization. It is based on the minimization of the quadratic criterion. It is assumed that vector stationary stochastic useful signals, indignations and hindrances operate on the system in the article. The considered algorithm diffuses the known method of multidimensional optimum systems stabilization synthesis in case of the designing such multidimensional close-loop control system which is equipped with a feed-back on deviation and correction on target motions. The feature of the offered synthesis procedure use is to make possible the regulator synthesis task decision without the equivalent breaking of the system and without the necessity of the management object crosstalks.

Keywords: synthesis, quadratic criterion of quality, matrix of transmissions functions, matrix of spectral densities, sectional matrix, optimum stabilizing.

Осадчий Сергій Іванович – канд. техн. наук, доцент, завідувач кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: srg2005@ukr.net.

УДК 539.3

К.В. АВРАМОВ¹, А.В. БОРИСЮК², Л.В. РОЗОВА²¹ *Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Украина*² *Национальный технический университет «ХПИ», Украина*

БИФУРКАЦИИ И ПОТЕРИ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОКОЛЕБАНИЙ НЕСИММЕТРИЧНОГО ОДНОДИСКОВОГО РОТОРА В ПОДШИПНИКАХ СКОЛЬЖЕНИЯ

Получена математическая модель колебаний несимметричного однодискового ротора в подшипниках скольжения. Для анализа сил масляного слоя используется аналитическое решение уравнения Рейнольдса для короткого подшипника. В исследуемом диапазоне наблюдаются несколько видов установившихся движений: равномерное вращение ротора, автоколебания, возникающие в следствие седло-узловых бифуркаций в системе. Для анализа автоколебаний используется метод гармонического баланса и решение двухточечной краевой задачи. Решения, полученные методом гармонического анализа, сравниваются с результатами численного моделирования.

Ключевые слова: *несимметричный однодисковый ротор, подшипник скольжения, автоколебания, седло-узловые бифуркации, метод гармонического баланса, двухточечная краевая задача.*

Введение

Подшипники скольжения в качестве опор ротора находят применение в стационарных газотурбинных установках. В современных газотурбинных установках возникают многочастотных нелинейных колебаний [1]. В частности, автоколебания возникают вследствие взаимодействия масляной пленки подшипника скольжения с цапфой. Автоколебания сопровождаются потерями устойчивости и как следствие бифуркационными состояниями, что может привести к разрушению ряда роторных систем [2]. На сегодняшний день, для исследования динамики роторных систем применяются аналитические и численные методы нелинейной динамики [3]. Эти задачи широко исследовались как учеными, так и инженерами, что объясняется их важностью в технике. Позняк [4] аналитически описал давления в масляной пленке подшипников скольжения. Олимпиев [5] получил асимптотическое решение уравнения Рейнольдса используя вариационный подход. В монографии [6] рассматривается устойчивость цапфы в подшипнике скольжения. Каринцев, Шульженко [7] исследовали влияние инерции масляного слоя на значения давления в подшипнике и получили модель давлений в масляном слое для коротких подшипников скольжения. А.П. Филиппов, Н.Г. Шульженко [8] применяли асимптотические методы для исследования автоколебаний в роторах. Овчарова, Голоскоков [9] анализируют вынужденные колебания ротора, состоящего из упругого вала с тремя дискретными массами, с учетом масляного слоя в коротких подшипниках скольжения.

В этой статье выводятся уравнения нелинейных колебаний однодисковых роторов в коротких подшипниках скольжения. В усилиях, действующих на цапфы ротора со стороны масляного слоя, учитываются нелинейные члены вплоть до кубических слагаемых относительно обобщенных координат и их скоростей.

Для исследования автоколебаний в полученной системе применяется метод гармонического баланса и алгоритм продолжения для решения двухточечной краевой задачи для обыкновенных дифференциальных уравнений. Исследуется устойчивость периодических движений.

Уравнения движения

В данной статье рассматривается динамика ротора, который представляет собой диск, который крепится к вращающемуся упругому валу. Вал закреплен в коротких подшипниках скольжения. В процессе вращения вала цапфы А и В совершают колебания. Перемещения цапф А и В описываются обобщенными координатами (x_1, y_1) и (x_2, y_2) . В подшипнике, со стороны масляного слоя, возникают силы, которые действуют на цапфы вала. Проекция этих сил на соответствующие оси обозначим через $F_x(x_i, y_i), F_y(x_i, y_i), i = \overline{1, 2}$. На рис.1 представлена расчетная схема несимметричного однодискового ротора в подшипниках скольжения.

Ротор вращается с постоянной угловой скоростью Ω вокруг оси Z , тогда угловую скорость диска представим следующим образом:

$$\begin{aligned}\bar{\omega} &= \omega_1 \bar{e}_1^{-(3)} + \omega_2 \bar{e}_2^{-(3)} + \omega_3 \bar{e}_3^{-(3)}, \\ \omega_1 &= \dot{\theta}_1 \cos \theta_2 \cos \theta_3 + \dot{\theta}_2 \sin \theta_3, \\ \omega_2 &= \dot{\theta}_2 \cos \theta_3 - \dot{\theta}_1 \cos \theta_2 \sin \theta_3, \\ \omega_3 &= \dot{\theta}_3 + \dot{\theta}_1 \sin \theta_2.\end{aligned}\quad (1)$$

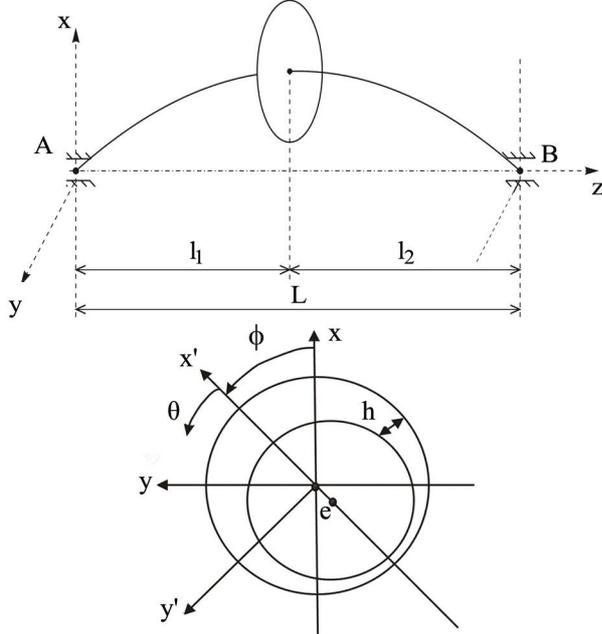


Рис. 1. Расчетная схема однодискового ротора

Окончательно, угловую скорость Ω представим так: $\Omega = \dot{\theta}_3 + \dot{\theta}_1 \sin \theta_2$. Используя (1), запишем кинетическую энергию в виде:

$$T = \frac{I_e}{2} (\dot{\theta}_2^2 + \dot{\theta}_1^2 \cos^2 \theta_2) + \frac{I_p}{2} (\dot{\theta}_3 + \dot{\theta}_1 \sin \theta_2)^2 + \frac{m}{2} (\dot{x}^2 + \dot{y}^2), \quad (2)$$

где x, y - обобщенные координаты, описывающие перемещения точек крепления диска к валу;

I_e, I_p - экваториальный и полярный моменты инерции диска.

Потенциальную энергию системы представим в следующем виде:

$$\begin{aligned}\Pi &= \frac{1}{2} c_{11} \left[(x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1)^2 + (y - \zeta_2 y_1 - \zeta_1 y_2)^2 \right] + \\ &+ \frac{1}{2} c_{22} \left[\left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right)^2 + \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right)^2 \right] + \\ &+ c_{12} \left[(x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1) \left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right) - \right. \\ &\left. - (y - \zeta_2 y_1 - \zeta_1 y_2) \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right) \right],\end{aligned}\quad (3)$$

где c_{11}, c_{12}, c_{22} - элементы матрицы жесткости;

$$\zeta_1 = \frac{l_1}{l}, \quad \zeta_2 = \frac{l_2}{l}.$$

Используя выражения для кинетической и потенциальной энергии (2, 3), запишем уравнения движения в следующем виде:

$$\begin{aligned}m\ddot{x} + c_{11} (x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1) + c_{12} \left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right) &= -mg, \\ m\ddot{y} + c_{11} (y - \zeta_1 y_2 - \zeta_2 y_1) - c_{12} \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right) &= 0, \\ I_e \ddot{\theta}_1 + I_p \Omega \dot{\theta}_2 + c_{22} \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right) - & \\ - c_{12} (y - \zeta_2 y_1 - \zeta_1 y_2) &= 0, \\ I_e \ddot{\theta}_2 - I_p \Omega \dot{\theta}_1 + c_{22} \left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right) + & \\ + c_{12} (x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1) &= 0,\end{aligned}\quad (4)$$

Уравнения равновесия цапф ротора представим так:

$$\begin{aligned}\left(\frac{\tilde{n}_{12}}{l} - \zeta_2 c_{11} \right) (x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1) + & \\ + \left(\frac{c_{22}}{l} - \zeta_2 c_{12} \right) \left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right) &= F_x(x_1, y_1), \\ \left(\frac{\tilde{n}_{12}}{l} - \zeta_2 c_{11} \right) (y - \zeta_1 y_2 - \zeta_2 y_1) + & \\ + \left(\zeta_2 c_{12} - \frac{c_{22}}{l} \right) \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right) &= F_y(x_1, y_1), \\ \left(\zeta_1 c_{11} + \frac{\tilde{n}_{12}}{l} \right) (x - \zeta_1 x_2 - \zeta_2 x_1) + & \\ + \left(\frac{c_{22}}{l} + \zeta_1 c_{12} \right) \left(\theta_2 - \frac{x_2 - x_1}{l} \right) &= -F_x(x_2, y_2), \\ \left(\frac{\tilde{n}_{22}}{l} + \zeta_1 c_{12} \right) \left(\theta_1 + \frac{y_2 - y_1}{l} \right) - & \\ - \left(\zeta_1 c_{11} + \frac{c_{12}}{l} \right) (y - \zeta_2 y_1 - \zeta_1 y_2) &= F_y(x_2, y_2).\end{aligned}$$

Под действием силы тяжести ротор занимает некоторое состояние равновесия, которое характеризуется следующим набором обобщенных координат: $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{\theta}_1, \bar{\theta}_2, \bar{x}_1, \bar{y}_1, \bar{x}_2, \bar{y}_2)$. Эти состояния равновесия определяются из следующей системы уравнений:

$$F_X(\bar{x}_1, \bar{y}_1) = mg \frac{l_2}{l}, \quad F_X(\bar{x}_2, \bar{y}_2) = mg \frac{l_1}{l}, \quad (5)$$

$$F_Y(\bar{x}_1, \bar{y}_1) = 0, \quad F_Y(\bar{x}_2, \bar{y}_2) = 0.$$

Остальные обобщенные координаты определяются так:

$$\begin{aligned}\bar{x} &= \zeta_1 \bar{x}_2 + \zeta_2 \bar{x}_1 - \frac{mgc_{22}}{c_{11}c_{22} - c_{12}^2}, \quad \bar{y} = \zeta_2 \bar{y}_1 + \zeta_1 \bar{y}_2, \\ \bar{\theta}_1 &= \frac{\bar{y}_1 - \bar{y}_2}{l}, \quad \bar{\theta}_2 = \frac{\bar{x}_2 - \bar{x}_1}{l} + \frac{mgc_{12}}{c_{11}c_{22} - c_{12}^2}.\end{aligned}\quad (6)$$

Теперь движения ротора рассматривается относительно найденного положения равновесия (5,6). Для этого введем следующую замену переменных:

$$\begin{aligned} & (x, y, \theta_1, \theta_2, x_1, y_1, x_2, y_2) \rightarrow \\ & \rightarrow (\bar{x} + x, \bar{y} + y, \bar{\theta}_1 + \theta_1, \bar{\theta}_2 + \theta_2, \bar{x}_1 + x_1, \\ & \bar{y}_1 + y_1, \bar{x}_2 + x_2, \bar{y}_2 + y_2). \end{aligned} \quad (7)$$

Окончательно, систему (4) с учетом (7) запишем так:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= R_X^{(1)}, I_e\ddot{\theta}_2 - I_p\Omega\dot{\theta}_1 + R_X^{(2)} = 0, \\ m\ddot{y} &= R_Y^{(1)}, I_e\ddot{\theta}_1 + I_p\Omega\dot{\theta}_2 - R_Y^{(2)} = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

где $R_X^{(1)} = \tilde{F}_X(x_2, y_2) + \tilde{F}_X(x_1, y_1)$;

$$R_X^{(2)} = I_1\tilde{F}_X(x_1, y_1) - I_2\tilde{F}_X(x_2, y_2);$$

$$R_Y^{(1)} = \tilde{F}_Y(x_1, y_1) + \tilde{F}_Y(x_2, y_2);$$

$$R_Y^{(2)} = I_1\tilde{F}_Y(x_1, y_1) - I_2\tilde{F}_Y(x_2, y_2).$$

Проекции сил, действующие на цапфы вала со стороны масляного слоя подшипника, представим так:

$$\begin{aligned} F_x &= - \int_0^{L_b} \int_0^\pi (\cos(\theta + \phi) p(\theta, z) R) d\theta dz, \\ F_y &= - \int_0^{L_b} \int_0^\pi (\sin(\theta + \phi) p(\theta, z) R) d\theta dz, \end{aligned} \quad (9)$$

где L_b – длина короткого подшипника;
 ϕ – угол линии центров.

Предполагается, что масляный слой занимает область $\theta \in [0; \pi]$. Давление, действующее на цапфу со стороны масляного слоя $p(z_1, \theta)$, определяется из уравнения Рейнольдса [5]. Решение этого уравнения для короткого подшипника представим так:

$$p = \frac{3\mu}{h^3} \left[\Omega \frac{\partial h}{\partial \theta} + 2 \frac{\partial h}{\partial t} \right] z_1 (z_1 - L_b), \quad (10)$$

где μ – вязкость масла;

z_1 – продольная локальная координата подшипника скольжения.

Величина h принимает следующее значение: $h = c + e \cos(\theta) = c - x \cos(\theta) - y \sin(\theta)$, где c – величина зазора между цапфой и подшипником (см. рис.1).

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{R\mu L_b^3}{2} \int_0^\pi \frac{\cos(\theta + \phi)}{h^3} (\Omega(x \sin(\theta + \phi) - \\ & y \cos(\theta + \phi)) + 2(\dot{x} \cos(\theta + \phi) + \dot{y} \sin(\theta + \phi))) d\theta, \\ F_y &= \frac{R\mu L_b^3}{2} \int_0^\pi \frac{\sin(\theta + \phi)}{h^3} (\Omega(x \sin(\theta + \phi) - \\ & -y \cos(\theta + \phi)) + 2(\dot{x} \cos(\theta + \phi) + \dot{y} \sin(\theta + \phi))) d\theta. \end{aligned} \quad (11)$$

Введем следующие безразмерные переменные и параметры:

$$\tilde{x}_j = \frac{x_j}{c}, \quad \tilde{y}_j = \frac{y_j}{c}, \quad H = \frac{h}{c}, \quad \tau = \Omega t. \quad (12)$$

Когда ротор находится в состоянии равновесия, решение (10) принимает следующий вид:

$$p = - \frac{3\mu\Omega e \sin \theta}{(c + e \cos \theta)^3} z_1 (z_1 - L_b). \quad \text{Уравнения равнове-}$$

сия цапфы запишем так:

$$F_{X'} = G \cos \phi_e, \quad F_{Y'} = -G \sin \phi_e, \quad (13)$$

где $F_{X'}$, $F_{Y'}$ – проекции сил в направлении осей x' , y' ;

ϕ_e – угол линии центров для равновесного состояния цапфы;

G – значение вертикальной силы в подшипнике.

Для цапф А и В сила G принимает следующий вид: $G = mg \frac{l_2}{l_1}$; $G = mg \frac{l_1}{l_1}$. Тогда статические силы можно представить так:

$$F_{X'} = \frac{L_B^3 \mu \Omega R e^2}{c^2 (1 - \varepsilon^2)^2}, \quad F_{Y'} = - \frac{\pi L_B^3 \mu \Omega R e}{4c^2 (1 - \varepsilon^2)^{3/2}}, \quad \varepsilon = \frac{e}{c}. \quad (14)$$

Из выражений (13), (14) получаем нелинейное уравнения для определения величины эксцентриситета ε :

$$G = \frac{L_B^3 \mu \Omega R e}{4c^2 (1 - \varepsilon^2)^2} \sqrt{16\varepsilon^2 + \pi^2 (1 - \varepsilon^2)}. \quad \text{Тогда ко-}$$

ординаты равновесия цапфы А запишем так:

$$\begin{aligned} \tilde{x}_{1,0} &= \bar{x}_1 c^{-1} = -\varepsilon_1 \cos \phi_{e1}, \\ \tilde{y}_{1,0} &= \bar{y}_1 c^{-1} = -\varepsilon_1 \sin \phi_{e1}, \\ \operatorname{tg} \phi_{e1} &= \pi \sqrt{1 - \varepsilon_1^2} / (4\varepsilon_1). \end{aligned} \quad (15)$$

Индекс 1 у величин ε и ϕ_e обозначает, что эти параметры описывают равновесие цапфы А. Рассмотрим динамику ротора относительно найденных положений равновесия. Для этого введем следующую замену: $\tilde{x}_i \rightarrow \tilde{x}_i + \tilde{x}_{i,0}$, $\tilde{y}_i \rightarrow \tilde{y}_i + \tilde{y}_{i,0}$, $i = 1, 2$. Используем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \vartheta &= \theta + \phi_e, \quad \gamma = \frac{R\mu L_b^3 \Omega}{2c^2}, \quad J_1 = \int_{\phi_e}^{\theta + \phi_e} \frac{\cos^2(\vartheta)}{H_1^3} d\vartheta, \\ J_2 &= \int_{\phi_e}^{\theta + \phi_e} \frac{\sin^2(\vartheta)}{H_1^3} d\vartheta, \quad J_3 = \int_{\phi_e}^{\theta + \phi_e} \frac{\cos(\vartheta) \sin(\vartheta)}{H_1^3} d\vartheta, \end{aligned}$$

$$H_1(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1) = 1 - (\tilde{x}_1 + \tilde{x}_{1,0}) \cos \vartheta - (\tilde{y}_1 + \tilde{y}_{1,0}) \sin \vartheta.$$

С учетом введенной замены, проекции сил (11) можем записать в виде:

$$F_X = \gamma(\tilde{x}_1 + \tilde{x}_{1,0} - 2\tilde{y}'_1)J_3 - \gamma(\tilde{y}_1 + \tilde{y}_{1,0} + 2\tilde{x}_1)J_1, \quad (16)$$

$$F_Y = \gamma(\tilde{x}_1 + \tilde{x}_{1,0} - 2\tilde{y}'_1)J_2 - \gamma(\tilde{y}_1 + \tilde{y}_{1,0} + 2\tilde{x}_1)J_3.$$

Разложим проекции сил F_X, F_Y в степенной ряд по обобщенным перемещениям \tilde{x}_1, \tilde{y}_1 и скоростям $\tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1$ так:

$$F_X = F_{X,0} + F_{X,1}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + F_{X,2}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + F_{X,3}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + \dots, \quad (17)$$

$$F_Y = F_{Y,0} + F_{Y,1}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + F_{Y,2}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + F_{Y,3}(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + \dots,$$

где $F_{X,0}, F_{Y,0}$ - постоянные составляющие силы;

$F_{X,1}, F_{Y,1}$ - линейные части сил относительно $\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1$;

$F_{X,2}, F_{Y,2}, F_{X,3}, F_{Y,3}$ - нелинейные составляющие силы второго и третьего порядка.

Линейные части сил масляного слоя представим следующим образом:

$$F_{X,1} = \gamma[(x - 2\dot{y})I_1 - (y + 2\dot{x})I_2 - 3\epsilon x I_3 - 3\epsilon y I_4], \quad (18)$$

$$F_{Y,1} = \gamma[(x - 2\dot{y})I_5 - (y + 2\dot{x})I_6 - 3\epsilon x I_4 - 3\epsilon y I_6].$$

Квадратичную составляющую сил (17) запишем так:

$$F_{X,2} = \gamma\left[3(x^2 - y^2 - 2x\dot{y} - 2y\dot{x})I_7 - 3x(y + 2\dot{x})I_8 + 3y(x - 2\dot{y})I_9 - 6\epsilon x^2 I_{10} - 6\epsilon y^2 I_{11} - 12\epsilon xy I_{12}\right], \quad (19)$$

$$F_{Y,2} = \gamma\left[3(x^2 - y^2 - 2x\dot{y} - 2y\dot{x})I_9 - 3x(y + 2\dot{x})I_7 + 3y(x - 2\dot{y})I_{13} - 6\epsilon x^2 I_{12} - 6\epsilon y^2 I_{14} - 12\epsilon xy I_{11}\right].$$

Кубическая составляющая сил (17) записывается в виде:

$$F_{X,3} = \gamma\left\{6\left[x^2(x - 2\dot{y}) - 2xy(y + 2\dot{x})\right]I_{15} + 6\left[2xy(x - 2\dot{y}) - y^2(y + 2\dot{x})\right]I_{16} + 6y^2(x - 2\dot{y})I_{17} - 6x^2(y + 2\dot{x})I_{18} - 20\epsilon x^3 I_{19} - 20\epsilon y^3 I_{20} - 60\epsilon x^2 y I_{21} - 60\epsilon xy^2 I_{21}\right\}, \quad (20)$$

$$F_{Y,3} = \gamma\left\{6\left[x^2(x - 2\dot{y}) - 2xy(y + 2\dot{x})\right]I_{16} + 6\left[2xy(x - 2\dot{y}) - y^2(y + 2\dot{x})\right]I_{17} + 6y^2(x - 2\dot{y})I_{23} - 6x^2(y + 2\dot{x})I_{15} - 20\epsilon x^3 I_{21} - 20\epsilon y^3 I_{24} - 60\epsilon x^2 y I_{22} - 60\epsilon xy^2 I_{20}\right\},$$

где I_1, \dots, I_{24} - интегралы, которые берутся в элементарных функциях и не приводятся для краткости изложения.

Подставляя выражения для проекций сил (17) в уравнения движения (8), получаем систему нелиней-

ных дифференциальных уравнения, которую в матричном виде запишем так:

$$[M]\ddot{q} + [G]\dot{q} = [K_1]q + [D_1]q' + W(q_1, q'_1), \quad (21)$$

где $W(q_1, q'_1)$ - вектор нелинейных составляющих сил, которые принимают следующий вид:

$$w_1 = F_X(\tilde{x}_2, \tilde{y}_2, \tilde{x}'_2, \tilde{y}'_2) + F_X(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + 2F_{X,0},$$

$$w_2 = I_1 F_Y(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) - I_2 F_Y(\tilde{x}_2, \tilde{y}_2, \tilde{x}'_2, \tilde{y}'_2) + (I_1 - I_2)F_{Y,0},$$

$$w_3 = F_Y(\tilde{x}_2, \tilde{y}_2, \tilde{x}'_2, \tilde{y}'_2) + F_Y(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + 2F_{Y,0},$$

$$w_4 = I_2 F_X(\tilde{x}_2, \tilde{y}_2, \tilde{x}'_2, \tilde{y}'_2) - I_1 F_X(\tilde{x}_1, \tilde{y}_1, \tilde{x}'_1, \tilde{y}'_1) + (I_2 - I_1)F_{X,0}.$$

Окончательно систему (21) запишем в виде:

$$\ddot{q} + [F]\dot{q} + [Q]q = \tilde{W}(q, \dot{q}), \quad (22)$$

где $\tilde{W}(q, \dot{q}) = [M]^{-1} W(q_1, q'_1) =$

$$= [M]^{-1} W(q_1, \Omega^{-1}\dot{q}_1) = [M]^{-1} W(\tilde{D}^{-1}Rq, \Omega^{-1}\tilde{D}^{-1}R\dot{q}).$$

В численном анализе уравнений (22) учитывались как квадратичные, так и кубические составляющие проекций нелинейных сил, действующих со стороны масляного слоя (17).

Метод анализа автоколебаний

Для анализа автоколебаний с одной мажорантной гармоникой применяется метод гармонического баланса, который учитывает фильтрующие свойства динамических процессов. Движение системы (22) представим так:

$$\begin{aligned} x &= A_0 + \tilde{A}_1 \cos(\omega\tau + \psi_1), \\ \theta_1 &= B_0 + \tilde{B}_1 \cos(\omega\tau + \psi_2), \\ y &= C_0 + \tilde{C}_1 \cos(\omega\tau + \psi_3), \\ \theta_2 &= D_0 + \tilde{D}_1 \cos(\omega\tau + \psi_4). \end{aligned} \quad (23)$$

Система (22) является автономной, следовательно, она инвариантна относительно преобразования времени $\tau = t + t_*$, где параметр t_* выберем так:

$t_* = -\frac{\Psi_1}{\omega}$. Тогда решение (23) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} x &= A_0 + A_1 \cos(\omega t), \\ \theta_1 &= B_0 + B_1 \cos(\omega t) + B_2 \sin(\omega t), \\ y &= C_0 + C_1 \cos(\omega t) + C_2 \sin(\omega t), \\ \theta_2 &= D_0 + D_1 \cos(\omega t) + D_2 \sin(\omega t), \end{aligned} \quad (24)$$

где $A_0, A_1, \dots, D_2, \omega$ - неизвестные параметры колебаний.

Уравнение (24) введем в (22) и приравняем гармоники при постоянных величинах, $\sin(\omega t)$ и $\cos(\omega t)$. В результате получается система 12 нели-

нейных алгебраических уравнений относительно параметров $A_0, A_1, \dots, D_2, \omega$.

Целью анализа колебаний ротора является определение амплитудно-частотной характеристики. Для ее расчета задается значение частоты вращения ротора Ω с некоторым шагом. Для каждого значения Ω решается система 12 нелинейных алгебраических уравнений и определяются параметры автоколебаний ротора.

Кроме моно гармонических автоколебаний в системе (22) существуют движения состоящие из нескольких гармоник ряда Фурье. Исследование таких движений в системе (22) методом гармонического баланса приводит к практически непреодолимым вычислительным трудностям. В рассматриваемом случае метод продолжения решения по параметру в сочетании с решением двухточечной краевой задачи является чрезвычайно эффективным [10]. Для изложения этого метода систему (22) представим в следующем векторном виде:

$$\dot{z} = f(z), \quad (25)$$

где $z = [q; \dot{q}]^T$;

$f(z)$ - нелинейная вектор-функция размерности 8.

Периодические движения динамической системы (25) удовлетворяют следующим граничным условиям: $z(0) = z(T)$. Начальные условия динамической системы (25) обозначим так: $z_0 = z(0)$. Тогда решение этой системы при $t = T$ обозначим так: $z_T = z(T)$. Это решение является векторной функцией, которую можно представить так: $z_T(z_0, T)$. Тогда граничные условия записываются в виде следующей системы 8 нелинейных алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned} F(z_0, T) &= z_T(z_0, T) - z_0, \\ F(z_0, T) &= 0. \end{aligned} \quad (26)$$

В этой системе уравнений 9 неизвестных: вектор z_0 начальных условий и период колебаний T . Итак, число неизвестных на 1 больше чем число уравнений. Для нахождения неизвестных параметров применим итерационный метод Ньютона, который подробно рассмотрен в [10]. На i -й итерации этого метода из системы линейных алгебраических уравнений определяется векторная величина $\Delta z^{(i)}$, которая связывает значения вектора z на i -й и $(i+1)$ -й итерации так: $z^{(i+1)} = z^{(i)} - \Delta z^{(i)}$.

Итак, метод Ньютона на каждой итерации сводится к системе 8 линейных алгебраических уравнений с 9 неизвестными.

Поэтому на каждой итерации к системе линейных алгебраических уравнений добавляется условие

ортогональности $\Delta z^{(i)}$ к траектории, которое выражается так: $(f(\Delta z^{(i-1)}), \Delta z^{(i)}) = 0$.

В результате применения метода Ньютона определяются периодические колебания.

Целью нашего анализа является построение амплитудно-частотной характеристики. Для этого частота вращения ротора Ω задается с некоторым шагом. Для каждого значения Ω определяются периодические колебания.

Для исследования устойчивости периодических режимов исследовались уравнения в вариациях. Для их определения в периодические колебания системы (22) вводились малые возмущения $u(t)$, которые описываются следующей системой линейных обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\dot{u} = Df(z^*) \cdot u, \quad (27)$$

где $u(t)$ - вектор-функция, описывающая малые отклонения от периодического движения;

$Df(z^*)$ - матрица Якоби вектор-функции правых частей системы (25);

z^* - периодическое движение (24).

Для оценки устойчивости вычисляется фундаментальная матрица системы (27) и находятся мультипликаторы [10].

Численный анализ колебаний

Колебания ротора исследовались при следующих численных значениях параметров:

$$\begin{aligned} R &= 0,057 \text{ М, } \mu = 18 \cdot 10^{-3} \text{ Па} \cdot \text{с, } L_B = 28,5 \cdot 10^{-3} \text{ м,} \\ c &= 0,2 \cdot 10^{-3} \text{ м, } m = 374 \text{ кг, } l_1 = 0,5 \text{ м, } l_2 = 0,648 \text{ м,} \\ I_p &= 28,4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, I_e = 14,2 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, E = 2,1 \cdot 10^{11} \text{ Па,} \\ J &= 8,29 \cdot 10^{-6} \text{ м}^4. \end{aligned}$$

Определим критическую частоту вращения ротора, при которой равномерное вращение с постоянной угловой скоростью теряет устойчивость и возникает автоколебания системы. Для определения этой критической угловой скорости находятся характеристические показатели линеаризованной системы (22). Метод определения характеристических показателей представлен в [10]. Частота вращения ротора, при которой он теряет устойчивость равномерного вращения, составляет $\tilde{\Omega} = 1710$ рад/с. Для исследования автоколебаний ротора численно решалась система 12 нелинейных алгебраических уравнений относительно амплитуд автоколебаний, а также двухточечная краевая задача при квазистатическом изменении частоты вращения ротора Ω .

Результаты расчета представлены на амплитудно-частотной характеристике (рис. 2).

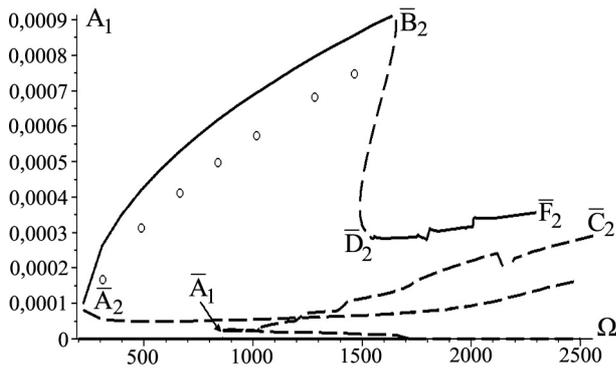


Рис.2. Амплитудно-частотная характеристика колебаний

При $\tilde{\Omega} = 1710$ рад/с наблюдается бифуркация Хопфа. В результате этой бифуркации возникают неустойчивые предельные циклы, которые претерпевают седло-узловую бифуркацию в точке \bar{A}_1 . После этой бифуркации предельные циклы являются неустойчивыми. В системе была найдена еще одна ветка автоколебаний, которая обозначена $(\bar{C}_2\bar{A}_2\bar{B}_2)$. Участок $(\bar{A}_2\bar{B}_2)$ этой ветви описывает устойчивые предельные циклы, которые в точке седло-узловой бифуркации \bar{A}_2 и \bar{B}_2 преобразуются в неустойчивые движения. Участок $(\bar{D}_2\bar{F}_2)$ описывает устойчивые предельные циклы, которые получены из решения двухточечной краевой задачи.

Для подтверждения результатов, полученных методом гармонического баланса, проводилось прямое численное интегрирование системы (22) методом Рунге-Кутты. Начальные условия для интегрирования выбирались из результатов метода гармонического баланса. Результаты расчета приводятся на рис.2 точками.

На рис. 3 показаны устойчивые режимы колебаний, соответствующие промежуткам $(\bar{A}_2\bar{B}_2)$ и $(\bar{D}_2\bar{F}_2)$.

Между результатами, полученными двумя различными методами, наблюдается довольно хорошее совпадение.

Выводы

Исследована бистабильность автоколебаний ротора. В диапазоне $\Omega \in [300; 1700]$ рад/с наблюдается два вида установившихся движений. К первому виду, относятся состояния равновесия, которые описывают равномерное вращение ротора. Ко второму типу движений, относятся автоколебания, которые возник-

ают вследствие седло-узловых бифуркаций \bar{A}_2 , \bar{B}_2 , \bar{D}_2 . В зависимости от величины начальных условий в системе будет реализовываться один из полученных режимов.

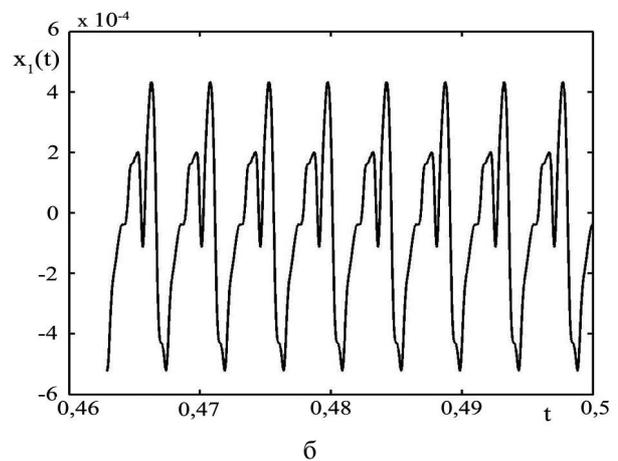
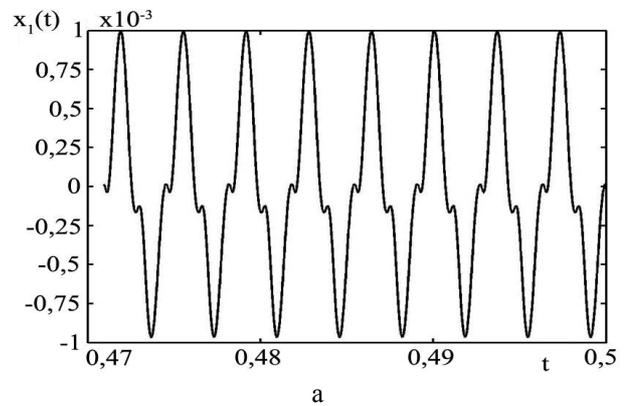


Рис. 3. Установившиеся колебания при различных значениях угловой частоты Ω :

а – при $\Omega = 1450$ рад/с ;

б – при $\Omega = 1750$ рад/с

Из классической литературы по автоколебаниям роторов [4, 6] считается, что автоколебания ротора возникают в точке бифуркации Хопфа. Результаты, представленные в этой статье, опровергают сложившуюся точку зрения. Дело в том, что в системе могут возникать автоколебания вследствие седло-узловой бифуркации при частотах вращения ротора значительно меньше частоты, соответствующей бифуркации Хопфа.

Литература

1. Письменный И.Л. Многочастотные нелинейные колебания в газотурбинном двигателе / И.Л. Письменный. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.

2. Zhang X. Y. On site testing and analysis of the oil whirl phenomena in national made 200MW steam turbine generator systems / X.Y. Zhang // *Power Industry*. – 1992. – №12. – P. 32-37.

3. Nonlinear normal modes of a rotating shaft based on the Invariant Manifold Method / M. Legrand, D. Jiang, C. Pierre, S.W. Shaw // *International Journal of Rotating Machinery*. – 2004. – №10. – P. 319-335.

4. Позняк Э.Л. Неустойчивые колебания роторов на подшипниках скольжения / Э.Л. Позняк // *Динамика гибких роторов*. – М.: Наука, 1972. – С. 22-29.

5. Олимпиев В.И. О собственных частотах ротора на подшипниках скольжения / В.И. Олимпиев // *Изв. АН СССР, ОТН*. – 1960. – №3. – С. 24-29.

6. Тондл А. Динамика роторов турбогенераторов / А. Тондл. – Л.: Энергия, 1971. – 386 с.

7. Каринцев И.Б. Статические и динамические характеристики масляной пленки коротких подшип-

ников скольжения / И.Б. Каринцев, Н.Г. Шульженко // *В кн.: Динамика и прочность машин*. – Х.: ХГУ, 1972. – Вып. 16. – С. 14-18.

8. Филиппов А.П. Устойчивость колебаний ненагруженного неуравновешенного ротора в коротких опорах жидкостного трения / А.П. Филиппов, Н.Г. Шульженко // *Машиноведение*. – 1973. – №4. – С. 21-28.

9. Овчарова Д.К. Вынужденные колебания ротора на подшипниках скольжения / Д.К. Овчарова, Е.Г. Голоскоков // *Прикладная механика*. – 1975. – №11. – С. 95-99.

10. Аврамов К.В. Нелинейная динамика упругих систем. т.1. Модели, методы, явления / К.В. Аврамов, Ю.В. Михлин. – М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», Институт компьютерных исследований, 2010. – 704 с.

Поступила в редакцию 20.10.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теоретической механики О.К. Морачковский, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

БІФУРКАЦІЇ ТА ВТРАТИ СТІЙКОСТІ АВТОКОЛИВАНЬ НЕСИМЕТРИЧНОГО ОДНОДИСКОВОГО РОТОРУ В ПІДШИПНИКАХ КОВЗАННЯ

К.В. Аврамов, О.В. Борисюк, Л.В. Розова

Отримано математичну модель коливань несиметричного однодискового ротора в підшипниках ковзання. Для аналізу сил масляного шару використовується аналітичний розв'язок рівняння Рейнольдса для випадку короткого підшипника. У досліджуваному діапазоні спостерігаються кілька видів сталих рухів: рівномірне обертання ротора та автоколивання, що виникають внаслідок сідло-вузлових біфуркацій в системі. Для аналізу автоколивань використовується метод гармонічного балансу і рішення двучовкової крайової задачі. Розв'язки, що отримані методом гармонічного аналізу, порівнюються з результатами чисельного моделювання.

Ключові слова: несиметричний однодисковий ротор, підшипник ковзання, автоколивання, сідло-вузлові біфуркації, метод гармонічного балансу, двучовкова крайова задача.

BIFURCATIONS AND LOSS OF STABILITY OF SELF-VIBRATIONS OF ASYMMETRICAL ONE-DISK ROTOR IN JOURNAL BEARINGS

K.V. Avramov, A.V. Borysiuk, L.V. Rozova

A mathematical model of vibrations of an asymmetric one-disk rotor in journal bearings is obtained. Analytical solution of Reynolds' equation for the case of a short bearing is used to analyze the forces of the fluid film. Several types of steady motions are observed in studied range. There are uniform rotation of the rotor and self-vibrations arising due to saddle-node bifurcations in the system. Method of harmonic balance and the solution of two-point boundary value problem are used to analyze the self-vibrations. Solutions obtained by harmonic balance method are compared with numerical simulation of the system.

Key words: asymmetrical one-disk rotor, journal bearing, self-vibrations, saddle-node bifurcations, harmonic balance method, two-point boundary value problem.

Аврамов Константин Витальевич – д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник отдела нестационарных процессов, ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: kavramov@ipmach.kharkov.ua.

Борисюк Алексей Вячеславович – аспирант каф. газогидромеханики и тепломассообмена, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: alexborysiuk@mail.ru.

Розова Людмила Викторовна – канд. техн. наук, доцент кафедры газогидромеханики и тепломассообмена, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

УДК 532.593:541.24

С.А. ДАВЫДОВ

Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА УДЕРЖИВАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ ТОПЛИВА ПРИ ИМПУЛЬСНОМ ИЗМЕНЕНИИ ДАВЛЕНИЯ

В работе представлена методика инженерной оценки удерживающей способности систем обеспечения сплошности топлива сетчатого типа при импульсном изменении давления в топливе, возникающем на переходных этапах работы двигателей космических летательных аппаратов. Приведены ограничения на использование предлагаемой методики и обоснованы, принятые при ее разработке, допущения. Процесс расчета разделен на ряд последовательных этапов, содержание которых представлено в работе. В заключении отмечается необходимость использования методики на этапе эскизного проектирования перспективных систем обеспечения сплошности топлива

Ключевые слова: космические летательные аппараты, топливо, система обеспечения сплошности, импульсы давления

Введение

Среди разнообразных систем обеспечения сплошности топлива (СОСТ) на входе в сливную магистраль в системах питания космических летательных аппаратов (КЛА) наиболее широко используются СОСТ на основе сетчатых фазоразделителей (СФР) [1]. Основным рабочим элементом этих систем являются тканые металлические сетки с ячейками микронных размеров. В настоящее время разработаны разнообразные инженерные методики расчета проектных параметров СОСТ сетчатого типа, используемые на этапе эскизного проектирования. При этом теоретически и экспериментально определяются такие параметры, как статическая удерживающая способность [2], динамическая удерживающая способность [3], коэффициент гидравлического сопротивления [4], коэффициент упругости [5]. Эти методики позволяют оптимизировать выбор сетчатого материала для изготовления СФР и тем самым повысить уровень технического совершенства всей СОСТ.

1. Формулирование проблемы

Значительное влияние на работоспособность СОСТ оказывают переходные этапы работы двигательной установки КЛА, при которых происходят импульсные изменения давления в топливе. Возникающие скачкообразные перепады давления на СФР могут значительно превосходить их удерживающую способность, не вызывая при этом прорыва газовой фазы через ячейки СФР [6]. Работоспособность

СОСТ в условиях импульсного снижения давления в топливе экспериментально изучена в [7]. Однако результаты этих экспериментальных исследований не позволяют непосредственно выполнять инженерные расчеты на этапе эскизного проектирования СОСТ. Поэтому целью данной работы была разработка методики инженерного расчета изменения удерживающей способности СОСТ сетчатого типа при импульсном изменении давления в топливе на поверхности СФР.

2. Принятые допущения

Эксплуатируемые в настоящее время сетчатые СОСТ отличаются большим конструктивным разнообразием [1]. С целью повышения универсальности представленной ниже методики были выделены наиболее общие элементы конструкции сетчатых СОСТ. При этом для корректного использования методики необходимо выполнение ряда ограничений, о которых будет сказано ниже.

Характерной особенностью всех СОСТ сетчатого типа является существование внутри топливного бака замкнутых областей, которые свободны от газовой фазы вплоть до полного опорожнения бака. Эти области связаны со сливным отверстием и поверхность, ограничивающая их, изготовлена из СФР. Например, на рис.1 представлена СОСТ системы орбитального маневрирования КЛА «Space Shuttle» [1]. Эта система разделяет полость бака на три замкнутых подобласти 1, 5 и 6, которые отделены друг от друга СФР 4 и 9. При контакте газовой фазы с СФР на этапе запуска двигательной установ-

ки возникает кратковременное снижение давления на поверхности раздела фаз. Поскольку ячейки СФР имеют размеры несколько десятков микрон, а бак системы орбитального маневрирования – несколько десятков сантиметров, то вполне обоснованно проводить оценку вероятности прорыва газа через СФР в области размером несколько десятков диаметров ячеек СФР и не учитывать реальную геометрию СОСТ во всем баке.

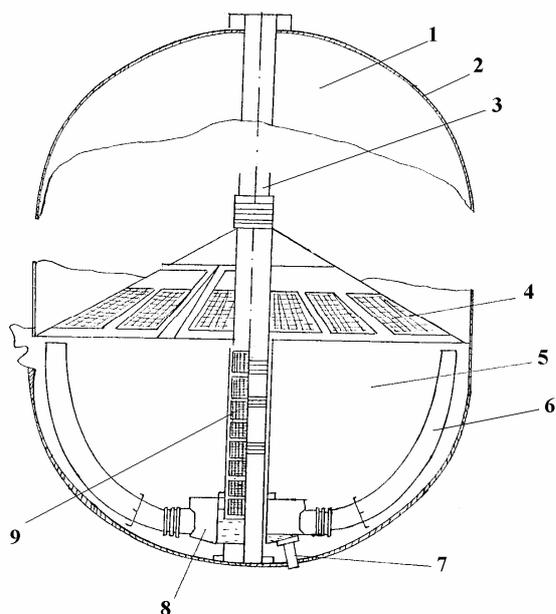


Рис. 1. Топливный бак системы орбитального маневрирования КЛА «Space Shuttle»: 1 – верхний отсек; 2 – стенка бака; 3 – датчик уровня; 4 – разделитель верхнего и нижнего отсеков; 5 – нижний отсек; 6 – сливные каналы; 7 – сливное отверстие; 8 – коллектор сливных каналов; 9 – сетчатый разделитель сливных каналов

Универсальный топливный бак, приведенный на рис.2 [1], имеет две замкнутых полости, которые отделены друг от друга поверхностями четырех сливных каналов 1, объединенных вместе сливным коллектором 3. Поверхности этих каналов имеют специальные «окна», закрытые СФР 2 (рис.2). Часть объема бака, ограниченная сливными каналами должна быть всегда заполнена топливом, вплоть до полного его слива из внешней по отношению к сливным каналам 1 части бака. Очевидно, что и для данной конструкции СОСТ указанное выше допущение вполне приемлемо. Таким образом, приведенные на рис. 1 и 2 конфигурации СОСТ, свидетельствуют об обоснованности принятого выше допущения.

Существенное влияние на характер взаимодействия поверхности раздела фаз с СФР оказывает длительность изменения давления в топливе [7].

Если общая длительность нестационарного процесса не превосходит 0,15с, а промежуток времени начального спада давления на СФР не превосходит 0,03с, то предлагаемая методика оценки работоспособности СФР может пользоваться. В противном случае уровень нагружения СФР следует определять по максимальному перепаду давлений на его поверхности.

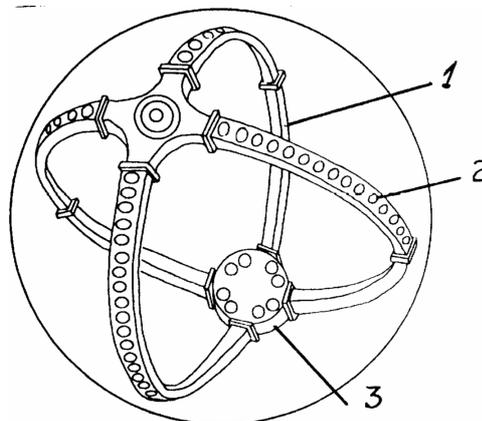


Рис. 2. Универсальный топливный бак: 1 – сливные каналы; 2 – сетчатый разделитель; 3 – коллектор сливных каналов

При определении уровня нагружения СФР следует учитывать текущие нестационарные значения перепада давления, если выполняется следующее условие

$$\frac{T_d^2 a_{cp}}{2l_{cфр}} > 1, \quad (1)$$

где T_d – длительность времени начального спада или роста нестационарного перепада давлений на СФР, с;

a_{cp} – ускорение топлива за время T , m/c^2 ;
 $l_{cфр}$ – толщина СФР, м.

Если условие (1) не выполняется, то для определения величины эффективного перепада давления на СФР следует пользоваться приведенной ниже расчетной методикой.

3. Исходные данные для расчета

Исходными данными для расчетов являются:

- плотность ρ , динамическая вязкость μ и поверхностное натяжение σ топлива;
- номинальный расход топлива Q и время выхода двигателя на расчетный режим T_d ;
- коэффициент погружения СФР в топливо η ;
- геометрические параметры СФР: размер ячейки a , диаметр проволоки основы d_0 и утка d_y , коэффициент живого сечения f_c и тип плетения;

- общая площадь поверхности СФР в баке S ;
 - значение действующего перепада давления на СФР Δp_c в момент начала изменения давления.

4. Этапы процесса расчета

Процесс расчета состоит из следующих шагов.

Шаг 1. Определяется средняя скорость движения топлива через СФР V_c при выходе двигателя на номинальный режим при коэффициенте погружения СФР в топливо η :

$$V_c = \frac{Q}{S\eta f_c}. \quad (2)$$

Шаг 2. Определяется среднее ускорение топлива \dot{V}_c при выходе двигателя на номинальный режим:

$$\dot{V}_c = \frac{V_c}{T_d}. \quad (3)$$

Шаг 3. Определяется амплитуда импульсного изменения давления Δp_i по формуле [8]

$$\Delta p_i = \left(\alpha + \frac{\beta}{Re_c} + \frac{\gamma}{Fr_c^2} \right) \frac{\rho V_c^2}{2}, \quad (4)$$

где $Re_c = \frac{\rho V_c}{\mu f_c}$ - число Рейнольдса;

$Fr_c = \frac{V_c^2}{V_c a f_c}$ - число Фруда;

$\alpha, \beta, \gamma, \chi$ - эмпирические постоянные, значения которых зависят от типа плетения СФР [8].

Шаг 4. Проверяется условие (1). Если это условие выполняется, то следует полагать, что эффективный перепад давления на СФР $\Delta p_e = \Delta p_c + \Delta p_i$ и СОСТ будет работоспособна при выполнении условия

$$\Delta p_e \leq k \Delta p_{cfr}, \quad (5)$$

где $\Delta p_{cfr} = \frac{2\sigma}{r_c}$ - статическая удерживающая способность СФР [1], кг/(м·с²);

k - коэффициент запаса работоспособности СФР;
 r_c - капиллярный радиус ячеек СФР, м.

Если условие (1) не выполняется, то для оценки работоспособности СОСТ следует пользоваться зависимостью [7]

$$\Delta p_e \leq k (\Delta p_i + \Delta p_{cfr} e^{-\frac{C \Delta p_i}{\Delta p_{cfr}}}), \quad (6)$$

где C - эмпирическая постоянная, зависящая от конструкции сетчатой СОСТ.

Экспериментальные данные показывают [7], что постоянная C существенно зависит от жесткости СФР. В свою очередь жесткость СФР зависит от способа его размещения в опорном «окне» [1]. По-

скольку в большинстве используемых конструкций СОСТ СФР располагаются на жесткой опоре в (6) можно полагать $C=0,5$ [7].

Следует отметить, что данное значение параметра C получено на основе обобщения экспериментальных данных для импульсного изменения давления длительностью 0,15с и амплитудой от 240 кг/(м·с²) до 620 кг/(м·с²). В общем случае для определения значения C следует провести эксперименты по методике, изложенной в [7]. Если условие (6) выполняется, то СОСТ будет работоспособна в данных динамических условиях.

Заключение

Поскольку относительная величина перепада давления на СФР за счет импульсных изменений давления может достигать 27% от общего действующего перепада давления при выполнении КЛА полетного задания [9], неверная инженерная оценка эффективного перепада давления может привести к существенному завышению требуемой величины Δp_{cfr} . Повышение Δp_{cfr} , т.е. статической удерживающей способности СФР возможно только за счет снижения капиллярного радиуса ячеек, что влечет за собой снижение технических характеристик СОСТ. В заключение следует отметить, что данная расчетная методика может быть применима к СФР, деформацией которых при возникновении импульсного изменения давления можно пренебречь. Влияние упругости на удерживающую способность СФР при импульсном изменении давления в топливе требует проведения дополнительных исследований.

Литература

1. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / В.В. Багров, А.В. Курпатенков, В.М. Поляев и др.; под. ред. В.М. Поляева - М.: УНПЦ «ЭНЕРГО-МАШ», 1997. - 328 с.
2. Junge H.-P. Zur bestimmung der filterfeinheit von tressengeweben mit den. Bubble-point-test / H.-P. Junge // Aufbereitungstechnik. - 1978. - V. 19, № 5. - P. 209-216.
3. Давыдов С.А. Численный расчет взаимодействия свободной поверхности жидкости с сетчатой разделительной перегородкой / С.А. Давыдов // Математическое моделирование в механике жидкости и газа: сб. науч. тр. Днепрпетровского государственного университета. - Днепрпетровск, 1992. - С. 72-77.
4. Pressure drop accross woven screens under uniform and nonuniform flow conditions / Ludewing M, Omori S., Rao G.L.- NASA, 1974. - 143 p. - CR № 120559.

5. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования влияния коэффициента упругости сетчатых разделителей фаз на их удерживающую способность / С.А. Давыдов // *Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка.* – 2004. – Вип. 8, № 12. – С. 11–17.

6. Tegart J.R. Influence of pressure transients on the performance of capillary propellant acquisition systems / J.R.Tegart // *AIAA Paper.* – 1976. – № 597. – 8 p.

7. Экспериментальная оценка влияния переменного давления на прорыв газа через металлическую сетку / С.А.Давыдов, А.С.Макарова; Днепропетровский государственный университет. – Днепропетровск,

1989. – 11 с. – Деп. в ВИНТИ 20.04.89, №2619 – В90.

8. Давыдова А.В. Перепад давления на сетчатых элементах заборных устройств КЛА на переходных этапах работы двигательной установки / А.В. Давыдова // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетровського національного університету.* – Т.1 – Дніпропетровськ, 1998. – С. 103 -106.

9. Regnier W.W. Design and development of a passive propellant management system / W.W.Regnier, D.A.Hess // *J. of Spacecraft and Rockets.* – 1978. – V. 15, № 5. – P. 299-304.

Поступила в редакцию 30.11.2010

Рецензент: д-р. техн. наук, профессор, главный научный сотрудник каф. проектирования и конструкций А.С. Макарова, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ УТРИМУЮЧОЇ ЗДАТНОСТІ СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА ПРИ ІМПУЛЬСНІЙ ЗМІНІ ТИСКУ

С.О. Давыдов

У роботі представлена методика інженерної оцінки утримуючої здатності систем забезпечення суцільності палива сітчастого типу при імпульсній зміні тиску в паливі, що виникає на перехідних етапах роботи двигунів космічних літальних апаратів. Приведено обмеження на використання запропонованої методики й обґрунтовані, прийняті при її розробці, припущення. Процес розрахунку розділений на ряд послідовних етапів, зміст яких представлено в роботі. У висновку відзначається необхідність використання методики на етапі ескізного проектування перспективних систем забезпечення суцільності палива.

Ключові слова: космічні літальні апарати, паливо, системи забезпечення суцільності, імпульси тиску.

DESIGN PROCEDURE OF RETENTION OF FUEL CONTINUITY SUPPORT SYSTEM AT PULSE PRESSURE CHANGE

S.A. Davydov

The technique of an engineering estimation of function ability retention systems of means fuel continuity by mesh type has been presented at pulse fuel pressure change which appears due to transitive work stages of spacecraft engines. Restrictions based on suggested technique are resulted and proved some assumptions accepted by its development. Calculation process was divided into a number of consecutive stages which maintenance is submitted at given work. To conclude the necessity of technique use at a stage of outline simulation of perspective systems of means fuel continuity has been presented.

Key words: spacecraft, fuel, systems of means continuity, pulse of pressure.

Давыдов Сергей Александрович – д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрой проектирования и конструкций летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: gorelova-kristi@mail.ru

УДК 539.2+519.6

М.А. СЛЕПИЧЕВА, М.Л. УГРЮМОВ, Ю.К. ЧЕРНЫШЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СОБЫТИЙНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРИМЕНЕНИИ К ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОМУ
ЭКСПЕРИМЕНТУ ПО АДСОРБЦИИ ВОДОРОДА
НА УГЛЕРОДНЫХ НАНОСТРУКТУРАХ**

Описана структура вычислительного эксперимента по адсорбции молекулярного водорода на поверхности однослойной одиночной нанотрубки. Показано, что событийное моделирование позволяет обеспечить в расчетах максимально возможное количество модельных частиц. Численный эксперимент включает в себя этапы наблюдения процесса установления, многократного снятия информации, перехода к следующему уровню давления при постоянной температуре. Предложена схема поддержания постоянного давления в процессе присоединения молекулярного водорода к поверхности нанотрубки. Получены результаты адсорбции в широком диапазоне давлений при малом уровне погрешностей.

Ключевые слова: вычислительный эксперимент, событийное моделирование, адсорбция, водород, нанотрубка.

Введение

Проблема хранения водородного топлива – одна из острейших в современном космическом и авиационном моторостроении. Водород является возобновляемым и экологически чистым источником энергии и имеет много преимуществ по сравнению с другими видами топлив. В предлагаемой работе рассматривается один из физических процессов, реализуемых с помощью углеродных нанотрубок (УНТ). Они обладают уникальными физическими и химическими свойствами. В частности, оказывается возможным хранение водорода, адсорбированного на УНТ. В связи с этим, например, министерством энергетики США установлена перед национальной наукой цель достичь к 2010 году величины 6,5% по массе адсорбированного водорода при нормальных условиях с целью коммерческого использования [1].

Результаты экспериментальных исследований адсорбции водорода, полученные разными авторами, как правило, противоречивы [2]; поэтому возрастает роль методов численного моделирования процессов адсорбции-десорбции.

Общепринятым является перечень этапов математического моделирования, приведенный в работе [3]: физическое явление – математическая модель – вычислительный алгоритм – программа моделирования – вычислительный эксперимент. В той же работе отмечено, что значение вычислительного эксперимента особенно велико в тех областях науки, где имеется большой разрыв между возможностями науки и эксперимента.

Основными методами математического моде-

лирования поведения атомных систем является метод молекулярной динамики (МД) [3, 4] и метод Монте-Карло [5]. Стандартные вычислительные методы сводятся к численному решению систем дифференциальных уравнений с непрерывными и дифференцируемыми потенциалами. Общее количество модельных частиц при использовании стандартных методов, как правило, недостаточно для получения достоверных результатов. В данной работе для моделирования использован дискретно-событийный метод [6, 7]. В рамках этого подхода описана схема проведения численных расчетов адсорбции водорода на одиночных УНТ.

1. Постановка задачи

Рассматривается физическая сорбция (физическая сорбция) молекулярного водорода на поверхности УНТ за счёт сил межмолекулярного Ван-дер-Ваальсова взаимодействия. Основными трудностями являются следующие.

1. Результаты численного моделирования адсорбции водорода при заданных термодинамических условиях необходимо снимать после того, как процесс достигнет установления. Процесс считается установившимся, если процент адсорбированного водорода не изменяется с течением времени. Однако длительность процесса установления велика.

2. Малые объемы выборки приводят к неприемлемо большим погрешностям. Поэтому необходимо создать оптимальную схему проведения численных расчетов адсорбции водорода на поверхности УНТ с использованием многократного снятия информации.

Указанные особенности требуют привлечения вычислительных методов, характеризующихся высокой степенью производительности, а также оптимизации структуры вычислительного эксперимента.

2. Дискретно-событийный метод

В данной работе для решения поставленной задачи был использован дискретно-событийный алгоритм в применении к методу молекулярной динамики.

Моделью молекулярной системы является коллектив модельных частиц, движение которых описывается с помощью систем уравнений движения Ньютона. Простейшим видом потенциала является прямоугольный [7]. Каждая молекула водорода и атом углерода представляется двухслойной сферой. Двухслойная структура определяет характер взаимодействия между такими частицами. Столкновение внутренних частей аналогично упругому столкновению твердых сфер. Столкновение внешних частей сопровождается либо внутренним отражением без потери энергии, либо переходом извне во внутреннюю часть с возрастанием кинетической энергии, либо изнутри во внешнюю часть с потерей кинетической энергии.

Событиями считаются акты взаимодействия модельных частиц. Между событиями координаты и скорости частиц считаются неизменными. Новые скорости, которые приобретут частицы после столкновения, должны вычисляться с учетом необходимости выполнения законов сохранения импульса, момента импульса и энергии.

Рассматривается наносистема, в которой учитываются только взаимодействия между молекулами водорода, а также между молекулами водорода и УНТ. Взаимодействия между атомами углерода не учитываются. Для обеспечения адекватности в этом случае используются параметры вероятностных распределений координат случайных векторов скоростей атомов углерода в УНТ, предварительно найденные в вычислительном эксперименте моделирования УНТ с меньшим количеством незакрепленных модельных частиц углерода [8].

3. Оценивание момента выхода процесса адсорбции H_2 на режим установления

Особое внимание необходимо уделить определению момента времени, начиная с которого можно без внесения значительных погрешностей приступать к сбору информации о пространственном расположении молекул водорода. Для этого прослеживался процесс установления процентного содержания водорода. Установлению динамического равно-

весия соответствует приближительное постоянство зависимости процентного соотношения от времени. Предлагается следующая схема расчета.

1. Для имеющейся последовательности значений процентного содержания адсорбированного водорода строится линейная регрессия. Основным параметром – длительность временного интервала, на котором строится прямая регрессии.

2. После построения прямой регрессии можно оценить её угол наклона. Очевидно, что при выходе на стационарный режим он должен быть малым.

Пример процесса установления показан на рис. 1. Простой линией обозначена зависимость относительного массового содержания водорода на поверхности УНТ от времени, а линией со сплошными кружками – значения линейной регрессии, построенной по предыдущим Δt результатам измерений. Интервал времени между измерениями выбран равным одной пикосекунде. В условиях данного эксперимента приемлемым оказалось значение $\Delta t = 200$.

Результаты моделирования, приведенные на рис. 1, показывают, что процесс заполнения слоев адсорбции не является, вообще говоря, стационарным; он состоит из затухающих колебаний величины массосодержания присоединенного водорода. В связи с этим требуется некоторое время для установления стационарного режима. Соблюдение постоянства давления достигается поддержанием постоянства плотности газа путем введения модельных частиц в рабочий объем по мере связывания молекул водорода атомами углерода УНТ [9].

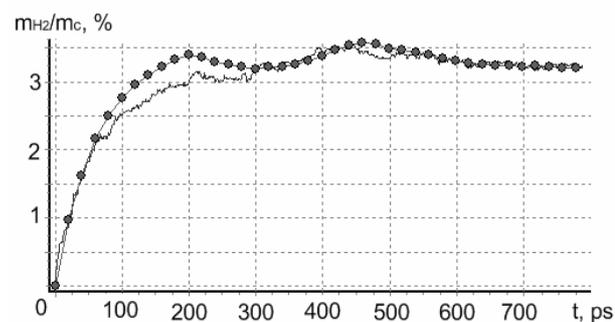


Рис. 1. Зависимость относительного массового содержания водорода на поверхности УНТ (10, 10) от времени при температуре $T = 80K$ и давлении $P = 2 MPa$

Особенностью рассмотренного процесса является то, что при низких температурах (и высоких давлениях) могут образовываться вторичные слои адсорбированных молекул. Поэтому недостаточно учитывать лишь те молекулы, которые непосредственно связаны с атомами углерода (первый слой). В этом можно убедиться, рассмотрев гистограмму радиального распределения плотности водорода (на

внешней поверхности УНТ) в зависимости от расстояния до оси УНТ. Пример такой гистограммы показан на рис. 2. Сплошными кружками изображены результаты сглаживания в текущем узле с номером i по пяти ближайшим узлам по формуле, точной для кубических многочленов:

$$\hat{z}_i = \frac{1}{\alpha + 6} (-z_{i-2} + 4z_{i-1} + \alpha z_i + 4z_{i+1} - z_{i+2}),$$

где параметр α выбран равным 8.

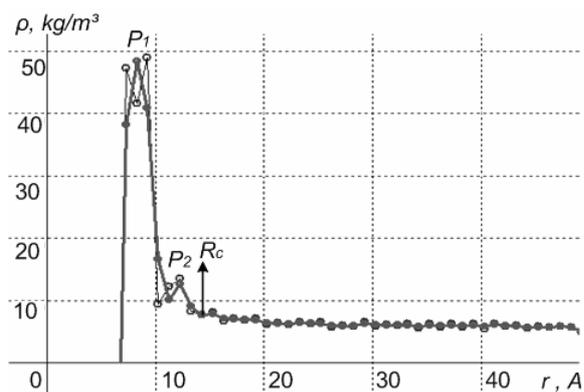


Рис. 2. Гистограмма распределения плотности водорода в зависимости от расстояния до оси УНТ(10,10) при температуре $T = 80\text{K}$ и давлении 2 МПа

На гистограмме показано наличие двух пиков P_1 и P_2 , что соответствует двум слоям адсорбированных молекул водорода. Величина R_c указывает на границу второго слоя. По гистограмме определяется количество слоёв адсорбированного водорода. Для подсчета процента адсорбированного водорода учитываются все молекулы, попадающие в цилиндр, радиус которого равен расстоянию границы последнего слоя от оси нанотрубки.

Для уменьшения систематических ошибок, связанных с информацией о количестве слоев, каждый опыт проводится не менее двух раз, что является особенностью структуры рассматриваемого вычислительного эксперимента. На предварительном этапе производится построение первичной гистограммы, по которой определяется ширина полосы адсорбированного водорода, зависящая от количества слоев. В дальнейшем процент адсорбированного водорода вычисляется, исходя из найденной ширины.

4. Уменьшение погрешности

Одним из достоинств событийного метода является то, что скорость вычислений значительно превышает скорость расчётов при применении других методов МД, использующих непрерывные потенциалы. В частности, это позволяет повысить точность вычислений при построении гистограммы

распределения плотности водорода за счёт многократного снятия информации о распределении центров модельных частиц в рабочей области. В данной работе после установления насыщения вычисления продолжают на протяжении 300 пс, причем через каждые три пикосекунды выводится информация о распределении частиц. После этого результаты усредняются, что снижает уровень погрешности на порядок по сравнению с использованием информации, полученной в фиксированный момент времени.

Действительно, если считать случайной величиной m количество присоединённых к поверхности УНТ молекул водорода из имеющихся n , то для вычисления среднеквадратичного отклонения (СКО) можно использовать формулу для распределения Бернулли: $\sigma = \sqrt{n \cdot p \cdot q}$, где $p = \frac{m}{n}$, $q = 1 - p$. Поскольку обычно $m \ll n$, то $q \approx 1$, а значит, СКО вычисляется по формуле: $\sigma = \sqrt{n \cdot \frac{m}{n} \cdot q} \approx \sqrt{m}$. Пусть

при i -м акте снятия информации получено значение количества присоединённых молекул, равное m_i . Если считать процесс адсорбции установившимся, то все величины m_i одинаково распределены; значит, математическое ожидание среднего арифметического совпадает с математическим ожиданием результата отдельного измерения, но СКО уменьшается обратно пропорционально корню квадратному от количества актов снятия информации N . Это и означает, что погрешность измерений после усреднения уменьшается в 10 раз (при $N = 100$).

Считая, что температура системы молекул одного типа, находящейся в покое, с точностью до масштабного множителя совпадает со средним квадратом скоростей молекул (или атомов), необходимо обеспечить одновременное изменение скоростей всех модельных частиц так, чтобы средняя квадратичная скорость совпадала с заданной тепловой скоростью. В реальных экспериментах это достигается отводом выделяющегося при присоединении молекул тепла с помощью специальных устройств (радиаторов той или иной конструкции). Проведение вычислительного эксперимента позволяет решать эту задачу путем нормализации, понимаемой как умножение всех скоростей на одно и то же число, подбираемое с целью установления заданной среднеквадратичной скорости. Процесс уточнения скоростей производится в моменты времени, которые должны удовлетворять некоторым условиям. Если производить нормализацию скоростей при каждом акте присоединения молекул, то это позволило бы соблюсти в максимальной степени постоянство среднеквадратичной скорости, но по-

требовало бы затрат машинного времени, сравнимых с затратами времени для выполнения всех остальных расчетов. Практические расчеты показывают, что оптимальным является выбор такого интервала времени, в течение которого происходит в среднем одно-два столкновения отдельной модельной частицы с другими.

5. Результаты моделирования

Использование дискретно-событийного алгоритма позволяет значительно сократить временные затраты на получение адсорбционных изотерм. Вычислительный эксперимент для получения достоверных данных за наименьшее время расчетов оказывается возможным проводить поэтапно. После того, как наносистема достигла состояния установления при определённой температуре и давлении и сняты все статистические данные, можно увеличить давление в системе за счет увеличения количества свободных молекул водорода в расчетной области. Затем наступает следующий этап установления и обработки результатов при новом значении давления. Процесс продолжается до тех пор, пока не будут получены данные по адсорбции водорода на всем наборе значений давлений при заданной температуре. Пример зависимости относительного массового содержания водорода на поверхности УНТ от времени при заданной температуре и различном давлении показан на рис. 3. Участки АВ и CD соответствуют установившимся состояниям молекулярной системы при давлении 2 и 4 МПа соответственно. На этих участках происходит сбор статистических данных. После этого давление в молекулярной системе увеличивается на 2 МПа.

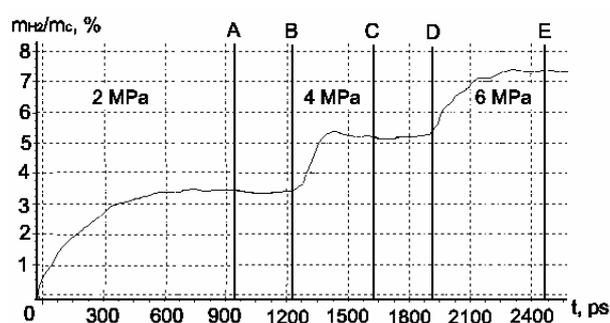


Рис. 3. Зависимость относительного массового содержания водорода на поверхности УНТ от времени при температуре T=80K и наборе давлений от 2 до 6 МПа с шагом 2

С помощью описанной выше методики была получена адсорбционная изотерма для УНТ (10, 10) при температуре T=80K (рис. 4).

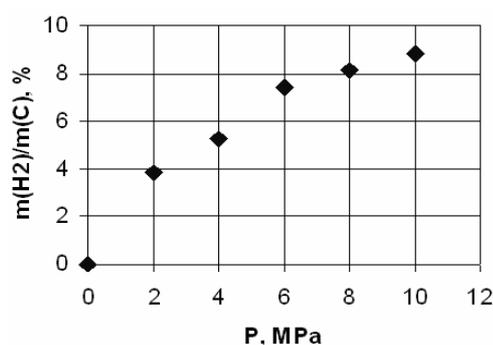


Рис. 4. Адсорбция водорода (по массе) на УНТ (10, 10) при температуре T=80K

Заключение

Применение современного метода событийного моделирования к решению актуальных задач хранения водородного топлива для использования его в энергетических установках является эффективным средством получения информации о процессах, протекающих в среде УНТ-водород.

Это позволяет делать определенные выводы о технологических параметрах реальных аккумуляционных систем. Данное исследование было проведено в рамках проекта №4957 Научно-Технологического Центра Украины.

Рассмотрен один из возможных численных экспериментов. В дальнейшем предполагается продолжить исследование указанных наносистем с учетом внесения дефектов в структуру УНТ, а также рассмотреть пучки нанотрубок.

Литература

1. Тарасов Б.П. Проблема хранения водорода и перспективы использования гидридов для аккумуляции водорода / Б.П. Тарасов, М.В. Лотоцкий, В.А. Яртысь // *Российский химический журнал*. - 2006. - Т. 12, № 6. - С. 34-48.
2. Елецкий А.В. Сорбционные свойства углеродных наноструктур / А.В. Елецкий // *Успехи физических наук*. - 2004. - Т. 174, № 11. - С. 1191-1231.
3. Хокни Р. Численное моделирование методом частиц / Р. Хокни, Дж. Иствуд. - М.: Мир, 1987. - 640 с.
4. Molecular dynamics simulations on the effects of diameter and chirality on hydrogen adsorption in single walled carbon nanotubes / Hanson Cheng, Alan C. Cooper, Guido P. Pez, Milen K. Kostov, Pamela Piotrowski, Steven J. Stuart // *The Journal of Physical Chemistry B*. - 2005. - Vol. 109. - P. 3780-3786.
5. Darkrim F. Monte Carlo simulations of hydrogen adsorption in single-walled carbon nanotubes / F. Darkrim, D. Levesque // *Journal of Chemical Physics*. - 1998. - Vol. 109. - P. 4981-4984.

6. Чернышев Ю.К. Событийное программирование. Применение к решению некоторых задач физики: учебн. пособие / Ю.К. Чернышев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «ХАИ», 2008. – 68 с.

7. Слепичева М.А. Событийное моделирование процесса адсорбции водорода на поверхности углеродных наноструктур / М.А. Слепичева, Ю.К. Чернышев // Вестник ХНУ. – 2010. – № 890. – С. 218-225.

8. Слепичева М.А. Исследование структуры тепловых колебаний средствами событийного мо-

делирования / М.А. Слепичева, Ю.К. Чернышев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «ХАИ», 2010. – Вып. 46. – С. 168-173.

9. Слепичева М.А. Моделирование механизма компенсации давления водорода в системе водород-фуллерен C_{60} / М.А. Слепичева // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 4(71). – С. 91-94.

Поступила в редакцию 14.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПОДІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ В ЗАСТОСУВАННІ ДО ОБЧИСЛЮВАЛЬНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ ПО АДСОРБЦІЇ ВОДНЮ НА ВУГЛЕЦЕВИХ НАНОСТРУКТУРАХ

М.О. Слепичева, М.Л. Угрюмов, Ю.К. Чернышев

Дано опис структури обчислювального експерименту по адсорбції молекулярного водню на поверхні одношарової одиначної нанотрубки. Доведено, що подійне моделювання дозволяє забезпечити в розрахунках максимально можливу кількість моделюваних часток. Чисельний експеримент включає до себе етапи спостережень за процесом устанавлення, багаторазове зняття інформації, переходу до наступного рівня тиску при постійній температурі. Запропоновано схему підтримки постійного тиску в процесі приєднання молекулярного водню до поверхні нанотрубки. Отримані результати адсорбції в широкому діапазоні тисків при невеликому рівні похибок.

Ключові слова: обчислювальний експеримент, подійне моделювання, адсорбція, водень, нанотрубка

EVENT SIMULATION AS APPLIED TO NUMERICAL EXPERIMENTS ON ADSORPTION OF HYDROGEN ON CARBON NANOSTRUCTURES

M.A. Slepicheva, M.L. Ugryumov, Y.C. Chernishov

The structure of a computational experiment on the adsorption of molecular hydrogen on the surface of single-layer nanotubes was described. It is shown that event-modeling allows ensures itself takes place in the calculation of the maximum number of model particles numerical experiment includes the steps of establishing a monitoring process, repeated removal of the information, the transition to the next level of pressure at constant temperature. The scheme to maintain a constant pressure in the accession process of molecular hydrogen to the surface of the nanotube is proposed. The results of adsorption in a wide range of pressures at a low level of errors were obtained.

Keywords: computer experiment, event simulation, adsorption, hydrogen, carbon nanotubes

Слепичева Маргарита Александровна – аспирант кафедри информатики, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: margarita-slepicheva@rambler.ru.

Угрюмов Михаил Леонидович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. информатики, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: mlu@xai.kharkov.ua.

Чернышев Юрий Константинович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. информатики, Национальний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: annu_cern@hotmail.com.e

УДК 621.577

Н.И. РАДЧЕНКО, А.А. АНДРЕЕВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОНТУРА ОХЛАЖДЕНИЯ НАДДУВОЧНОГО ВОЗДУХА СУДОВЫХ ДВС

Приведены результаты расчета мощности водяных насосов системы охлаждения наддувочного воздуха по отношению к мощности судового малооборотного дизеля. Предложено использовать теплоиспользующую холодильную машину, в частности, эжекторную холодильную машину, для охлаждения воды контура охладителя наддувочного воздуха (ОНВ). Показано, что использование в эжекторной холодильной машине теплоты наддувочного воздуха обеспечивает дополнительное (по сравнению с водяным охлаждением) снижение температуры наддувочного воздуха и соответственно повышение КПД судовых малооборотных дизелей. Предложены схемные решения теплоиспользующих систем охлаждения воды контура ОНВ судовых малооборотных дизелей на базе эжекторной холодильной машины, использующей теплоту наддувочного воздуха.

Ключевые слова: малооборотный дизель, утилизация, водяное охлаждение, охлаждение наддувочного воздуха, теплоиспользующая холодильная машина

1. Анализ проблемы и постановка задачи исследования

Эффективность двигателей внутреннего сгорания (ДВС) во многом зависит от системы воздухоподготовки, включающей в первую очередь турбонаддувочный агрегат и охладитель наддувочного воздуха (ОНВ) [1]. С повышением температуры наддувочного воздуха уменьшается коэффициент избытка воздуха, ухудшается смесеобразование, увеличиваются период задержки самовоспламенения топлива, температура выпускных газов и отвод теплоты от цилиндров, т.е. теплотери, теплонапряженность двигателя, удельный расход топлива, снижаются эффективный КПД и мощность двигателя. Так, согласно данным фирм-производителей судовых ДВС каждый градус повышения температуры наддувочного воздуха вызывает уменьшение мощности судового ДВС на 0,5 % [2].

Это особенно сказывается на режимах частичных нагрузок, когда на ухудшение всех показателей ДВС накладывается еще фактор изменения атмосферных условий. Как видно, традиционные системы водяного охлаждения не справляются с повышенными тепловыми нагрузками на ОНВ, что приводит к снижению мощности МОД (уменьшению хода судна) или же к перерасходу электроэнергии на циркуляцию. Очевидно, что решение проблемы следует искать в применении машинного холода. Известны предложения по применению для этих целей пароконденсаторных холодильных машин с приводом компрессора от вала двигателя. Таким образом, проблема повышения эффективности работы систем охлаждения судовых ДВС при высокой температуре

воздуха, подаваемого в цилиндры, является достаточно актуальным [3].

Целью работы является разработка рациональных схем охлаждения наддувочного воздуха судовых ДВС, обеспечивающих снижение температуры воды в системе охлаждения ДВС с помощью теплоиспользующего контура.

Для ее достижения были решены следующие задачи: проанализированы данные по мощности, удельному расходу топлива, КПД и температуре уходящих газов при разных температурах наддувочного воздуха; выполнен анализ эффективности использования теплоты уходящих газов и охлаждающей воды в теплоиспользующих системах (ТИС) для охлаждения воздуха, подаваемого в цилиндры двигателя.

2. Анализ эффективности использования теплоты охлаждающей воды в ТИС для охлаждения воздуха

О повышении топливной экономичности судовых МОД за счет предварительного охлаждения в ТИС воды, подаваемой на низкотемпературную секцию охладителя наддувочного воздуха (ОНВ), можно судить по изменению удельного расхода топлива g_e в относительных величинах (отнесенных к удельному расходу топлива при температуре охлаждающей воды +25 °С) в зависимости от температуры t_w охлаждающей воды (рис. 1).

Как видно из рис. 1 предварительное охлаждение воды, подаваемой на ОНВ, на каждые 10°С обеспечивает сокращение удельного расхода топлива приблизительно на 1 %.

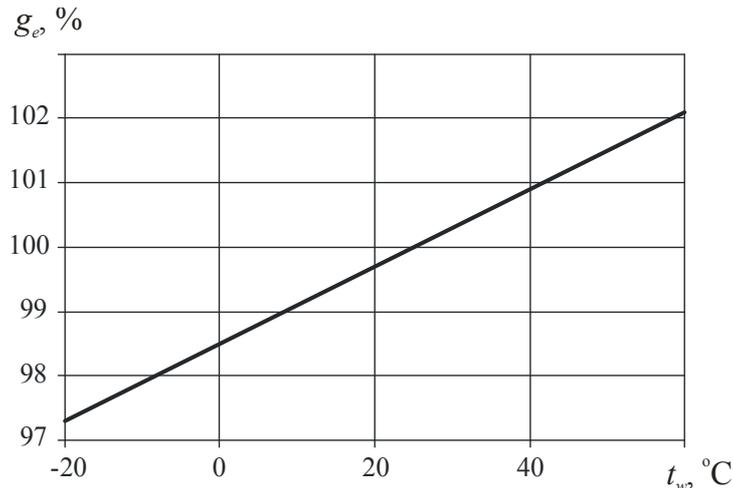


Рис. 1. Изменение удельного расхода топлива g_c в относительных величинах в зависимости от температуры t_w охлаждающей воды, подаваемой на ОНВ

Расчеты, выполненные на основе тепловых балансов по охлаждающей воде и наддувочному воздуху с учетом данных фирм "MAN B&W" и "Wartsila", показывают, что за счет предохлаждения воды на 10 °С можно сократить потребление электроэнергии циркуляционными насосами водяного охлаждения примерно на 40 % при неизменной температуре наддувочного воздуха или же при прежних затратах на циркуляцию понизить температуру наддувочного воздуха и уменьшить удельные расходы топлива на двигатель на 1...2 % [4]. Уменьшение температуры воды в контуре охлаждения наддувочного воздуха возможно при использовании ТИС, схема которой представлена на рис. 2.

Установка ТИС на водяном контуре решает две задачи. Во-первых, уменьшение температуры охлаждающей воды приводит к соответственному уменьшению температуры наддувочного воздуха, причём уменьшение температуры охлаждающей воды на 1 °С приводит к уменьшению температуры наддувочного воздуха на 10 °С [5]. С другой стороны, при сохранении температуры наддувочного воздуха можно сократить расход воды в системе охлаждения, что, в свою очередь, приведет к установке насосов меньшей мощности и к меньшему энергопотреблению. Были проанализированы технические данные судовых малооборотных ДВС по расходам охлаждающей воды и наддувочного воздуха (рис. 3).

Как видно из рис. 3 расход воды через контур охлаждения в 2-3 раза превышает расход воздуха, подаваемого в двигатель. Соответственно исходя из теплового баланса, изменение температуры воздуха примерно в 10 раз больше, чем изменение температуры по воде.

То есть, экономия энергии при уменьшении потребляемой мощности насосами охлаждающей воды не превысит 0,1-0,3% от мощности главного двигателя, что составит 160-180 КВт для двигателя мощ-

ностью 65-70 МВт, и 35-40 кВт для двигателя мощностью 20 МВт (рис. 4).

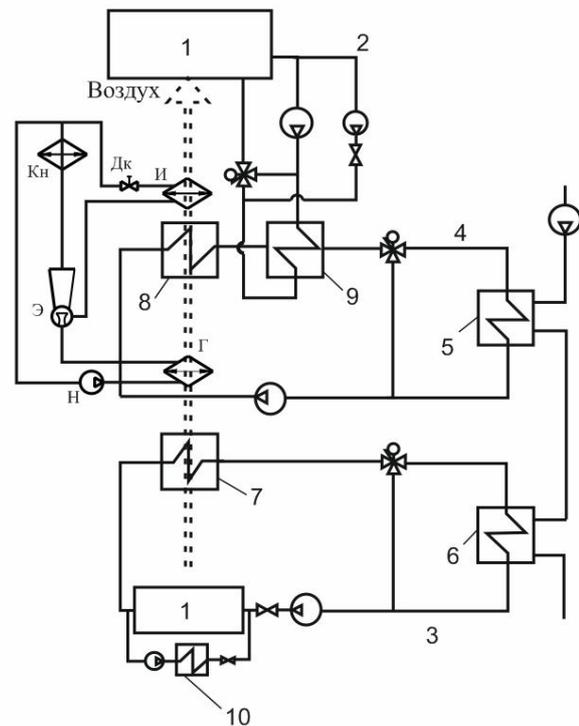


Рис. 2. Схема системы охлаждения наддувочного воздуха ДВС на базе ТЭХМ, использующей теплоту наддувочного воздуха после ТК:

ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной; ТЭХМ: Г – генератор; Э – эжектор; Кн – конденсатор; Н – насос; Дк – дроссельный клапан; И – испаритель (воздухоохладитель); 1 - ДВС; 2 - масляная система; 3 – высокотемпературная система пресной воды; 4 – низкотемпературная система заборной воды; 5 – низкотемпературная ступень центрального холодильника; 6 – высокотемпературная ступень центрального холодильника; 7 – высокотемпературная ступень ОНВ; 8 – низкотемпературная ступень ОНВ; 9 – маслоохладитель; 10 – нагрев воздуха

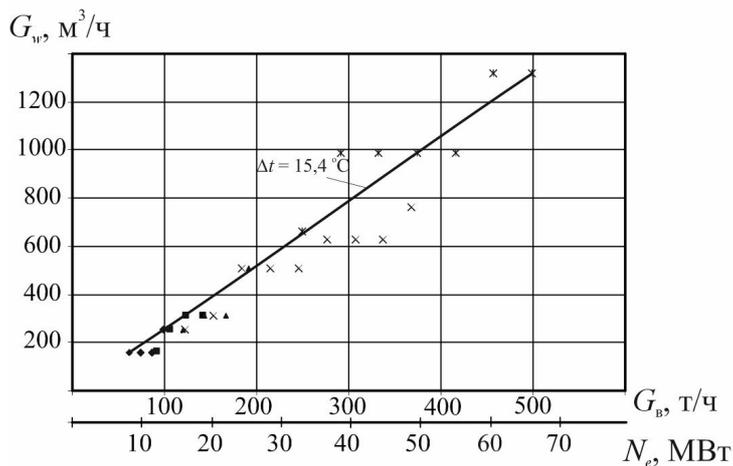


Рис. 3. Зависимость расхода воды G_w в контуре охлаждения ДВС от расхода воздуха G_b (мощности ДВС N_e)

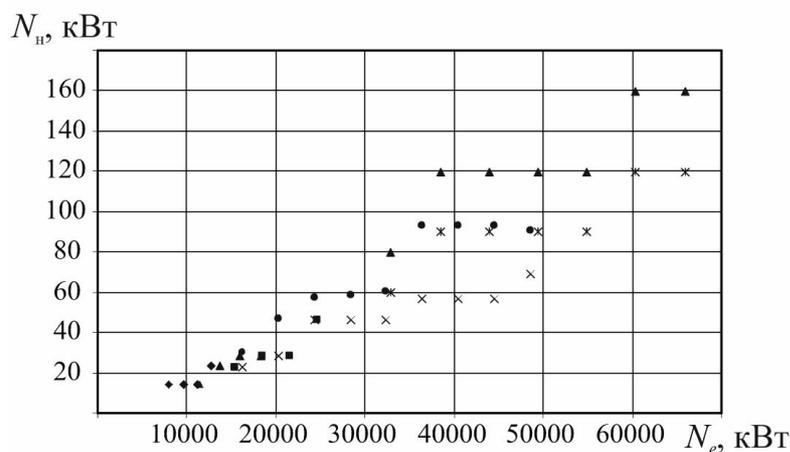


Рис. 4. Зависимость мощности привода насосов охлаждающей воды N_n от мощности двигателя внутреннего сгорания N_e

В целом зависимость мощности насосов охлаждающей воды от мощности двигателя близка к прямопропорциональной и составляет 0,002-0,005 от мощности ДВС. Достоверность расчетов была подтверждена технической документацией СЭУ существующих судов (мощность двигателя и мощность насосов) и разбегность не превышает 1-2%.

Поэтому установка ТИС на контуре охлаждающей воды хоть и приносит дополнительные сокращения потребляемой мощности насосами, но они весьма невелики.

Применение теплоиспользующих систем позволяет сократить затраты энергии на циркуляцию охлаждающей воды на 40%, что составляет 0,05% от мощности дизеля.

Соответственно критерий уменьшения потребляемой мощности насосами охлаждающей воды не может быть показательным при проведении исследований в данном направлении.

В то же время установка ТИС на контуре водяного охлаждения наддувочного воздуха приводит к уменьшению температуры наддувочного воздуха, при этом не требует включения в газоздушный тракт ДВС. Поэтому при этом исключаются аэродинамические потери при установке ТИС, в то время как установка ТИС непосредственно на воздушном тракте приводит к росту аэродинамических потерь, требует реконструирования самого тракта, и, в следствии, к дополнительным затратам.

Выводы

Предложено и обосновано использование ТИС для охлаждения водяного контура охлаждения наддувочного воздуха и её возможная схема.

Применение ТИС на контуре водяного охлаждения наддувочного воздуха позволяет понизить температуру воздуха на входе в двигатель на

30-40°C, что обеспечивает уменьшение удельного эффективного расхода топлива и увеличение эффективного КПД ДВС примерно на 2 %.

Литература

1. Heim K. Existing and Future Demands on the turbocharging of Modern Large Two-stroke Diesel Engines // 8-th Supercharging Conference, Dresden, 1-2 October 2002.

2. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation. [Электронный ресурс]// MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005. –

15 p. – Режим доступа http://www.mandiesel.com/files/news/filesof762/5510-0005.00pr_low.pdf.

3. Артемов Г.А. Суднові енергетичні установки: навчальний посібник.// Г.А. Артемов, В.М.Горбов. - Миколаїв: УДМТУ, 2002. - 356 с.

4. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission. [Электронный ресурс]// MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005. – 12 p. – Режим доступа: <http://www.mandiesel.com/files/news/filesof5055/P3339161.pdf>.

5. MAN B&W. Project Guide. Two-stroke Engines. MC Programme. // MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 1986. –Vol. 1. – 196 p.

Поступила в редакцию 12.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Живица, Одесская национальная морская академия, Одесса

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ КОНТУРУ ОХОЛОДЖЕННЯ НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ СУДНОВИХ ДВЗ

М.І. Радченко, А.А. Андрєєв

Приведені результати розрахунку потужності водяних насосів системи охолодження наддувного повітря по відношенню до потужності суднового малооборотного дизеля. Запропоновано використовувати тепловикористовуючу холодильну машину, зокрема, ежекторну холодильну машину, для охолодження води контуру ОНВ. Показано, що використання в ежекторній холодильній машині теплоти наддувного повітря дає додаткове (порівняно з водяним охолодженням) зниження температури охолоджуючої води та відповідно наддувного повітря, що підвищує КПД суднових малооборотних дизелів. Запропоновані схемні рішення тепловикористовуючих систем охолодження води контуру ОНВ суднових малооборотних дизелів на базі ежекторної холодильної машини, що використовує теплоту наддувного повітря.

Ключові слова: малооборотний дизель, утилізація, водяне охолодження, охолодження наддувного повітря, тепловикористовуюча холодильна машина.

EFFICIENCY INCREASING OF SCAVENGE AIR COOLING CONTOUR OF SHIPS DIESELS

N.I. Radchenko, A.A. Andreev

The results of calculation of aquatic pumps power of the scavenge air cooling system in relation to power of ships low-speed diesel are shown. It is suggested to use a waste-heat recovery refrigeration machine, in particular, ejection refrigeration machine, for water cooling of the scavenge air cooling contour. It is shown that the use in the ejection refrigeration machine the heat of scavenge air provides the additional (as compared to the aquatic cooling) decline of scavenge air temperature and accordingly increase of output-input ratio of ship low-speed diesels. Scheme solutions of waste-heat recovery systems of cooling water in the scavenge air cooling contour of ship low-speed diesels on the base of ejection refrigeration machine using the heat of scavenge air are offered.

Keywords: low-speed diesel, utilization, aquatic cooling, scavenge air cooling, waste-heat recovery refrigeration machine.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф. Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Андреев Артем Андреевич – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: artem_andreev@ukr.net.

УДК 621.396.9

М.Л. УСС, И.В. БАРЫШЕВ, РАДВАН М. ДЖАВАД

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

ОПТИМАЛЬНЫЙ ДИСКРИМИНАТОР С УПРАВЛЯЕМОЙ ШИРИНОЙ ДИСКРИМИНАЦИОННОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЛЯ СОПРОВОЖДЕНИЯ МАНЕВРИРУЮЩЕГО ОБЪЕКТА ПО ДОПЛЕРОВСКОЙ ЧАСТОТЕ И ЕЕ ПРОИЗВОДНЫМ ВЫСШЕГО ПОРЯДКА

Рассмотрена задача измерения высших производных доплеровской частоты сигнала, отраженного от маневрирующего объекта. В качестве ее решения предложена последовательность оптимальных многомерных дискриминаторов по доплеровской частоте и ее производным с последовательно сужающейся шириной дискриминационной характеристики. Первый из них отвечает за захват сигнала, промежуточные - за последовательную передачу сигнала в полосу захвата последнего дискриминатора, который обладает наиболее узкой дискриминационной характеристикой и обеспечивает потенциальную точность измерений. Такая реализация обеспечивает устойчивость к резкому падению точности прогноза вектора параметров при совершении объектом маневра. Теоретические результаты работы апробированы на синтезированных данных.

Ключевые слова: *сверхманевренный летательный аппарат, высшие производные доплеровской частоты, когерентная пачка импульсов, адаптивный дискриминатор, максимально правдоподобный измеритель*

Введение

Радиолокационное сопровождение авиационных или космических аппаратов является одной из основных задач решаемых бортовыми или наземными радиолокационными станциями (РЛС). Появление аппаратов, способных к интенсивному маневрированию (с появлением значимых производных радиальной дальности высшего порядка) предъявляет повышенные требования к РЛС и требует новых подходов к решению задачи сопровождения [1].

Как отмечено в [2], для адекватного описания траектории движения маневренных объектов необходимо учитывать их ускорение, а также производную ускорения, то есть третью производную радиальной дальности. При интенсивном маневрировании число значимых производных радиальной дальности может включать четвертую и более высокие производные [1]. В такой ситуации возрастают динамические ошибки сопровождения, возможен их выход за пределы ограниченных дискриминационных характеристик дискриминаторов и последующий срыв сопровождения объекта. При интенсивном маневрировании срыв сопровождения становится очень вероятным событием [1].

Снижение динамических ошибок сопровождения маневрирующего объекта путем увеличения астатизма системы (числа сопровождаемых параметров) при неизменном числе первичных измеряемых параметров (наблюдаемых переменных) практически сложно реализуемо. Это связано с потерей устойчивости системой слежения, порядок астатиз-

ма которой превышает число наблюдаемых переменных [3]. Возможным выходом из этой ситуации может являться повышение числа наблюдаемых параметров путем включения в них высших производных доплеровской частоты.

Как для одноконтурных, так и для многоконтурных схем слежения [1] срыв сопровождения может быть уменьшен путем расширения дискриминационных характеристик входящих в их состав дискриминаторов. Однако при этом неизбежно уменьшение крутизны дискриминационных характеристик, то есть падение точности измерений. Поэтому интерес представляют собой адаптивные дискриминаторы с программно управляемыми дискриминационными характеристиками [4].

В данной статье предлагается максимально правдоподобный (МП) измеритель доплеровской частоты и ее высших производных по когерентной пачке импульсов, способный функционировать в широком диапазоне точности прогноза, вырабатываемого системой слежения. В радиотехнических терминах, предлагаемый измеритель может быть представлен как ряд дискриминаторов с последовательно сужающейся дискриминационной характеристикой. Первый дискриминатор с наиболее широкой дискриминационной характеристикой обеспечивает начальный захват сигнала (при энергетическом отношении сигнал/помеха выше заданного порога). Каждый последующий дискриминатор захватывает сигнал с выхода предыдущего дискриминатора и снижает невязку до уровня, гарантирующего ее захват последующим дискриминатором. Последний дискриминатор с

наиболее узкой дискриминационной характеристикой обеспечивает потенциальную точность измерения.

Дальнейшая часть статьи организована следующим образом. Во втором разделе вводится модель отраженного от маневрирующего объекта сигнала. Далее, в третьем разделе вводится МП измеритель доплеровской частоты и ее высших производных и рассчитывается последовательность дискриминаторов с заданными свойствами. Исследование предложенного измерителя на синтезированных сигналах выполнено в четвертом, экспериментальном разделе. Результаты работы подытожены в заключительном разделе.

2. Модель наблюдения и постановка задачи

Объект облучается импульсно-доплеровской РЛС (ИДРЛС) когерентной пачкой импульсов (в поле зрения РЛС находится только один объект)

$$s_{\text{зонд}}(t) = A_{\text{зонд}} U_{\text{пачки}}(t) \cos(\varphi_{\text{зонд}} + 2\pi \cdot f_{\text{зонд}} \cdot t),$$

$$U_{\text{пачки}}(t) = \begin{cases} 1, & t \in [l \cdot T_{\text{имп}}, l \cdot T_{\text{имп}} + t_{\text{имп}}), \\ 0, & t \in [l \cdot T_{\text{имп}} + t_{\text{имп}}, (l+1) \cdot T_{\text{имп}}), \end{cases} \quad (1)$$

где $l = 0 \dots n_{\text{пачки}} - 1$, $A_{\text{зонд}}$ – амплитуда зондирующего сигнала, $U_{\text{пачки}}(t)$ – огибающая зондирующего сигнала, $\varphi_{\text{зонд}}$ и $f_{\text{зонд}}$ – начальная фаза и частота зондирующего сигнала, $t_{\text{имп}}$ – длина одного импульса, $T_{\text{имп}}$ – период повторения импульсов, $n_{\text{пачки}}$ – число импульсов в пачке, $T = n_{\text{пачки}} \cdot T_{\text{имп}}$ – длительность пачки. Полагаем, что на интервале наблюдения амплитуда и фаза комплексного коэффициента отражения не меняются.

ИДРЛС принимает отраженный сигнал с задержкой t_3 . Полагаем отношение сигнал/шум μ таким, что время задержки t_3 может быть измерено путем некогерентного накопления импульсов пачки. Поэтому далее положим задержку t_3 известной. Переносим начало отсчета времени в момент t_3 отраженный сигнал представим в виде

$$s(t) = A \cdot U(t) \cdot \cos\left(2\pi \sum_{i=0}^n \frac{1}{(i+1)!} f_i \cdot t^{i+1} + \varphi_0\right), \quad (2)$$

где $0 \leq t \leq T$, A – амплитуда отраженного сигнала, f_i , $i = 0 \dots n$ – мгновенная доплеровская частота и ее первые n производных на момент t_3 , φ_0 – фаза отраженного сигнала на момент t_3 . Сигнал $s(t)$ в приемнике переводится на частоту подставки $f_{\text{пд}} > |f_{\text{д, min}}|$, где $f_{\text{д, min}}$ – минимально возможное отрицательное значение доплеровской частоты. Такое преобразование позволяет измерять как положитель-

ные, так и отрицательные доплеровские сдвиги частот.

Представим входной сигнал измерительной системы в матричном виде

$$s(t, \theta, A) = A \cdot U(t) \cdot \cos(\mathbf{k}(t) \cdot \theta), \quad (3)$$

где $\theta = (\varphi_0, f_0, \dots, f_n)^T$ – $N_\theta \times 1$ вектор подлежащих измерению параметров, $N_\theta = n + 2$, $\varphi(t) = \mathbf{k}(t) \cdot \theta$ – мгновенная фаза отраженного сигнала, $\mathbf{k}(t) = (1, 2\pi t, 2\pi t^2 / 2!, \dots, 2\pi t^{n+1} / (n+1)!)$ – вспомогательная вектор-строка.

Отраженный сигнал наблюдается на фоне нормально распределенной некоррелированной помехи с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ_η^2 на дискретном интервале времени $\Delta t = \{\Delta t_l = \Delta t \cdot l \mid l = 0 \dots N_d\}$, где Δt – шаг дискретизации, $N_d = T / \Delta t + 1$ – число дискретных отсчетов отраженного сигнала. Уравнение наблюдения имеет вид

$$\mathbf{s}(\theta, A) = \{s(t, \theta, A) \mid t \in \Delta t\}, \quad \boldsymbol{\eta} = \{\eta(t) \mid t \in \Delta t\},$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{s}(\theta, A) + \boldsymbol{\eta} = \{u(t) = s(t, \theta, A) + \eta(t) \mid t \in \Delta t\}, \quad (4)$$

где $\eta(t) \rightarrow N(0, \sigma_\eta^2)$, $\langle \eta(t_1) \cdot \eta(t_2) \rangle = \sigma_\eta^2 \cdot \delta(t_1, t_2)$. Вектор \mathbf{u} будем называть отраженным сигналом или опорной выборкой.

Дополнительно задан вектор прогноза, $\theta_{\text{пр}}$, распределенный нормально с корреляционной матрицей $\mathbf{R}_{\text{пр}}$ и математическим ожиданием, совпадающим с истинным значением вектора параметров. Прогноз вырабатывается ИДРЛС путем обработки измерений параметров траектории объекта сопровождения, полученных на нескольких последовательных интервалах измерения.

В следующем разделе статьи предлагается МП измеритель вектора θ по заданным модели наблюдения (4) и векторе прогноза $\theta_{\text{пр}}$.

3. Максимально правдоподобный измеритель доплеровской частоты и ее высших производных

Логарифмическая функция правдоподобия (ФП) выборки \mathbf{u} с точностью до константы, не зависящей от вектора параметров, имеет вид

$$P(\theta, A) = \ln L(\mathbf{u} / \theta, A) =$$

$$-\frac{1}{2} \left[\sigma_\eta^{-2} (\mathbf{u} - \mathbf{s}(\theta, A))^T \cdot (\mathbf{u} - \mathbf{s}(\theta, A)) - \right.$$

$$\left. - (\theta_{\text{пр}} - \theta)^T \cdot \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1} \cdot (\theta_{\text{пр}} - \theta) \right]. \quad (5)$$

Чтобы подчеркнуть зависимость $P(A, \theta)$ от времени наблюдения T будем использовать запись

$P(\theta, A, T)$. МП оценкой вектора θ является вектор $\hat{\theta}$, максимизирующий $P(\theta, A, T)$. При наличии начального приближения $\hat{\theta}^0(T)$ находящегося в пределах главного лепестка $P(\theta, A, T)$ вектор $\hat{\theta}$ может быть найден по методу Ньютона [5]:

$$\hat{\theta}^{i+1}(T) = \hat{\theta}^i(T) - \left. \frac{\partial P(\theta, A)}{\partial \theta} \right|_{\theta = \hat{\theta}^i(T)} \cdot \Phi(T)^{-1}, \quad (6)$$

где $\Phi(T) = \Phi_{\theta}(T) + R_{\text{пр}}^{-1}$ - матрица Фишера, $\Phi_{\theta}(T)$ - матрица Фишера при отсутствии вектора прогноза. Элемент $\Phi_{\theta(i,j)}$ матрицы $\Phi_{\theta}(T)$ равен

$$\Phi_{\theta(i,j)} = \frac{1}{\sigma_{\eta}^2} \cdot \left[\left(\frac{\partial s}{\partial \theta_i} \right)^T \left(\frac{\partial s}{\partial \theta_j} \right) \right], \quad i, j = 1 \dots n + 2.$$

Для рассматриваемого сигнала в виде когерентной пачки импульсов для $\Phi_{\theta(i,j)}$ можно получить следующие приближенные выражения (см., например, [6] для частного случая совместного измерения начальной фазы и доплеровской частоты):

$$\Phi_{1,1} = 2\mu; \quad \Phi_{1,j} = \Phi_{j,1} = 4\pi\mu \frac{T^{j-1}}{j!};$$

$$\Phi_{i,j} = (2\pi)^2 2\mu \frac{T^{i+j-2}}{(i-1)!(j-1)!(i+j-1)},$$

где $\mu = (A^2 \cdot T \cdot t_{\text{имп}}) / (4\sigma_{\eta}^2 \cdot \Delta t \cdot T_{\text{имп}})$ - энергетическое отношение сигнал/помеха. Оценку амплитуды сигнала \hat{A} получим из уравнения для средней энергии отраженного сигнала

$$\left\langle \sum_i u_i^2 \right\rangle = \frac{A^2 T t_{\text{имп}}}{2\Delta t T_{\text{имп}}} + N\sigma_{\eta}^2,$$

где N - число отсчетов опорной выборки. Тогда

$$\hat{A} = \frac{2\Delta t T_{\text{имп}}}{T t_{\text{имп}}} \left(\sum_i u_i^2 - N\sigma_{\eta}^2 \right). \quad (7)$$

Выражение (6) повторяется итерационно до выполнения условий сходимости: $\|\hat{\theta}^{i+1}(T) - \hat{\theta}^i(T)\| \leq \varepsilon$, где ε - константа. В данной работе выбрано $\varepsilon = 10^{-3}$. Итоговые оценки $\hat{\theta}(T)$ (включая оценку начальной фазы) принимается за искомый аргумент главного максимума функции $P(\theta, A, T)$. Потенциальная точность измерения вектора θ алгоритмом (6) задается матрицей $R_{\theta, \text{пот}} = \Phi^{-1}(T)$.

Алгоритм (6) представляет собой уравнение оптимального по методу МП многомерного дискриминатора [7]. Ширина его дискриминационной характеристики задается матрицей $\Phi(T)$, описывающей кривизну главного лепестка ФП (5).

При сопровождении маневрирующего объекта, когда точность прогноза $\theta_{\text{пр}}$ меняется в широких пределах, применение дискриминатора (6) с фиксированной шириной дискриминационной характеристики нецелесообразно: узкая дискриминационная характеристика обеспечивает высокую точность измерений, но при этом повышается вероятность срыва сопровождения. Для широкой дискриминационной характеристики ситуация меняется на обратную: снижается вероятность срыва при одновременном снижении точности оценивания.

Для достижения максимальной точности оценивания при заданной вероятности срыва сопровождения, в данной статье предлагается метод оценивания доплеровской частоты и ее производных высшего порядка, который можно понимать как набор оптимальных дискриминаторов (6) с различными, специально подобранными ширинами дискриминационных характеристик. Первый дискриминатор, с наиболее широкой дискриминационной характеристикой, захватывает сигнал с начальной максимальной невязкой и помещает его в полосу захвата следующего дискриминатора, с более узкой дискриминационной характеристикой. Второй дискриминатор дополнительно уточняет оценку вектора параметров сигнала и обеспечивает работу следующего дискриминатора. Последний дискриминатор с наиболее узкой дискриминационной характеристикой обеспечивает потенциально достижимую точность измерения параметров сигнала.

Для изменения ширины дискриминационной характеристики дискриминатора (6) предлагается использовать ее зависимость от длины сигнала T . Тогда описанная выше идея состоит в поиске такой последовательности времен T_k , что аргумент главного экстремума ФП $P(\theta, A, T_{k-1})$ с вероятностью P_{Δ} находится в пределах главного лепестка ФП $P(\theta, A, T_k)$.

Положим, что вектор прогноза $\theta_{\text{пр}}$ попадает в пределы главного лепестка функции $P(\theta, A, T_0)$ при некотором $T_0 \geq T_{\text{min}}$, где T_{min} - минимальное время наблюдения. Времена T_0 и T_{min} будут определены ниже. Тогда (рис. 1):

1. Используя $\theta_{\text{пр}}$ как начальное приближение $\hat{\theta}^0(T_0)$, с помощью (6) находим аргумент $\hat{\theta}(T_0)$ главного лепестка функции $P(\theta, A, T_0)$. Так как прогноз $\theta_{\text{пр}}$ не содержит оценки начальной фазы, то на первом этапе нужно дополнительно выполнить поиск по начальной фазе. Для этого оценка $\hat{\theta}(T_0)$ находится при нескольких значениях начальной фазы и выбирается та из них, которая максимизирует

$P(\theta, A, T_0)$. В дальнейшем поиск по начальной фазе выполнять не требуется. Задаем $k = 1$;

2. Увеличиваем время наблюдения до T_k .

Задаем $\hat{\theta}^0(T_k) = \hat{\theta}(T_{k-1})$ и определяем аргумент $\hat{\theta}(T_k)$ главного экстремума функции $P(\theta, A, T_k)$. Увеличиваем на единицу индекс k ;

3. Повторяем этап два до достижения при некотором k условия $T_k = T$. Полученная оценка $\hat{\theta}(T_k) = \hat{\theta}(T)$ является искомым решением задачи минимизации $P(\theta, A, T)$.

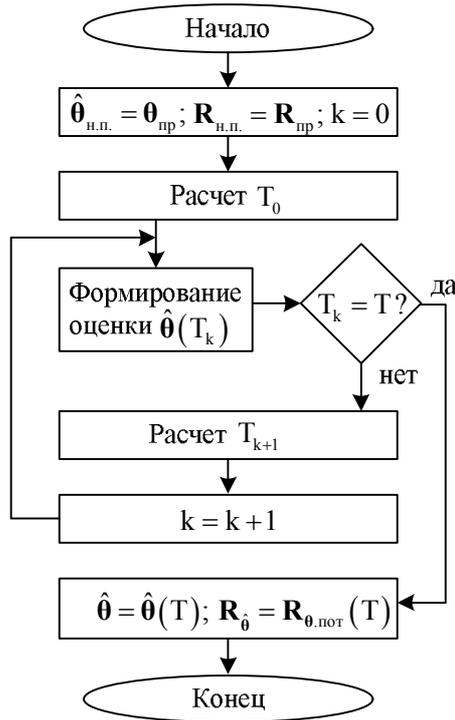


Рис. 1. Блок-схема алгоритма оценивания доплеровской частоты и ее высших производных путем последовательного увеличения времени наблюдения отраженного сигнала

Далее рассчитаем требуемую последовательность времен $T_1, T_2, \dots, T_k, \dots, T$. Для этого решим частную задачу, а именно проверим, попадает ли вектор $\theta_{н.п.}$ с корреляционной матрицей $R_{н.п.}$ в пределы главного лепестка логарифмической ФП сигнала длиной T : $P(\theta, A, T) = \ln L(\mathbf{u}(T)/\theta)$.

В окрестности максимума $\ln L(\mathbf{u}(T)/\theta)$ можно представить в виде [6]:

$$\ln L(\mathbf{u}(T)/\theta) \approx \ln L(\mathbf{u}(T)/\theta_{\max}) - \frac{1}{2}(\theta - \theta_{\max})^T \Phi(T)(\theta - \theta_{\max}), \quad (8)$$

где θ_{\max} - аргумент главного максимума функции $\ln L(\mathbf{u}(T)/\theta)$. Степень изменения $\ln L(\mathbf{u}(T)/\theta)$ при

отклонении $\theta_{н.п.}$ от θ_{\max} на величину $\Delta\theta = \theta_{\max} - \theta_{н.п.}$ будем измерять величиной квадратичной формы

$$Z = \Delta\theta^T \cdot \Phi(T) \cdot \Delta\theta. \quad (9)$$

Размах функции $\ln L(\mathbf{u}(T)/\theta)$ от ее максимального значения до среднего уровня боковых лепестков приближенно равен 2μ [6]. Будем считать, что при $Z < \mu$ вектор $\theta_{н.п.}$ попадает в пределы главного лепестка. Вводя матрицу вторых производных функции неопределенности сигнала (2) $\mathbf{H}(T) = \Phi(T)/(2\mu)$, условие попадания $\theta_{н.п.}$ в пределы главного лепестка ФП запишем в виде

$$\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H}(T) \cdot \Delta\theta < 1. \quad (10)$$

Вектор $\Delta\theta$ является нормально распределенной случайной величиной. При этом неравенство (10) должно выполняться в вероятностном смысле: начальное приближение $\theta_{н.п.}$ попадает в пределы главного лепестка, если

$$P(\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H}(T) \cdot \Delta\theta < 0.5) > P_{\Delta}, \quad (11)$$

где P_{Δ} заданная пороговая вероятность.

Первый и второй моменты квадратичной формы $\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta$ от нормально распределенного случайного вектора $\Delta\theta$ с корреляционной матрицей $R_{\Delta\theta}$ определены в [8]:

$$E(\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta) = \text{tr}(R_{\Delta\theta} \cdot \mathbf{H}), \quad (12)$$

$$D(\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta) = 2\text{tr}([R_{\Delta\theta} \cdot \mathbf{H}]^T [\mathbf{H} \cdot R_{\Delta\theta}]),$$

или, учитывая симметричность матриц $R_{\Delta\theta}$ и \mathbf{H}

$$D(\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta) = 2\text{tr}([\mathbf{H} \cdot R_{\Delta\theta}]^2), \quad (13)$$

где $\text{tr}(\cdot)$ - операция вычисления следа матрицы.

Плотность распределения формы $\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta$, а также ее моменты высших порядков рассчитаны в [9]. Показано, что в частном случае $\mathbf{H} = R_{\Delta\theta}^{-1}$ квадратичная форма $\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta$ подчиняется χ^2 распределению с N_{θ} степенями свободы. В этом случае $\langle \Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta \rangle = N_{\theta}$ и $D(\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta) = 2N_{\theta}$. При больших N_{θ} χ^2 -распределение стремится к нормальному. В общем случае выражение для плотности распределения $\Delta\theta^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta\theta$ достаточно сложно. Далее мы будем использовать только первый и второй моменты этой плотности (гауссову аппроксимацию) для проверки условия (11). Полагая $P_{\Delta} = 0,99$ и учитывая (12) и (13), (11) запишем в виде

$$\text{tr}(\mathbf{R}_{\Delta\theta} \cdot \mathbf{H}) + 3 \cdot \sqrt{2\text{tr}([\mathbf{H} \cdot \mathbf{R}_{\Delta\theta}]^2)} \leq 1. \quad (14)$$

Выражение (14) позволяет решить две задачи, необходимые для реализации предлагаемой схемы оценивания доплеровской частоты и ее высших производных. Первая из них состоит в определении времени T_0 , зная корреляционную матрицу $\mathbf{R}_{\text{пр}}$ вектора прогноза $\boldsymbol{\theta}_{\text{пр}}$. В этом случае

$$\boldsymbol{\theta}_{\text{н.п.}} = \boldsymbol{\theta}_{\text{пр}} \text{ и } \boldsymbol{\theta}_{\text{max}} = \hat{\boldsymbol{\theta}}(T_0);$$

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}(T_0) = (\boldsymbol{\Phi}(T_0) + \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1}) / (2\mu);$$

$$\mathbf{R}_{\Delta\theta} = \mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_0) = \mathbf{R}_{\text{пр}} - (\boldsymbol{\Phi}(T_0) + \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1})^{-1}.$$

Подставляя $\mathbf{H} = \mathbf{H}(T_0)$ и $\mathbf{R}_{\Delta\theta} = \mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_0)$ в (14) получим, что T_0 является решением уравнения

$$\begin{aligned} & \text{tr}(\mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_0)\mathbf{H}(T_0)) + \\ & + 3 \cdot \sqrt{2\text{tr}([\mathbf{H}(T_0)\mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_0)]^2)} = 1. \end{aligned} \quad (15)$$

Вторая задача состоит в расчете последовательности $T_1, T_2, \dots, T_k, \dots, T$. Определим вид матриц в выражении (14) для этого случая. Учитывая, что $\boldsymbol{\theta}_{\text{н.п.}} = \hat{\boldsymbol{\theta}}(T_k)$, $\boldsymbol{\theta}_{\text{max}} = \hat{\boldsymbol{\theta}}(T_{k+1})$ и $\Delta\boldsymbol{\theta} = \hat{\boldsymbol{\theta}}(T_{k+1}) - \hat{\boldsymbol{\theta}}(T_k)$, получим

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}(T_{k+1}) = (\boldsymbol{\Phi}(T_{k+1}) + \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1}) / (2\mu),$$

$$\mathbf{R}_{\Delta\theta} = \mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_k, T_{k+1}) =$$

$$(\boldsymbol{\Phi}(T_k) + \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1})^{-1} - (\boldsymbol{\Phi}(T_{k+1}) + \mathbf{R}_{\text{пр}}^{-1})^{-1}.$$

Подставляя \mathbf{H} и $\mathbf{R}_{\Delta\theta}$ в (14) получим, что T_{k+1} является решением уравнения

$$\begin{aligned} & \text{tr}(\mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_k, T_{k+1}) \cdot \mathbf{H}(T_k)) + \\ & + 3 \cdot \sqrt{2\text{tr}([\mathbf{H}(T_{k+1}) \cdot \mathbf{R}_{\Delta\theta}(T_k, T_{k+1})]^2)} = 1. \end{aligned} \quad (16)$$

Уравнение (16) полностью определяет последовательность $T_1, T_2, \dots, T_k, \dots, T$. Для нахождения корня уравнений (15) и (16) может быть использован метод Ньютона для численного решения нелинейных уравнений [5]. При этом нужно учитывать, что T_k может принимать только дискретные значения, кратные $T_{\text{имп}}$.

Как уже отмечалось выше, при сопровождении высокоманевренных объектов точность прогноза $\boldsymbol{\theta}_{\text{пр}}$ может варьироваться в широких пределах. Для применения предложенного алгоритма измерения доплеровской частоты и ее производных высшего

порядка, ИДРЛС должно адекватно оценивать точность вырабатываемого прогноза $\boldsymbol{\theta}_{\text{пр}}$ вектора параметров маневрирующего объекта, то есть оценивать матрицу $\mathbf{R}_{\text{пр}}$. При этом на участке траектории, где объект не совершает маневры и точность прогноза высока, начальное время T_0 будет выбрано близко к T . На участках интенсивного маневрирования, когда точность прогноза падает, время T_0 будет уменьшено для предотвращения срыва сопровождения. Следовательно, в процессе сопровождения маневрирующего объекта должна одновременно решаться задача детектирования его маневров.

Однако, начальное время T_0 не может быть выбрано произвольно малым. Уменьшение T_0 приводит к сокращению отношения сигнал/помеха μ , а при малых значениях μ выбросы шумовой составляющей ФП маскируют главный экстремум сигнальной составляющей, недопустимо повышая вероятность аномальных измерений.

Зададим минимально допустимое отношение сигнал/помеха равным μ_{min} . Учитывая выражение для μ , получим

$$T_{\text{min}} = 4\mu_{\text{min}} \Delta t (\sigma_{\eta}^2 T_{\text{имп}}) / (A^2 t_{\text{имп}}). \quad (17)$$

В (17) входит неизвестная амплитуда A , вместо нее следует использовать оценку \hat{A} .

Таким образом, были получены выражения для всех составляющих предложенного алгоритма оценивания доплеровской частоты и ее высших производных по когерентной пачке импульсов. Далее рассмотрим его функционирование на синтезированных сигналах.

4. Экспериментальная часть

Рассмотрим неподвижную ИДРЛС, использующую в качестве зондирующего сигнала когерентную пачку импульсов с высокой частотой повторения импульсов (ВЧПИ) и скважностью 10. Параметры зондирующего сигнала:

$$T_{\text{имп}} = 10\text{мкс}, \quad t_{\text{имп}} = 1\text{мкс},$$

$$n_{\text{пачки}} = 30000, \quad T_{\text{пачки}} = T = 0,3\text{с},$$

$$f_{\text{зонд}} = 10\text{Гц}, \quad \Delta t = 10^{-6}\text{с}.$$

Радиальная скорость сопровождаемого ЛА на интервале наблюдения $T = 0,3\text{с}$ меняется нелинейным образом: на интервалах времени $[0\text{с}; 0,1\text{с}]$, $[0,1\text{с}; 0,2\text{с}]$ и $[0,2\text{с}; 0,3\text{с}]$ радиальная скорость меняется соответственно от 0 до 350м/с, далее от 350м/с до 450м/с и от 450м/с до 475м/с.

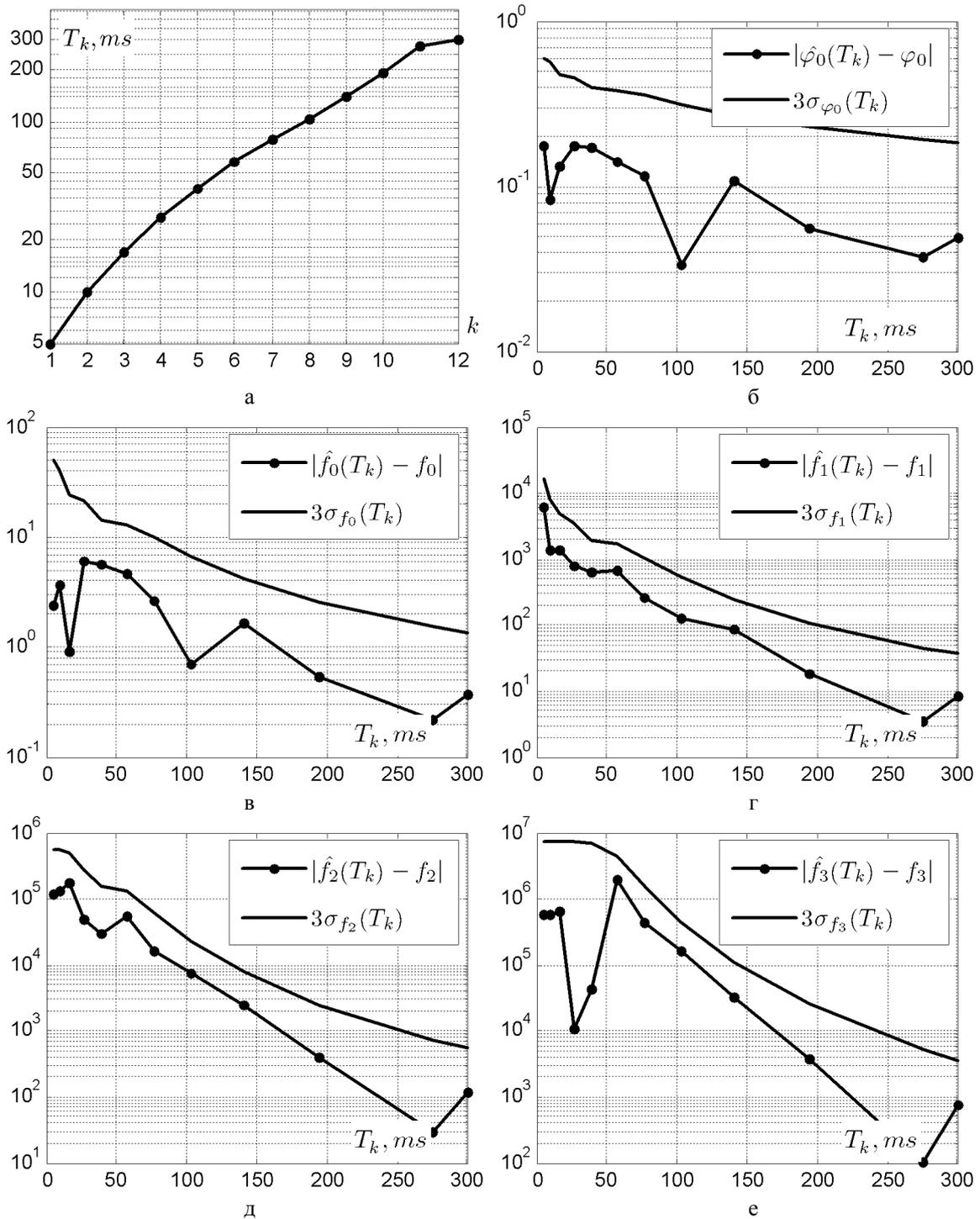


Рис. 2. Зависимость оценок $\hat{\theta}(T_k)$ от времени T_k : а – последовательность T_k как функция индекса k ; б – начальная фаза; в – доплеровская частота; г – первая производная доплеровской частоты; д – вторая производная доплеровской частоты; е – третья производная доплеровской частоты;

В рассматриваемом примере оцениванию под-
 лежит доплеровская частота отраженного сигнала и
 ее первые 3 производные, то есть $n = 3$. Пересчиты-
 вая мгновенную радиальную скорость в доплеровскую
 частоту и аппроксимируя ее на интервале наблюдения
 полиномом второго порядка, получим, что
 $f_0 = 10 \cdot 10^3 \text{Гц}$, $f_1 \approx 180 \cdot 10^3 \text{Гц}^2$,

$$f_2 \approx -750 \cdot 10^3 \text{Гц}^3, f_3 \approx 1000 \cdot 10^3 \text{Гц}^4.$$

Для заданных параметров зондирующей пачки
 импульсов, потенциальные СКО измерений элементов
 вектора параметра θ , задаваемые диагональными эле-
 ментами матрицы $\mathbf{R}_{\theta, \text{пот}}$, составляют:

$$\sigma_{\varphi_0}(T) = 0,061; \sigma_{f_0}(T) = 0,45 \text{Гц}; \sigma_{f_1}(T) = 12,2 \text{Гц}^2;$$

$$\sigma_{f_2}(T) = 183,38 \Gamma\text{ц}^3; \sigma_{f_3}(T) = 1213,04 \Gamma\text{ц}^4.$$

Пусть элементы вектора прогноза $\theta_{\text{пр}}$ некоррелированы и их СКО в 100, 150, 500, 1000 и 2000 раз выше потенциальных СКО соответственно по начальной фазе, доплеровской частоте и ее трем производным. Это задается диагональной корреляционной матрицей $\mathbf{R}_{\text{пр}}$:

$$\sqrt{\text{diag}(\mathbf{R}_{\text{пр}})} = (6,1; 67,5 \Gamma\text{ц}; 6,1 \cdot 10^3 \Gamma\text{ц}^2; 183,38 \cdot 10^3 \Gamma\text{ц}^3; 2,426 \cdot 10^6 \Gamma\text{ц}^4).$$

Значение вектора прогноза $\theta_{\text{пр}}$, использованное при моделировании, получено как реализация нормально распределенного вектора со средним равным истинному значения вектора параметров и корреляционной матрицей $\mathbf{R}_{\text{пр}}$. Амплитуду отраженного сигнала на приемной стороне условно примем равной единице, $A = 1$, а дисперсию помехи $\sigma_{\eta}^2 = 9$.

На первом этапе оценивается амплитуда сигнала по выражению (7): $\hat{A} = 1,17$. Зададим $\mu_{\min} = 5$. Тогда согласно (17) максимальная длина сигнала $T_{\min} = 1,31 \text{ms}$. Найден следующий корень уравнения (15): $T_0 = 1,79 \text{ms}$. Так как $T_0 > T_{\min}$, то условие применимости предложенного алгоритма выполнено.

На рис. 2 а приведена рассчитанная согласно (16) последовательность времен T_k . Для достижения полного времени наблюдения $T = 0,3\text{с}$ (и соответственно, потенциальной точности измерения) начиная с $T_0 = 1,79 \text{ms}$ требуется 12 итераций.

Результаты работы предложенного алгоритма оценивания отображены на рис. 2б – 2е. Для каждого параметра: начальной фазы, доплеровской частоты и ее трем производным, жирной линией показана зависимость от текущего времени наблюдения T_k абсолютных невязок $\Delta_{f_0}(T_k) = |\hat{\phi}_0(T_k) - \tilde{\phi}_0|$ и $\Delta_{f_i}(T_k) = |\hat{f}_i(T_k) - \tilde{f}_i|$, $i = 0, \dots, n$. Пунктирной линией показана граница допустимых значений невязок, определяемая как утроенное потенциальное СКО ошибок: $\sigma_{f_0}(T_k)$ или $\sigma_{f_i}(T_k)$. Индикатором правильной работы предложенного алгоритма оценивания является соблюдение для всех k условий

$$\Delta_{f_0}(T_k) \leq 3\sigma_{f_0}(T_k) \text{ и } \Delta_{f_i}(T_k) \leq 3\sigma_{f_i}(T_k).$$

Графически это означает, что кривая невязок должна располагаться ниже границы допустимого интервала. Видно, что это строго соблюдается для всех элементов вектора параметров. Таким образом, моделирование работы измерителя показывает, что

он способен обеспечить потенциальную точность измерения высших производных доплеровской частоты при низкой точности начального прогноза.

Выводы

В данной статье рассмотрена проблема сопровождения маневрирующих объектов радиотехническим способом. Для повышения точности и уменьшения вероятности срыва сопровождения, предложен максимально правдоподобный измеритель доплеровской частоты и ее производных высшего порядка по когерентной пачке импульсов большой длительности. Его основным достоинством является способность функционировать при низкой точности вектора начального приближения (вектора прогноза). Это позволяет не допустить срыв сопровождения при выполнении сопровождаемым объектом маневра, когда точность прогноза резко падает.

В радиотехнических терминах, предложенный измеритель представляет собой ряд оптимальных дискриминаторов с различными ширинами дискриминационных характеристик. Для изменения ширины дискриминационной характеристики дискриминатора использована ее зависимость от длительности зондирующей пачки импульсов. На начальном этапе измерения выполняется захват сигнала дискриминатором с наибольшей шириной дискриминационной характеристики и передача его в полосу захвата следующего дискриминатора с более узкой дискриминационной характеристикой. В результате последовательной передачи сигнала по последовательности дискриминаторов и уточнения невязки вектора параметров он попадает в полосу захвата последнего дискриминатора, обеспечивающего потенциальную точность измерения.

Выполнено тестирование измерителя на синтезированной когерентной пачке импульсов с ВЧПИ (скважность 10) длиной 0,3с. Оценивались доплеровская частота и ее 3 производные. При точности прогноза более чем в 100 раз ниже потенциальной точности оценивания для сигнала полной длины, потребовалась последовательность из 12-ти оптимальных дискриминаторов (реализованных как МП измеритель) для достижения потенциальной точности оценивания вектора параметров.

Благодаря своим свойствам, предложенный измеритель может быть применен в составе перспективных РЛС сопровождения высокоманевренных объектов по высшим производным доплеровской частоты.

Литература

1. Канащенков А.И. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможно-

сти и ограничения / А.И. Канащенков, В.И. Меркулов, О.Ф. Самарин. – М.: ИПРЖР, 2002. – 176 с.

2. Фарица А. Цифровая обработка радиолокационной информации / А. Фарица, Ф. Студер. – М.: Радио и связь, 1993. – 204 с.

3. Авиационные системы радиопреуправления. В 3-х томах. Т.1. Принципы построения систем радиопреуправления. Основы синтеза и анализа / под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003. – 192 с.

4. Перов А.И. Адаптивные системы фильтрации с управляемой шириной апертуры дискриминатора / А.И. Перов, В.Н. Харисов // Радиотехника (Россия). – 1997, – № 7. – С. 56-61.

5. Luenberger D.G. Linear and Nonlinear Programming. Second Edition / D.G. Luenberger. - Addison-Wesley, Reading, MA, 1984. – 503 p.

6. Фалькович С.Е. Статистическая теория измерительных радиосистем / С.Е. Фалькович, Э.Н. Хомяков. - М.: Радио и связь, 1981. – 288 с.

7. Максимов М.В. Радиоэлектронные следящие системы. Синтез методами теории оптимального управления / М.В. Максимов, В.И. Меркулов. – М.: Радио и связь, 1990. – 256 с.

8. Андерсон Т. Статистический анализ временных рядов / Т. Андерсон. – М.: Мир, 1976. – 755 с.

9. Камалов М.К. Распределение квадратичных форм в выборках из нормальной совокупности / М.К. Камалов. – Ташкент: АН УзССР, 1958. – 289 с.

Поступила в редакцию 5.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры авиационных радиотехнических систем навигации и посадки, П.Ю. Костенко, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина.

ОПТИМАЛЬНИЙ ДИСКРИМІНАТОР З КЕРОВАНОЮ ШИРИНОЮ ДИСКРИМІНАЦІЙНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЛЯ СУПРОВОДУ МАНЕВРЕННОГО ОБ'ЄКТА ПО ДОПЛЕРІВСЬКІЙ ЧАСТОТІ І ЇЇ ПОХІДНИХ ВИЩОГО ПОРЯДКУ

М.Л. Усс, І.В. Барышев, Радван М. Джавад

Розглянуто завдання вимірювання вищих похідних доплерівської частоти сигналу, відбитого від об'єкта, що маневрує. У якості її рішення запропонована послідовність оптимальних багатомірних дискримінаторів по доплерівській частоті і її похідних з шириною дискримінаційної характеристики, що послідовно звужується. Перший з них відповідає за захоплення сигналу, проміжні - за послідовну передачу сигналу в смугу захоплення останнього дискримінатора, що має найбільш вузьку дискримінаційну характеристику й забезпечує потенційну точність вимірів. Така реалізація забезпечує стійкість до різкого падіння точності прогнозу вектора параметрів при здійсненні об'єктом маневру. Теоретичні результати роботи апробовані на синтезованих даних.

Ключові слова: надманеврений літальний апарат, вищі похідні доплерівської частоти, когерентна пачка імпульсів, адаптивний дискримінатор, максимально правдоподібний вимірювач

AN OPTIMAL DISCRIMINATOR WITH CONTROLLABLE DISCRIMINATION CHARACTERISTIC WIDTH FOR TRACKING DOPPLER FREQUENCY AND ITS HIGH-ORDER DERIVATIVES OF HIGH-MANEUVERABLE OBJECTS

M.L. Uss, I.V. Barishev, Radvan M. Djavad

The estimation problem of high-order derivatives of Doppler frequency of the signal reflected from high-maneuverable objects is considered. The proposed solution involves a sequence of Doppler frequency and its high-order derivatives optimal discriminators with discrimination characteristic width decreasing along the sequence. The first discriminator in the sequence provides signal lock, while others transmit signal to the lock-in range of the last discriminator in the sequence with the steepest discrimination characteristic. The last discriminator provides potential estimation accuracy. The advantage of the proposed discriminator is in its robustness to the sharp decrease of object trajectory prediction accuracy due to object maneuvering. The obtained results are verified on simulated data.

Key words: high-maneuverable object, high-order derivatives of Doppler frequency, coherent pulse packet, adaptive discriminator, maximum likelihood estimator

Усс Михаил Леонтьевич - канд. техн. наук, доцент кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, e-mail: uss@xai.edu.ua.

Барышев Игорь Владимирович - д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

Джавад Радван М. - аспирант кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

УДК 621.396

А.И. БЕЙ

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

ОЦЕНКА КАЧЕСТВЕННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ “СЛЕПЫМ” МЕТОДОМ

Рассмотрен слепой статистический итерационный метод реконструкции радиолокационных изображений земной поверхности на базе независимого компонентного анализа. Основу метода составляет поиск матрицы декомпозиции в соответствии с выбранными критериями оптимизации. Проведено математическое моделирование радиолокационных изображений, содержащие произвольные объекты на фоне белого шума. Полученный модернизированный алгоритм для случая непараметрической неопределенности опробован на моделях изображений и показано, что он обладает сверхразрешающими свойствами. Подход применим ко многим другим обратным задачам.

Ключевые слова: слепой метод восстановления, независимый компонентный анализ, компонентный базис, число компонент, число наблюдений, обратная матрица

Введение

Актуальность задачи автоматической фокусировки радиолокационных изображений (РЛИ), построенных с помощью авиационных радиолокаторов с синтезированием апертуры антенны (РСА) впервые возникла в начале 90-х годов и связана с эффектом деградации пространственного разрешения. Проблема была вызвана тем, что навигационные системы летательного аппарата с погрешностью проводили траекторные измерения перемещения фазового центра антенны РСА. При этом постоянная ошибка по измерению радиальной скорости вызывает линейный набег фазы, а ошибки измерения радиального ускорения приводят к квадратичному закону искажения фазы. Именно квадратичные фазовые искажения в основном влияют на разрешающую способность [1]. В случае если погрешность больше, чем разрешение по частоте в режиме синтезирования, то изображение точечного объекта “размазывается” на несколько смежных элементов. Поскольку фазовые искажения оцениваются непосредственно по принимаемому сигналу, то в процессе автофокусировки имеется возможность компенсации фазовых флуктуаций, обусловленных траекторными нестабильностями, а также нестабильностями аппаратуры и нестабильностями вызванные средой распространения радиоволн. Такой подход связан с дополнительной обработкой траекторного сигнала в условиях реального полета [2].

В данной работе для отмеченной проблемы предлагается использовать “слепой” метод, базирующийся на поиске матрицы декомпозиции. Для осуществления анализа восстанавливаемых данных представлены оценки декомпозиции в норме L_2 и

оценена робастность метода при различных уровнях фоновой компоненты.

Формулирование проблемы

Задача восстановления изображений заключается в том, чтобы по наблюдаемому двумерному массиву РЛИ найти более полные характеристики (параметры) искомого объекта. В рассматриваемом случае объект непосредственно не наблюдается, и он может быть представлен только в виде аддитивной смеси с шумовой компонентой. Однако кроме шумового фона объект подвержен и линейному пространственно-инвариантному или в более сложном случае пространственно-зависимому искажению, заключающееся в ослаблении высоких пространственных частот. Понятно, что шум является препятствием идеальной реставрации требуемых данных. В ином случае можно ограничиться только инверсной фильтрацией. Однако проблема в том и состоит, что у нас нет априорной информации о канале формирования и флуктуациях шума. А это задача непараметрической фокусировки, которая требует восстановления неизвестного оператора в целом. Как будет показано ниже, реставрация в этом случае не исключается и даже в присутствии шума удастся добиться значительного расширения полосы частот данных выше граничной частоты. В действительности обратные задачи некорректны, что вынуждает исследователей использовать допущения, например, стохастического вида в рамках байесовского подхода [2 – 4]. В общем случае при этом предполагается, что объект случайно извлечен из анализируемых расфокусированных наблюдений. Так, классический анализ Колмогорова и Винера, посвященный проблеме фильтрации и предсказания временных рядов

исходит из задания объекта как реализации стационарного гауссова случайного процесса с известной ковариационной функцией. В методе максимума энтропии по Фридену предполагается, что исходный ансамбль объектов сформирован в соответствии со значениями энтропии каждого из них [5]. Очевидно, наличие априорной информации в значительной степени определяет и получаемое решение обратной задачи. Неточность или подмена отсутствующей информации относительно объекта некоторыми правдоподобными предположениями приведут к неустойчивости или “осцилляции” решения, то есть данное решение относительно истинного будет обладать неизвестным смещением.

В частности формирование модели тесно связано с вопросом истинности или ложности модели, точнее, адекватности и как следствие потери точности и надёжности получаемых результатов. Вопрос о степени адекватности отражения объекта приводит нас к следующему выводу, что модель выступает в совокупности с некоторым материальным объектом, который она замещает в процессе его изучения и отражает только некоторые свойства объекта, а не представляет объект целиком. Если модель ведёт себя так же, как и моделируемый объект, или это расхождение невелико, то говорят, что модель адекватна оригиналу.

Перейдем теперь к обоснованию и количественному описанию модели формирования РЛИ. При этом ограничимся детерминированной линейно-фильтровой моделью на базе уравнения Фредгольма первого рода [5].

$$g(\xi, \eta) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(x, y) h(\xi, \eta, x, y) dx dy + n(\xi, \eta), \quad (1)$$

где $f(x, y)$ – исходное изображение;

$g(\xi, \eta)$ – принятое изображение;

$h(\xi, \eta, x, y)$ – весовая функция системы формирования;

$n(\xi, \eta)$ – аддитивный шум системы формирования РЛИ.

Оптимальная оценка сводится к решению интегрального уравнения (1), то есть необходимо сформировать обратный оператор $h^{-1}(\xi, \eta, x, y)$ или другими словами необходимо решить обратную задачу.

$$f(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} g(\xi, \eta) h^{-1}(\xi, \eta, x, y) d\xi d\eta. \quad (2)$$

Вопрос о существовании решения связан с условиями, налагаемыми на ядро $h^{-1}(\xi, \eta, x, y)$ и левую часть $f(x, y)$. Является ли оно единственным?

Существенно сузить класс возможных решений и устранить некорректность обратной задачи воз-

можно введением ряда ограничений на область допустимых значений решения, которые вытекают из структуры изображения:

- а) $f(x, y) \geq 0$,
- б) $(f(x, y), h(x, y)) = 0$.

Далее для упрощения изложений принимаем, что при равномерном прямолинейном движении носителя РЛС в выражении (1) искажающий оператор обладает свойством пространственной инвариантности $h(\xi, \eta, x, y) = h(\xi - x, \eta - y)$.

Решение проблемы

Предположим, что распределение $f(x, y)$ имеет негауссовский закон распределения, а при формировании модуля $g(\xi, \eta)$ выхода РСА происходит нормализация распределения $f(x, y)$ и данный эффект зависит от параметров весовой функции $h(\xi - x, \eta - y)$ системы формирования [5, 6].

Следовательно, в качестве вероятностного ансамбля объектов $f(x, y)$ рассмотрим гауссов стационарный процесс с аналогичным аддитивным гауссовским $n(\xi, \eta)$ ансамблем шумов. В уравнении (2) в качестве начального приближения для оценки ядра введем передаточную функцию оптимального адаптивного фильтра Винера $h^{-1}(\xi - x, \eta - y) = h_B(\xi - x, \eta - y)$. То есть, необходимо таким образом подобрать ядро $h_B(\xi - x, \eta - y)$ интегрального уравнения (2), чтобы обеспечить наименьшее отклонение оценки $f_B(x, y)$ от истинного двумерного массива $f(x, y)$.

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} (f(x, y) - f_B(x, y))^2 = \min. \quad (3)$$

Однако ансамбль объектов $f(x, y)$ имеет негауссовскую структуру, то есть данное решение $f_B(x, y)$ относительно истинного $f(x, y)$ объекта будет обладать неизвестным большим смещением.

Следовательно, для повышения качественных показателей адаптивной фильтрации (3) необходимо использовать статистики более высоких порядков для оценки процессов $f(x, y)$ и $h(\xi - x, \eta - y)$. Количественной оценкой негауссовости являются кумулянты высоких порядков, в частности эксцесс.

Негауссовость же является базовым предположением метода анализа независимых компонент (АНК) и отождествляется с независимостью процессов. Согласно этому методу, если процессы независимы и имеют негауссово распределение, то найдется такая контрастная функция, минимизация которой и обеспечивает решение [7 – 10]. Следовательно, необходимо таким образом подобрать матрицу

декомпозиции в рамках метода максимума правдоподобия (МП), чтобы процессы на выходе были наиболее независимыми. Предполагается, что шумовая компонента $n(x,y)$ имеет дисперсию намного меньшую, чем дисперсии компонент $f(x,y)$ и $h(\xi-x,\eta-y)$. Это связано с тем, что уровень аддитивных шумов при формировании изображения у современных систем РСА порядка -20...-30 дБ [1-2].

Используя методику, приведенную выше [6-10] уравнение правдоподобия для оценки матрицы декомпозиции теперь можно представить следующим образом

$$p(g(x,y)|\hat{h}(x,y),\hat{f}(x,y)) = \exp \left\{ - \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \left[g(x,y) - \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{f}(x,y) \hat{h}(\xi-x,\eta-y) dx dy \right]^2 dx dy \right\}. \quad (4)$$

Решением данной оптимизационной задачи и будет искомая матрица декомпозиции $\hat{h}^{-1}(x,y)$.

Контрольные реставрации

Формулу восстановления (4) проверим с помощью компьютерного моделирования на зашумленных моделях РЛИ. Для цифрового моделирования использовался простой двумерный тест-объект, имитирующий положение угловых отражателей в одном канале по дальности, но разнесенных по азимуту. Он состоит из трех импульсов на фоне, причем два импульса умышленно расположены на расстоянии двух пикселей друг от друга, а ширина первого импульса равна суммарной ширине второго и третьего (рис. 1). Линейную суперпозицию искомых компонент, искаженных дифракционным ограничением и аддитивным гауссовским шумом представим на рис. 2 и 3.

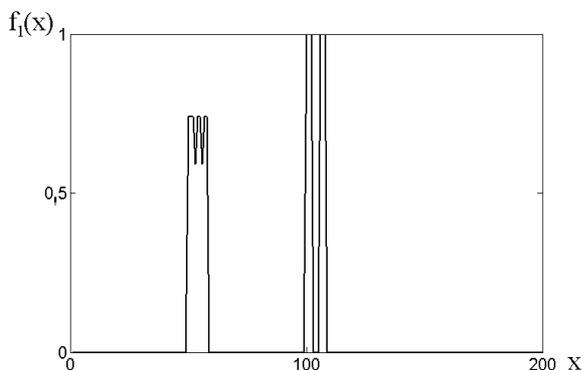


Рис. 1. Сечение тестового объекта

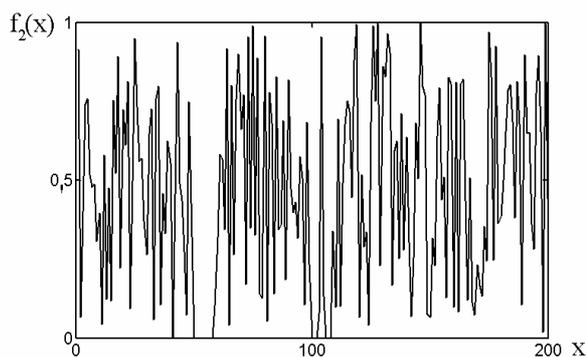


Рис. 2. Сечение фона

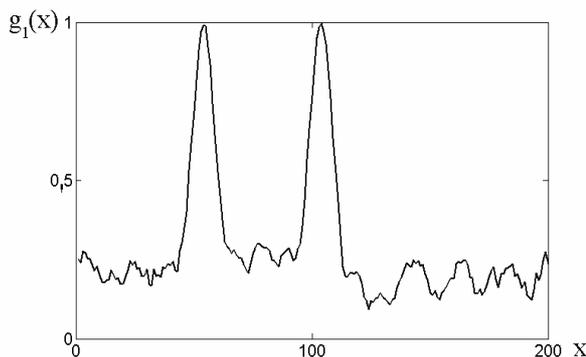


Рис. 3. Искаженный объект

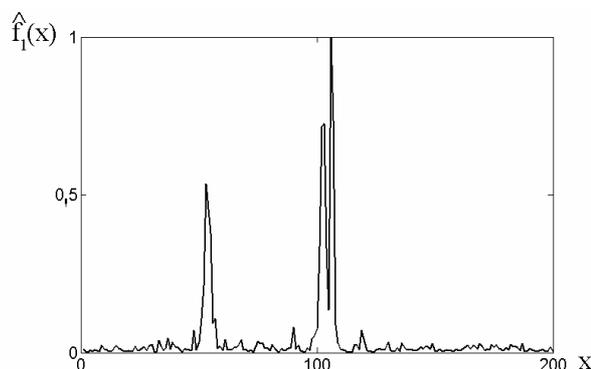


Рис. 4. Восстановленный объект

Результаты реставрации “слепым” методом тестового объекта представим на рис. 4, а на рис.5 представим фоновую компоненту. Как мы видим метод обладает небольшой осцилляцией решения, зависящей от уровня фона. Заметим, что физическому условию положительности решения оценки удовлетворяют в отличие от оценок оптимальной фильтрации, введенные нами в качестве начального приближения.

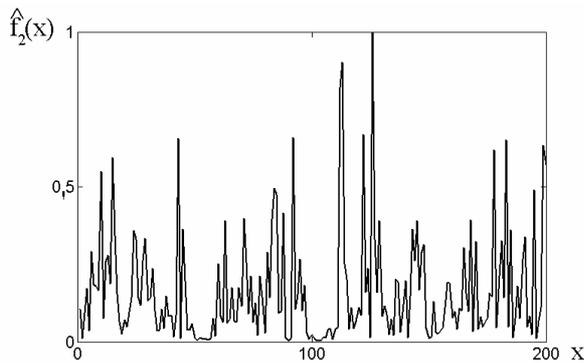


Рис. 5. Восстановленный фон

Представим на рис. 6 соответствующие нормированные модульные значения энергетических спектров для искаженного (рис. 3) и восстановленного объекта (рис. 4). Следовательно, изобразив искаженный объект (нижняя кривая) и восстановленный объект (верхняя кривая с точками) мы видим, что удалось восстановить спектральные компоненты искомого объекта, находящиеся выше граничной частоты ω_K .

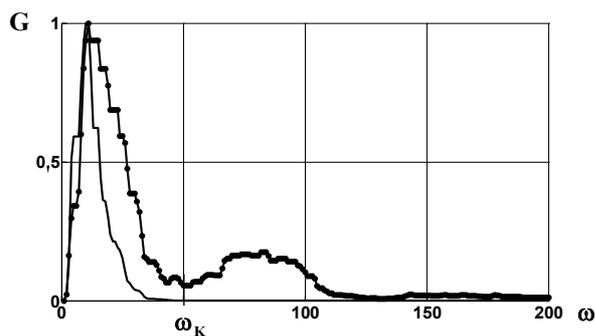


Рис. 6. Энергетический спектр искаженного и восстановленного объекта

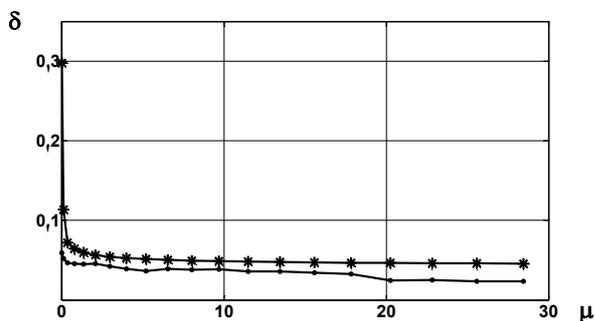


Рис. 7. Оценка качественных показателей восстановления в норме L2 от соотношения сигнал-шум

На рис. 7 приведены качественные показатели восстановления в норме L2 от соотношения сигнал-шум для различных методов восстановления (верх-

няя кривая со звездочками) соответствует восстановлению с применением оптимальной фильтрации (нижняя кривая с точками) соответствует алгоритму, построенному на базе “слепого” метода. На рис. 8 приведены кривые вероятности правильного обнаружения при различных соотношениях сигнал-шум. Для случая полной априорной неопределенности или “слепого” восстановления (нижняя кривая с точками) и случаю восстановления, при котором объект полностью был известен (верхняя кривая).

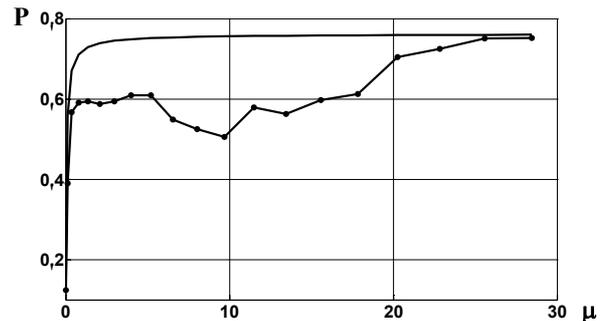


Рис. 8. Вероятность правильного обнаружения от соотношения сигнал-шум

Заключение

В работе представлены результаты коррекции радиолокационных изображений “слепым” методом и оценены качественные показатели.

Как представлено на рис. 7, оценки предлагаемого метода имеют меньшую ошибку восстановления в отличие оценок оптимальной фильтрации, которые мы ввели в качестве начального приближения и получили выигрыш в среднем в 1,5 раза. Кроме того, метод удовлетворяет требованию положительности решения и обладает сверхразрешающими свойствами (рис. 6).

На рис. 8 представленные зависимости демонстрируют, что при соотношении сигнал-шум равным 20 оценки обладают достоверностью, то есть вероятность правильного обнаружения “слепым” методом составляет 0,7, а при более высоких соотношениях оценки практически совпадают.

Рассмотренный “слепой” метод для случая непараметрической фокусировки РЛИ позволяет устранять фазовые набеги низких и высоких порядков, а алгоритмы, построенные на его базе, представляется возможным включать в действующие алгоритмы работы процессора РСА. Метод позволяет повысить точность оценки доплеровского смещения частоты, а также его, возможно, использовать в качестве фильтра спектра сигнала точечного навигационного объекта при вычислении фокусирующей функции в действующих алгоритмах автофокусировки.

Литература

1. Дудник П.И. Многофункциональные радиолокационные системы / П.И. Дудник. – М.: Дрофа, 2007. – 283 с.
2. Фалькович С.Е. Оптимальный прием пространственно-временных сигналов в радиоканалах с рассеянием / С.Е. Фалькович, В.И. Пономарев, Ю.В. Шкварко. – М.: Радио и связь, 1989. – 296 с.
3. Слока В.К. Вопросы обработки радиолокационных сигналов / В.К. Слока. – М.: Советское радио, 1970. – 256 с.
4. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники / Б.Р. Левин. – М.: Советское радио, 1968. – 504 с.
5. Василенко Г.И. Восстановление изображений / Г.И. Василенко, А.М. Тараторин. – М.: Радио и связь, 1986. – 304 с.
6. Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы / И.С. Гоноровский – М.: Радио и связь, 1986. – 512 с.
7. Cardoso J.F. Eigen-structure of the four-order cumulant tensor with application to the BSS problem / J.F. Cardoso // Abstract book of ICASSP, New Mexico, USA, April 03-06, 1990. – P. 2655-2658.
8. Cardoso J.F. Blind signal separation: Statistical principles / J.F. Cardoso // Proc. IEE. – 1998. – Vol. 86, №10. – P. 2009-2025.
9. Cardoso J.F. Blind beamforming for non gaussian signals / J.F. Cardoso., A. Souloumiac // IEE-Proceedings-F. – 1993. – Vol. 140, №6. – P. 362-370.
10. Yeredor A. Non-orthogonal joint diagonalization in the least – squares sense with application in blind source separation / A.Yeredor // IEEE Transaction on signal processing. – 2002. – Vol. 50, №7. – P. 1545-1553.

Поступила в редакцию 5.10.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., профессор кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ОЦІНКА ЯКІСНИХ ПОКАЗНИКІВ РЕКОНСТРУКЦІЇ РАДІОЛОКАЦІЙНИХ ЗОБРАЖЕНЬ «СЛПІМ» МЕТОДОМ

О.І. Бей

Розглянуто сліпий статистичний ітераційний метод реконструкції радіолокаційних зображень земної поверхні на базі метода незалежного компонентного аналізу. Основу метода складає пошук матриці декомпозиції в залежності від вибраних критеріїв оптимізації. Проведено математичне моделювання радіолокаційних зображень, які включають різні об'єкти на фоні білого шуму. Отриманий модернізований алгоритм для випадку непараметричної невизначеності випробувано на моделях зображень та показано, що він має надрозрізняючі якості. Підхід можливо застосувати до багатьох інших обернених задач.

Ключові слова: сліпий метод реконструкції, незалежний компонентний аналіз, компонентний базис, число компонент, число спостережень, обернена матриця

QUALITATIVE CHARACTERISTICS OF RESTORING RADAR IMAGES BY “BLIND” METHOD

A.I. Bey

The blind statistical iteration method of reconstruction radar images of an earth surface surveyed on the basis of the independent component analysis. The approach is based on searching a matrix of decomposition according to the chosen criteria of optimization. Mathematical simulation of the radar images, containing different objects on the white noise. The obtained upgraded algorithm for a case of nonparametric indeterminacy is tested on the created models of images and is shown, that it has superresolving properties. The proposed approach can also be applied to many other inverse problems.

Key words: independent component analysis, blind method of restoration, componential base, number of components, number of observations, inverse matrix

Бей Александр Иванович – аспирант кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.316

О.В. БОЙЧЕНКО*Кримський юридичний інститут Одеського державного університету
внутрішніх справ, Сімферополь, Україна***АНАЛІЗ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ФОРМУВАННЯ
УПРАВЛІНСЬКИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ**

Проаналізовано математичну модель оптимізації функціонування управлінської інформаційної системи в частині контролю потоків даних підсистем і пристроїв обслуговування. Визначено, що знаходження ймовірності різних станів систем масового обслуговування, а також встановлення залежності між заданими параметрами та характеристиками роботи СМО є основним напрямом вирішення основного завдання теорії масового обслуговування й відповідно вирішенням завдання оптимізації функціонування управлінської ієрархічної структури. Запропоновано застосування отриманих результатів моделювання для оптимізації управлінських інформаційних систем шляхом коригування їх структури підвищенням продуктивності та надійності обміну інформаційними даними в умовах невизначеності та швидкоплинності обстановки.

Ключові слова: *управлінська інформаційна система, математична модель, інформаційні потоки, одноканальна та багатоканальна система масового обслуговування*

Вступ

При побудові розподілених систем обробки інформації виникає питання про розподіл навантаження між основними пристроями обробки інформації. Побудувавши модель руху інформації відносно пристроїв обробки і визначивши основні параметри цього пристрою, можлива побудова системи з оптимальними параметрами по навантаженню, часу обробки і т. ін. Інформаційна модель наочно демонструє систему взаємодії між пакетами інформації і дозволяє визначити, яку роль виконує той або інший пакет інформації. Так само можна простежити взаємозв'язок вхідних і вихідних пакетів інформації.

У даній статті проводиться аналіз напрямів оптимізації інформаційних систем управління шляхом математичного моделювання потоків інформаційних даних підсистем та пристроїв обслуговування.

1. Експериментальна частина

Будь-яка інформаційна модель не дає в повному об'ємі уявлення про систему в цілому, у зв'язку з чим необхідно побудувати математичну модель системи, за допомогою якої можна отримати основні характеристики системи за різних умов.

Щодо інформаційних потоків управлінської системи, то вони мають наступні характеристики: щільність потоку даних; час, що витрачається на обслуговування одного документу; об'єм передаваної інформації і т. ін.

Оптимізація інформаційної системи потребує при доробці запровадження декількох етапів. Зок-

рема на першому етапі необхідно визначити взаємозв'язок вершин орієнтованого графа руху інформаційних потоків і обслуговуючих пристроїв. Таким чином, кожен обслуговуючий пристрій e_i є безліччю E , що складається з пакетів інформації a_{ij} , які проходять через цей пристрій обслуговування безпосередньо [1].

Зокрема множина пристроїв обслуговування визначається як $E = \{e_{ij}\}$, а відповідно безліч пакетів інформації, що належать пристрою обслуговування, як $e = \{a_{ij}\}$. Оскільки кожна вершина графа є пакетом інформації $z_i = a_{ji}$, то тоді вираз $e = \{a_{ij}\}$ можна представити у виді $e = \{z_i\}$.

Графічно орієнтований граф руху інформації і взаємозв'язок пристроїв обслуговування з пакетами інформації може бути поданий як на рис. 1.

Ребра орієнтованого графа визначають переміщення даних $U = \{u_{ij}\}$ з одного пакету інформації в інший, а будь-який рух інформації характеризується такими основними властивостями як інтенсивність вступу, об'єм та час перенесення даних. Таким чином, кожній вершині графа належить безліч переміщуваних даних $z_i = \{u_{ij}\}$.

На підставі граф-схеми, що подана на рис. 1, будуюмо схему руху потоків інформації відносно пристроїв обробки (рис. 2).

Визначені дані про інтенсивність, об'єм і час обробки для кожного u_{ij} заносяться в табл. 1.

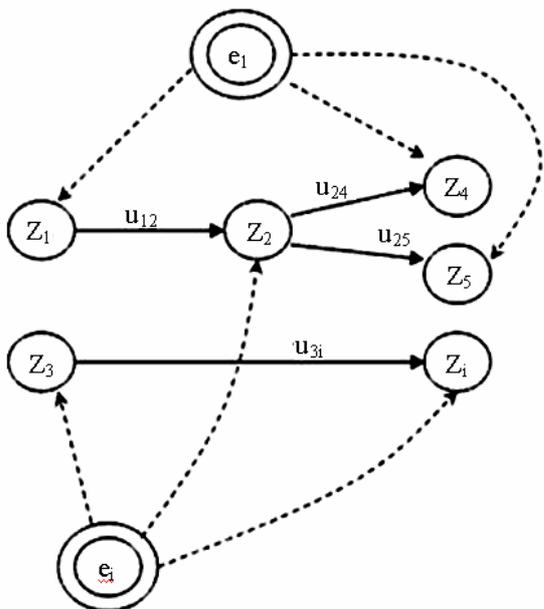


Рис. 1. Граф-схема взаємозв'язку інформаційного графа з пристроями обслуговування

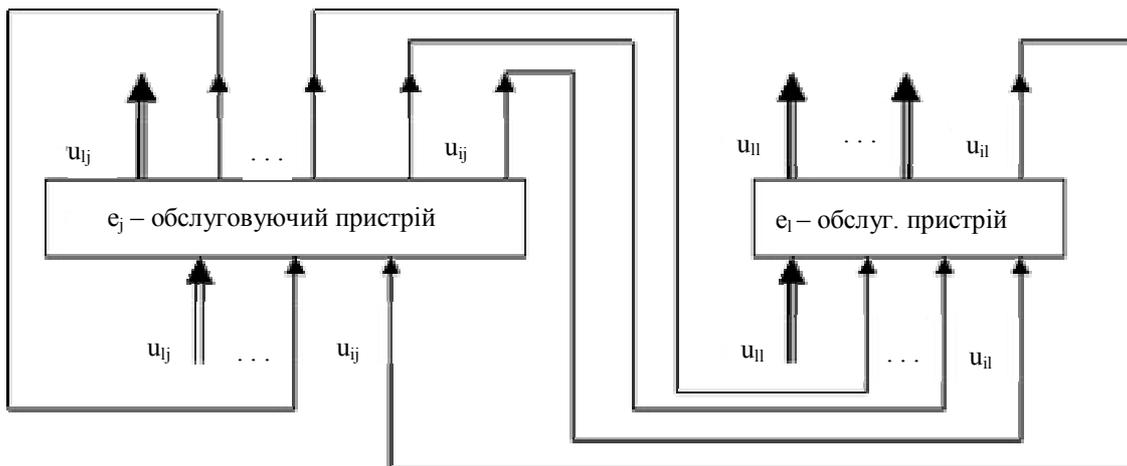


Рис. 2. Схема руху потоків інформації відносно пристроїв обробки

- середнє число заявок в СМО (які обслуговуються або чекають своєї черги) z ;
- середнє число заявок в черзі r ;
- середній час перебування заявки в СМО (у черзі або в обробці) $t_{\text{сист}}$;
- середній час перебування заявки в черзі $t_{\text{черг}}$.

У загальному випадку усі ці характеристики залежать від часу. Але багато СМО працюють в незмінних умовах досить довгий час, і тому для них потрібно встановити режим, близький до стаціонарного.

Для будь-якої відкритої СМО (одно каналної чи багатоканальної при будь-яких видах потоків і обслуговуванні) справедливі залежності, отримані на основі точних методів визначення їх

Таблиця 1

Обсяг та час обробки інформаційних даних

№ з/п	Позначення, u_{ij}	Інтенсивність (кільк./ год.), λ_i	Час обслуговування (хв.), $t_{\text{обсл.}}$	Об'єм (байт), W
...

Основним завданням теорії масового обслуговування є знаходження ймовірності різних станів систем масового обслуговування (СМО), а також встановлення залежності між заданими параметрами і характеристиками роботи СМО.

В якості таких характеристик можуть розглядатися:

- середня кількість заявок A , яке обслуговує СМО в одиницю часу;
- ймовірність обслуговування заявки Q (відносна пропускна спроможність СМО), що поступила;
- ймовірність відмови $P_{\text{відм}}$, тобто ймовірність того, що заявка, що поступила, не буде оброблена;

характеристик, а трудомісткість отримання рішення залежить в основному від розмірності системи [2], зокрема:

1) середній час перебування заявки в системі

$$t_{\text{сист}} = z / \lambda, \tag{1}$$

2) середній час перебування заявки в черзі

$$t_{\text{черг}} = r / \lambda. \tag{2}$$

Крім того, експоненціальні моделі засновані на припущенні про те, що потоки заявок, які поступають в систему, являються пуасонівськими, а час обслуговування має експоненціальний розподіл [3].

Поряд із зазначеним, для побудови моделі опису функціонування системи вводиться ряд припущень.

Припущення перше усуває залежність між часом обслуговування в каналах і полягає в тому, що довжина вхідного пакету в і-й канал вибирається незалежно відповідно до щільності розподілу

$$f(x) = \lambda e^{-\lambda x}, \quad (3)$$

де $1/\lambda$ – середня довжина пакету, вимірювана в бітах.

Як уже зазначалося, процес входу пакетів в систему являється пуасонівським з параметром Λ_r (пакетів/с), де r – номер пари «вузол-джерело» – «вузол-адресат».

Усі пари впорядковані відповідно до номерів $1, 2, \dots, R$. Маршрут пакетів r -го класу (передаються в r -й парі джерело-адресат) визначається матрицею $\|P_{ij}(r)\|$, де $P_{ij}(r)$ – ймовірність того, що пакет r -класу, що закінчив обслуговування в i -му каналі, поступить потім в j -й канал ($i, j = 1, M$).

Припущення, застосовані в моделі, визначають необмеженість черги та миттєву передачу підтвердження про успішну обробку пакету.

Зазначені припущення дозволяють визначити спроектовану систему як відкриту неоднорідну мережу масового обслуговування, яка моделює функціонування системи. У таку СМО поступають r класів пуасонівських потоків пакетів з інтенсивністю Λ_r , маршрут кожного з яких характеризується матрицею $\|P_{ij}(r)\|$.

А функція розподілу тривалості обслуговування пакетів r -го класу в i -му центрі СМО, який моделює відповідний канал, є експоненціальною з параметром μ_{ir} (пакетів/с).

Інтенсивність потоку пакетів класу r , що поступають в i -й канал λ_{ir} задовольняє рівнянню балансу потоків

$$\lambda_{jr} = \Lambda_r \delta_{ir} + \sum_{j=1}^M \lambda_{jr} P_{ji}(r). \quad (4)$$

Загальний потік пакетів, що поступають в i -й канал λ_{ir} та ззовні в мережу Λ , дорівнює відповідно

$$\lambda_i = \sum_{r=1}^R \lambda_{ir}; \quad (5)$$

$$\Lambda = \sum_{r=1}^R \Lambda_r.$$

Позначимо через ρ_{ir} завантаження i -го каналу пакетами r -го класу і ρ_i загальне завантаження каналу i :

$$\rho_{ir} = \frac{\lambda_{ir}}{\mu_{ir}}; \quad \rho_i = \sum_{r=1}^R \rho_{ir}. \quad (6)$$

Одноканальні СМО з необмеженою чергою можна представити у вигляді графа станів, який представлений на рис. 3.

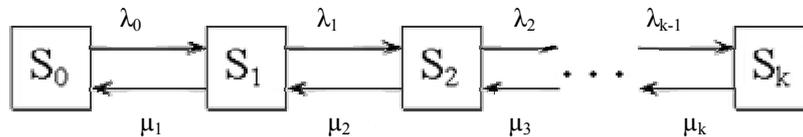


Рис. 3. Граф станів одноканальної СМО з необмеженою чергою
 (S_0 – СМО вільна; S_1 – канал зайнятий (в черзі);
 S_2 – канал зайнятий (одна заявка в черзі);
 S_k – канал зайнятий ($k - 1$ заявок в черзі))

Щодо фінальної ймовірності станів, то вона може бути подана таким чином [5]:

$$\begin{aligned} p_0 &= 1 - \rho; \\ p_k &= \rho^k (1 - \rho); \\ k &= 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (7)$$

$$\rho = \frac{\lambda}{\mu}.$$

Урахування поданих залежностей та те, що $\Lambda = \lambda, Q = 1, P_{відм} = 0$ визначає характеристики ефективності системи масового обслуговування таким чином:

$$\begin{aligned} \bar{z} &= \frac{\rho}{1 - \rho}; \\ \bar{r} &= \frac{\rho^2}{1 - \rho}; \\ \bar{t}_{сист} &= \frac{\rho}{\lambda(1 - \rho)}; \\ \bar{t}_{черг} &= \frac{\rho^2}{\lambda(1 - \rho)}. \end{aligned} \quad (8)$$

Тоді ймовірність того, що обслуговуючий канал зайнятий, дорівнює

$$\bar{k} = \frac{\lambda}{\mu} = \rho. \quad (9)$$

Щодо багатоканальних СМО з необмеженою чергою, то їх можна представити у вигляді графа станів, який подано на рис. 4.

Так, на n-канальну СМО поступає простий потік заявок з інтенсивністю λ , а час обслуговування однієї заявки є показником з параметром μ .

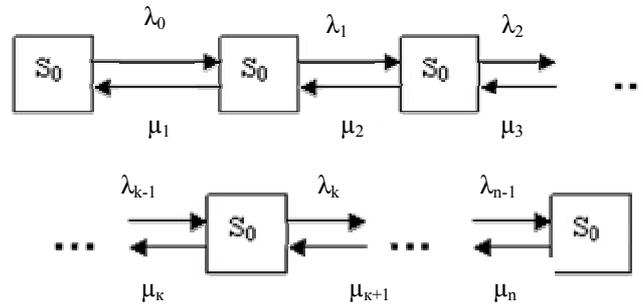


Рис. 4. Граф станів багатоканальної СМО з необмеженою чергою

При цьому стани СМО нумеруються по числу заявок в СМО так що:

- S_0 – СМО вільна;
- S_1 – зайнятий один канал;
- S_k – зайнято k каналів;
- S_n – зайняті усі n каналів;
- S_{n+1} – зайняті усі n каналів, одна заявка стоїть в черзі;

S_{n+r} – зайняті усі n каналів, r заявок коштує в черзі.

Тоді фінальна ймовірність станів виражається такими формулами

$$p_0 = \left\{ 1 + \frac{\rho}{1!} + \dots + \frac{\rho^k}{k!} + \frac{\rho^{\chi}}{n!} + \frac{\rho^{\chi+1}}{n!} \cdot \frac{1}{1-\chi} \right\}^{-1};$$

$$p_k = \frac{\rho^k}{k!} p_0, (1 \leq k \leq n);$$

$$p_{n+r} = \frac{\rho^{n+r}}{n^r \cdot n!} p_0, (r \geq 1).$$

2. Аналіз отриманих результатів

Аналіз отриманих виразів дозволяє створити уявлення про працездатність усієї розгалуженої управлінської інформаційної системи.

Практичною цінністю застосування розглянутої методики є отримання важливих показників функціонування інформаційної системи, таких як: завантаження пристроїв та підсистем; максимальну довжину черги заявок; кількість оброблених заявок; середню кількість зайнятих каналів.

Висновки

Контроль функціонування інформаційної системи управління за допомогою комплексу зазначених показників дозволить оптимізувати процес інформаційної підтримки управлінської діяльності підрозділу в умовах невизначеності.

Рекомендована для оптимізації управлінських інформаційних систем шляхом коригування їх структури підвищенням продуктивності та надійності обміну інформаційними даними в умовах невизначеності та швидкоплинності обстановки.

Література

1. Козел В.Н. Построение математической модели формирования распределенных систем / В.Н. Козел, А.Н. Шеховцов // Вісник Херсонського державного технічного університету. – 2004. – № 2 (24). – С. 325-332.
2. Козел В.Н. Методика преобразования информационных потоков в ориентированный граф / В.Н. Козел // Вісник Херсонського державного технічного університету. – 2002. – №1(14). – С. 527-528.
3. Вентцель Е.С. Теория случайных процессов и ее инженерные приложения: монография / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. – М.: Наука, 1991. – 356 с.
4. Кузин Л.Т. Основы кибернетики: учебник [для студ. высш. учебн. завед.] / Л.Т. Кузин. – М.: Энергия, 1979. – 584 с.
5. Евгенев Г.Б. Технология экспертного программирования / Г.Б. Евгенев, А.С. Кобелев, С.А. Борисов // Информационные технологии. – 2002. – № 3. – С. 2-9.

Надійшла до редакції 10.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри телекомунікаційних систем А.І. Сененко, Державний університет інформаційно-комунікаційних технологій, Київ.

АНАЛИЗ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ФОРМИРОВАНИЯ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ

О.В. Бойченко

Проанализирована математическая модель оптимизации функционирования управленческой информационной системы в части контроля потоков данных подсистем и устройств обслуживания. Определенно, что нахождение достоверности разных состояний систем массового обслуживания, а также установление зависимости между заданными параметрами и характеристиками работы СМО является основным направлением решения основного задания теории массового обслуживания и соответственно решениям задания оптимизации функционирования управленческой иерархической структуры. Предложено применение полученных результатов моделирования для оптимизации управленческих информационных систем путем корректировки их структуры повышением производительности и надежности обмена информационными данными в условиях неопределенности и быстротечности обстановки.

Ключевые слова: управленческая информационная система, математическая модель, информационные потоки, одноканальная и многоканальная система массового обслуживания

ANALYSIS OF MATHEMATICAL MODEL OF FORMING OF ADMINISTRATIVE INFORMATIVE SYSTEMS

O.V. Boychenko

The mathematical model of optimization of functioning of EIS is analysed in part of control of streams of these subsystems and servicers. Certainly, that being of authenticity of the different states of the queuing systems, and also establishment of dependence between preset parameter and descriptions of work of Queuing system is basic direction of decision of basic task of theory of mass service and according to the decisions of task of optimization of functioning of administrative hierarchical structure. Application is offered got результатпв designs for optimization of EISS by adjustment of their structure the increase of the productivity and reliability of exchange by informative data in the conditions of vagueness and transience of situation.

Keywords: EIS, mathematical model, informative streams, one channel and multichannel system mass service

Бойченко Олег Валерійович – канд. техн. наук, доцент, професор кафедри оперативно-розшукової діяльності та спеціальної техніки Кримського юридичного інституту Одеського державного університету внутрішніх справ, Сімферополь, Україна, e-mail: bole61@mail.ru.

УДК 629.78.018

Б.Б. МИХНИЧ, И.Б. ТУРКИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

РЕИНЖИНИРИНГ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОДСИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ

Показана целесообразность применения технологии Windows Workflow Foundation при решении задач реинжиниринга средств автоматизации обработки телеметрической информации космических аппаратов. Данная технология позволяет технологу непосредственно описать ход вычислительного процесса, используя базовые исполняемые блоки или шаблоны в виде рабочих потоков. Использование конечного автомата, для моделирования процесса управления, позволяет разделить режимы функционирования на отдельные группы и производить их модификацию независимо друг от друга. Применение такого подхода предоставляет возможность накапливать знания об алгоритмах и упрощает дальнейший реинжиниринг разрабатываемой системы

Ключевые слова: реинжиниринг, Windows Workflow Foundation, state machine, конечный автомат, рабочие потоки, автоматизация испытаний

Введение

Объем написанного программного обеспечения (ПО) в мире постоянно растет (по разным оценкам от 120 до 700 млрд. строк кода [1]). С одной стороны, это обусловлено тем, что постоянно разрабатываются все новые и новые программы, но еще важнее то, что однажды созданные программы крайне медленно выходят из обращения. Одной из центральных проблем программной инженерии становится сопровождение и эволюция ПО. Исследования показывают, что от 67 до 80% всех затрат жизненного цикла программы приходится именно на этап сопровождения [1].

В космической отрасли проблема реинжиниринга стоит особенно остро, поскольку существует весомый багаж накопленных решений, но в силу длительного технологического цикла разработки и единичной спецификации продукта требуется постоянная модификация частично устаревшего ПО с обеспечением высокой гарантоспособности.

1. Обзор методов реинжиниринга

В тех случаях, когда программная система становится трудной в сопровождении, но все еще не потеряла своей экономической ценности, необходимо предпринять какие-то действия по ее улучшению. Одним из возможных путей выхода из этого кризиса является реинжиниринг программного обеспечения (software reengineering) [2], т.е. изучение и изменение существующей системы с целью

представления ее в новой, улучшенной форме, а также последующей реализации этой формы.

Реинжиниринг представляет собой систематическую трансформацию существующей системы с целью улучшения ее характеристик качества, поддерживаемой ею функциональности, снижения стоимости и трудоемкости ее сопровождения, вероятности возникновения значимых для заказчика рисков.

Можно выделить четыре основных фактора, влияющие на выбор между реинжинирингом, новой реализацией и дальнейшим сопровождением существующей системы:

- соотношение между стоимостью реинжиниринга, стоимостью новой реализации и дальнейшего сопровождения;
- соотношение между ценностью системы после реинжиниринга, новой системы и существующей;
- соотношение между факторами риска реинжиниринга, новой реализации и сохранения системы в прежнем состоянии;
- соотношение между предполагаемым временем жизни системы в случае реинжиниринга, реализованной заново системы и существующей на данный момент.

Одной из наиболее распространенных форм реинжиниринга являются языковые преобразования (language conversion), подразумевающие преобразование устаревших программ в эквивалентные им по функциональности программы на том же или другом языке высокого уровня [3]. Однако такой под-

ход не всегда позволяет получить программы приемлемого качества на целевом языке.

Одной из задач, решаемых в ходе реинжиниринга: *возвратное проектирование* (reverse engineering) – это процесс анализа рассматриваемой системы с целью идентификации компонент системы и их взаимодействий или с целью создания некоторого представления системы в другой форме на более высоком уровне абстракции [4]. Возвратное проектирование включает в себя такие подзадачи:

- понимание программ (program understanding) – исходящее из неявного предположения, что основным источником информации о системе обычно является исходный текст программ [5];

- редокументация (redocumentation), определяемая как процесс реорганизации системы, результатом которого является семантически эквивалентное представление системы на том же уровне абстракции;

- извлечение архитектуры (architecture extraction), определяемое как определение архитектурных решений по данной программной системе (например, по исходным текстам);

- извлечение проектных решений (design recovery) – идентификация значимых абстракций предметной области, причем более высокого уровня, чем те, что могут быть получены путем изучения самой системы.

Моделирование – обязательный атрибут процессов, в ходе которых реализуется реинжиниринг.

Другой актуальный вопрос реинжиниринга программ – это вовлечение человека в процесс трансформации устаревших систем. Потребность в участии человека связана с тем, что знания об устаревших системах постепенно теряются, и автоматическое восстановление таких знаний обычно не представляется возможным [6].

В космической промышленности, НИИ и КБ проблема реинжиниринга весьма актуальна. Широкий класс программно-технических комплексов, применяемых в космической индустрии, построен на основе опыта экспертов, результатов аналитических расчетов и стендового моделирования [7]. Для ПО, используемого на различных этапах жизненного цикла ракетно-космической техники, характерен широкий спектр программно-аппаратных платформ и зачастую далеко неполное соответствие программной документации существующей версии ПО, что затрудняет его сопровождение и практически делает невозможным его модернизацию.

2. Цели и задачи исследований

Целью данной статьи является обоснование и разработка методов реинжиниринга ПО обработки

телеметрической информации (ТМИ) нового спутника микроспутника МС-2-8 с целью:

- повышения гибкости и адаптируемости алгоритмов в случае дальнейшего изменения конфигурации аппаратной части или формата представления пакетов ТМИ;

- перехода на новую программно-аппаратную платформу.

3. Результаты исследований

3.1. Требования к ПО подсистемы обработки телеметрической информации центра управления полетом

Рассматривается программный комплекс, который эксплуатировался на протяжении 7 лет и обладает широким функционалом. Основной задачей подсистемы обработки телеметрической информации наземной станции управления центра управления полетом (ПОТМИ НСУ ЦУП) спутника «Egypsat-1» является прием и регистрация, автоматизированная обработка (рис. 1) и визуализация в табличном и графическом представлении достоверной информации о функционировании бортовых подсистем в процессе штатной эксплуатации.

Программное обеспечение, подвергаемое реинжинирингу ПОТМИ НСУ ЦУП состоит из двух подсистем:

- сервер ТМИ;
- рабочее место оператора (РМО) анализа ТМИ.

К основным функциональным группам состояний специального программного обеспечения (СПО) *Сервера приёма ТМИ* относятся (рис. 2):

- настройка пользовательского интерфейса;
- конфигурирование базы данных;
- приём и обработка телеметрической информации во время сеанса связи.

При этом каждая из вышеперечисленных групп состоит из строго определённого множества состояний, которое было задано ещё на этапе проектирования автоматизированной системы. Алгоритмы, выполняемые программой в каждом из состояний, разрабатываются отдельно и могут быть изменены в зависимости от конфигурации структурной обработки пакетов ТМИ.

К основным функциональным группам состояний *РМО анализ ТМИ* относятся (рис. 3):

- приём потока пакета ТМ файлов;
- обработка пакетов ТМ файлов;
- режим визуализации ТМ параметров;
- настройка сетевых интерфейсов и режимов отображения.

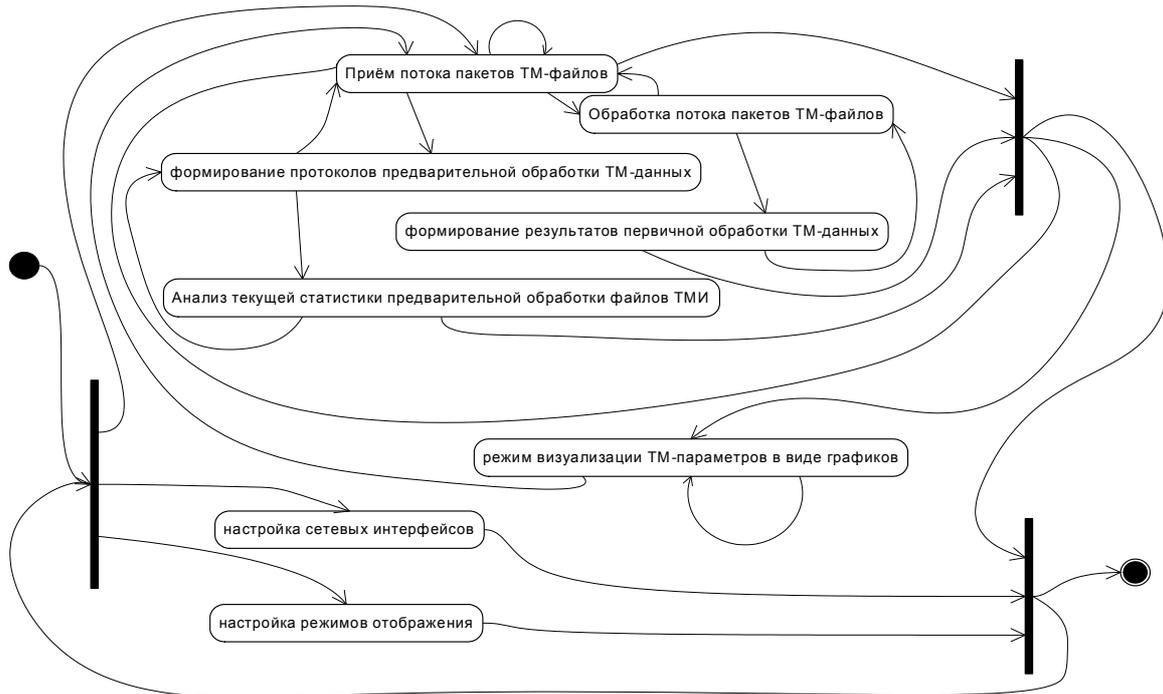


Рис. 3. Диаграмма состояний СПО РМО анализ ТМИ

Принципиальное различие подсистем Сервер ТМИ и РМО ТМИ состоит в источнике и формате получаемых ТМ файлов. Сервер ТМИ осуществляет обработку пакетов, полученных от спутника и сохраняет их в ТМ файлы, для дальнейшего анализа и визуализации подсистемой РМО ТМИ.

3.2. Принципы применения Windows Workflow Foundation

Инструменты для разработки ПО с использованием Windows Workflow Foundation (WF) доступны, начиная с платформы Microsoft .NET Framework версии 3.0 [8].

При помощи WF могут быть описаны три типа процессов:

- последовательный процесс (Sequential Workflow) – переход от одного шага в другой без возвратов обратно;
- конечный автомат (State-Machine Workflow) – переход из одного состояния в другое, возможны и произвольные возвраты в предыдущие состояния;
- процесс, управляемый правилами (Rules-driven Workflow) – частный случай последовательного процесса, в котором переход на следующий шаг определяется набором правил.

Процессы WF формируются из базового набора активностей (состоит из 28 активностей) и которые предоставляют возможность управления исполнением, построения циклов, распараллеливания, работу с

исключениями, подключение к источникам данных, связывание с Web-службами.

Поддерживается возможность изменение рабочего потока во время работы (on-the-fly) путём создания объекта WorkflowChanges, содержащего все новые действия, которые нужно добавить к рабочему потоку, и вызова ApplyWorkflowChanges, определенный в классе WorkflowInstance, для фиксации этих изменений.

Конструктор Workflow Designer, используемый для проектирования рабочих потоков, не привязан к Visual Studio. При необходимости он может быть развёрнут в среде своего собственного приложения. Это даёт возможность поставлять систему, включающую рабочие потоки, и позволяющую пользователям настраивать ее под свои нужды. Можно предоставить пользователю пустой рабочий поток в качестве шаблона и обеспечить панелью инструментов, включающей специальные действия, которые отвечают предметной области. Затем пользователи самостоятельно смогут конструировать свои рабочие потоки, добавляя эти действия или разрабатывая собственные [8].

При выполнении реинжиниринга были использованы Инструменты Специализированных Языков Предметной Области (Domain-Specific Language-Tools, DSL Tools) [9] входящие в состав Microsoft Visual Studio 2008 SDK.

Специализированный язык предметной области (Domain-Specific Language, DSL) – это язык, разра-

ботанный для того, чтобы быть полезным для решения узкого специфического круга задач, в отличие от языков общего применения. Используя инструменты DSL Tools, могут быть созданы специализированные инструменты моделирования путем определения нового языка моделирования и его реализации. Например, возможно создание специализированного языка для описания интерфейса пользователя, бизнес процесса, базы данных или потоков информации и последующая генерация кода из этого описания. Инструменты Специализированных Языков Предметной Области могут быть использованы для построения индивидуальных визуальных редакторов приспособленных к любой предметной области.

3.3. Применение технологии Workflow для реинжиниринга СПО ПОТМИ ЦПУ

В процессе реинжиниринга СПО ПОТМИ была использована технология *State machine workflow* (.NET Framework 3.5).

В результате реинжиниринга СПО РМО анализа ТМИ был получен конечный автомат, изображённый на рис. 4, все состояния которого описываются последовательными процессами.

После запуска СПО РМО анализ ТМИ система находится в состоянии **выбор_режима** конечное состояние функционирования определено в положении **завершение**.

Из состояния **выбор_режима** конечный автомат может перейти в одно из следующих возможных состояний:

- **настройка_режимов_отображения** – позволяет сконфигурировать набор информационных характеристик ТМИ и способ их отображения в режиме визуализации;
- **настройка_сетевых_интерфейсов** – кон-

фигурация подключений, для получения файлов ТМИ;

– **обработка_ТМИ_и_визуализация** – промежуточный режим, из которого возможны переходы в состояния:

- a) **режима_визуализации**;
- b) **приёма_потока_пакетов**;
- c) **анализ** статистики приёма и протоколы.

Каждое состояние состоит из ряда рабочих потоков, каждый из которых имеет управляемое событие действие в начале, реализующее интерфейс *IEventActivity*, а затем некоторое количество других действий, которые формируют обрабатывающий код внутри состояния. В состоянии **выбор_режима** происходит начальная инициализация модулей управления и ожидание ответа пользователя для перехода в новое состояние (рис. 5).

Переход системы из состояния в состояние происходит посредством инициирования события в системе. Это делается либо за счет использования интерфейса и реализации этого интерфейса, и такая пара объектов называется внешней службой (*external service*), либо с использованием активности *setStateActivity*, которая инициирует событие перехода на указанное состояние. Переход в состояние **обработка_ТМИ_и_визуализация** происходит после выбора пользователем в состоянии **выбор_режима** соответствующего перехода и инициируется активностью *setActivity5: {обработка_ТМИ_и_визуализация}*.

В режиме **обработка_ТМИ_и_визуализация** реализована аналогичная схема, изображённой на рис. 5, выбора дальнейшего режима функционирования. Из этого состояние возможен переход в режим **приём_потока_пакетов**, Данный режим содержит один *EventDriven:{первичная_обработка}*, в котором выполняется рабочий поток изображённый на рис. 6.

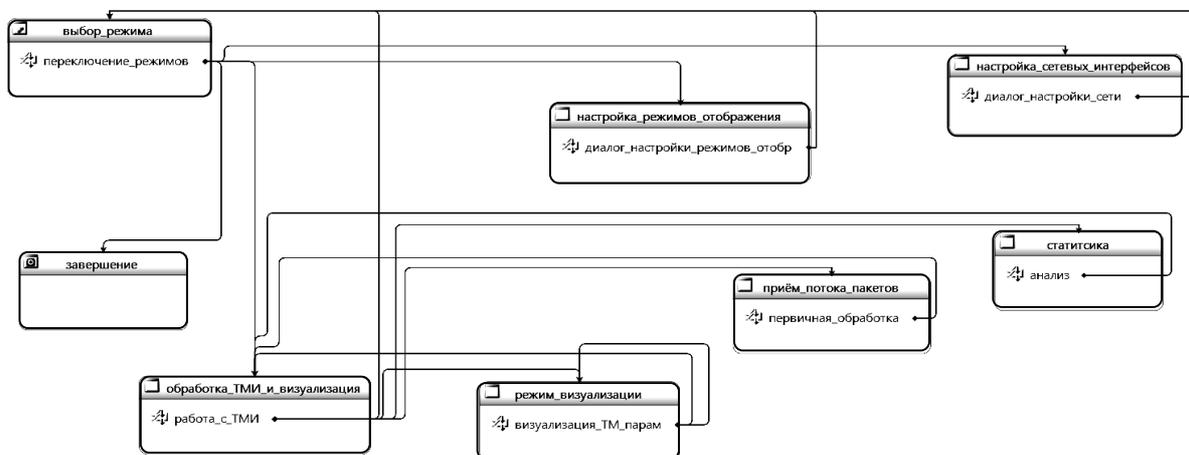


Рис. 4. State-Machine Workflow СПО РМО анализ ТМИ

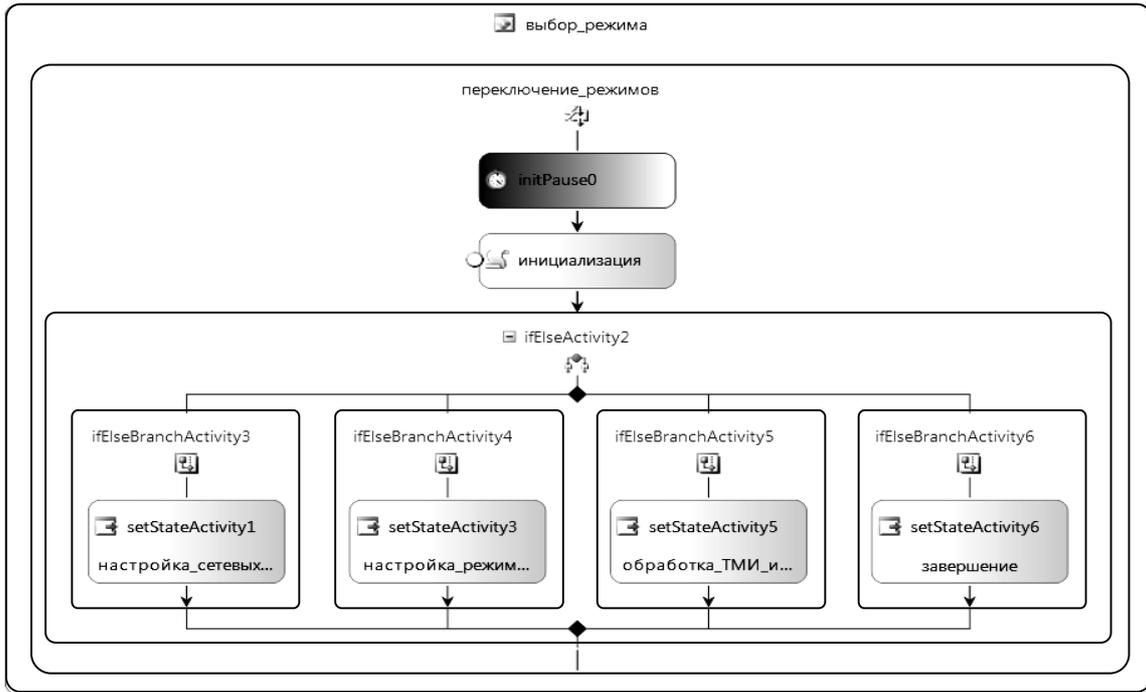


Рис. 5. Sequential Workflow состояния **выбор_режима**

Рабочий поток **первичная_обработка** (рис. 6) ориентирован на работу с пакетами телеметрической информации, которые СПО Сервер ТМИ получает от микроспутника и передаёт их по сети СПО РМО. EventDriven:{первичная_обработка} позволяет проводить распаковку и анализ ТМ-пакетов и состоит из следующих активностей:

- **delayActivity1** – таймер задержки, используется как вспомогательный элемент *EventDriven*, который первым реализует интерфейс *IEventActivity*;
- **whileActivity1** – цикл разбора последовательности пакетных данных, составное действие;
- **sequenceActivity1** – содержит последовательность активностей, используется, если в составном действии необходимо описать более одной активности;
- **распаковка_пакетов**, **анализ_пакетов**, **запись_в_БД** – простые активности, которые содержат набор инструкций, для работы с ТМ-пакетами;
- **set_State_Activity10** – инициирует переход системы в состояние **обработка_ТМИ_и визуализация**, происходит после завершения цикла.

Заключение

Таким образом, все процессы управления рассматриваемой автоматизируемой системы были разбиты на отдельные состояния, которые описываются набором рабочих потоков. Технология Workflow Foundation позволяет модифицировать данные рабочие потоки без изменения архитектуры системы,

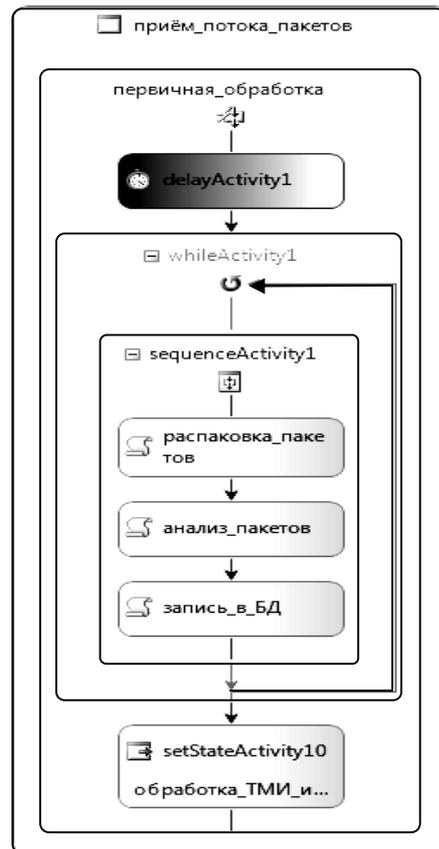


Рис. 6. Sequential Workflow состояния **приём_потока_пакетов**

даже на этапе выполнения программы. Предложенный подход реинжиниринга программного обеспе-

чения обработки пакетов ТМИ позволяет выносить алгоритм управления во внешнюю базу данных и в дальнейшем легко модифицировать и оптимизировать алгоритмы разбора, адаптируя алгоритм для нового набора компонент КА.

Дальнейшее направление исследований будет проводиться в сторону автоматической генерации управляющего алгоритма.

Литература

1. Ulrich W. *The evolutionary growth of reengineering and the decade ahead* / W. Ulrich // *American Programmer*. – 2009. – Vol. 3, No. 11. – P. 14-20.
2. Tilley S.R. *Perspectives on Legacy System Reengineering* / S.R. Tilley, D.B. Smith // *Software Engineering Industry*. – 2009. – Vol. 7, No. 17. – P. 150.
3. Друнин А.В. *Построение срезов программ в задачах реинжиниринга* / А.В. Друнин // *Автоматизированный реинжиниринг программ: сб. С.-Петербургского ун-та*. – СПб.: С.-Петербургского

ун-та, 2000. – С. 184–205.

4. Фаулер Мартин *Рефакторинг. Улучшение существующего кода* / Мартин Фаулер. – СПб.: Символ-Плюс, 2008. – 432 с.

5. Biggerstaff T.J. *Program Understanding and the Concept Assignment Problem* / T.J. Biggerstaff, B.G. Mitbender // *Communications of the ACM*. – 1994. – P. 72–82.

6. Jones C. *Estimating Software Costs* / C. Jones. McGraw-Hill. – 1998 – 170 p.

7. *Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование* / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов и др.; Под ред. С.Н. Колюхова. – Х.: Национальный аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – 513 с.

8. Нейгел Кристиан *С# 2005 и платформа .NET 3.0 для профессионалов* / Кристиан Нейгел, Билл Ивьян. – СПб.: Диалектика, 2008. – 1376 с.

9. *Domain-Specific Development with Visual Studio DSL Tools* / Steve Cook, Gareth Jones, Stuart Kent, Alan Cameron Wills. – Addison Wesley, 2007. – 352 p.

Поступила в редакцию 10.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономико-математического моделирования В.М. Варганын, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РЕІНЖІНІРІНГ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПІДСИСТЕМИ ОБРОБКИ ТЕЛЕМЕТРИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ЦЕНТРУ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТАМИ

Б.Б. Міхнич, І.Б. Туркін

Показана доцільність застосування технології Windows Workflow Foundation при вирішенні завдань реінжинірингу засобів автоматизації обробки телеметричної інформації космічних апаратів. Ця технологія дозволяє технологю безпосередньо описати хід обчислювального процесу, використовуючи базові виконувані блоки або шаблони у вигляді робочих потоків. Використання кінцевого автомату, для моделювання процесу управління, дозволяє розділити режими функціонування на окремі групи і проводити їх модифікацію незалежно один від одного. Застосування такого підходу надає можливість накопичувати знання про алгоритми і спрощує подальший реінжиніринг системи, що розробляється.

Ключові слова: реінжиніринг, Windows Workflow Foundation, state machine, кінцевий автомат, робочі потоки, автоматизація випробувань

REENGINEERING SOFTWARE SUBSYSTEM PROCESSING TELEMETRY INFORMATION CENTER FLIGHT CONTROL

B.B. Mikhnich, I.B. Turkin

This paper shows feasibility of Windows Workflow Foundation technology in solving problems re-engineering tools automate the processing of telemetry data the spacecraft. This technology allows the technology itself to describe the course of the computational process, using the basic executable blocks or patterns in the form of workflows. Using finite-state machine to model the management process allows you to divide the modes of operation into separate groups and to make their modified independently of each other. Such an approach provides an opportunity to accumulate knowledge about algorithms and facilitates the further reengineering of the system being developed.

Key words: reengineering, Windows Workflow Foundation, state machine, finite-state machine, workflows, automation testing

Михнич Борис Борисович – аспирант каф. инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boris.mikhnich@rambler.ru.

Туркин Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: energy@d4.khai.edu.

УДК 658.562+658.512

О.Е. ФЕДОРОВИЧ, Ю.А. ЛЕЩЕНКО, К.О. ЗАПАДНЯ

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

МЕТОД ВЫБОРА ПРОЕКТА МОДЕРНИЗАЦИИ ПРЕДПРИЯТИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ОСНОВНОГО И ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССОВ ПРОИЗВОДСТВА

Ставится и решается задача модернизации предприятия выпускающей аэрокосмическую технику, для улучшения показателей качества и обеспечения конкурентоспособности продукции. Проведение модернизации осуществляется на основе существующего опыта в области обеспечения качества основного и вспомогательного процессов производства. Для этого строится база знаний в виде упорядоченного множества прецедентов, которые состоят из информационных блоков, содержащих значения показателей качества и готовые организационно – технологические решения. Новая проблемная ситуация сравнивается с существующими с учётом значений показателей качества. Выбор рационального варианта модернизации осуществляется с учётом требований по затратам, времени и рискам. Для большего количества сравниваемых вариантов используется метод многокритериальной целочисленной оптимизации.

Ключевые слова: качество процессов производства, база знаний по организационно – технологическим решениям, проблемная ситуация по модернизации производства, прецедентный подход, многокритериальная оптимизация.

Введение

Современные требования к качеству выпускаемых изделий в аэрокосмической отрасли, содержат целый ряд составляющих, связанных с организацией процессов производства, как основного, так и вспомогательного. Производственный процесс по требованиям ISO оценивается набором (вектором) показателей качества, список которых постоянно увеличивается. Сюда часто относят класс точности основного и вспомогательного технологического оборудования, надёжность оборудования, квалификацию персонала, обслуживающего оборудование, наличие высокоточных измерительных средств и т.д. [1]. Ужесточение требований качества для обеспечения конкурентоспособности продукции аэрокосмической отрасли Украины приводит к необходимости модернизации технологического оборудования, формированию новых схем производства, как для основных, так и вспомогательных процессов, что связано с поиском новых организационных и технологических решений. Отсюда вытекает актуальность темы публикации, в которой рассматривается метод поиска рациональных решений по обеспечению качества основного и вспомогательного процессов производства аэрокосмической техники, основанный на прецедентном подходе.

Постановка задачи исследования

На первом этапе модернизации предприятия необходимо сформировать базу существующих и пер-

спективных организационно – технологических схем производства, которые имеют конкретные характеристики качества, выпускают или будут выпускать конкурентоспособную аэрокосмическую продукцию. Для формирования такой базы знаний (БЗ) целесообразно использовать метод, основанный на прецедентном подходе [2,3]. Для этого необходимо сформулировать знаниеориентированные информационные блоки, содержащие организационные и технологические решения существующих производств, а так же вектор параметров качества, состоящий из набора значений показателей качества:

$$Q = \{q_1, q_2, \dots, q_i, \dots, q_m\}.$$

Будем считать, что существующие и перспективные организационно – технологические решения образуют множество базовых ситуаций:

$$B = \{b_1, b_2, \dots, b_j, \dots, b_n\},$$

которые постоянно пополняют БЗ и анализируются в процессе совершенствования качества производства. При модернизации производства может возникнуть новая проблемная ситуация t_3 , разрешение которой потребует поиск аналогичных или близких готовых (базовых) решений, которые хранятся в БЗ прецедентов. Таких решений может быть не одно, а несколько, поэтому, в этом случае возникает задача выбора рационального варианта из множества альтернатив:

$$A = \{a_1, a_2, \dots, a_j, \dots, a_l\}.$$

Предполагаемая модернизация производства предварительно оценивается экспертами с помощью

набора значений вектора показателей качества Q_s , который может не совпадать с значениями выбранного готового решения из БЗ прецедентов. Поэтому требуются дополнительные согласования экспертов в пользу пересмотра или принятия существующего готового решения. Если готовое решение не применяется, то модернизация осуществляется традиционным способом с учётом знаний специалистов по качеству. В этом случае, полученная новая организационно-технологическая схема образует новый прецедент в БЗ со своим набором значений показателей качества. При принятии типовой организационно-технологической схемы осуществляется предварительное оценивание затрат, времени (сроков) и рисков, связанных с модернизацией существующего производственного процесса на предприятии. Если затраты и риски удовлетворяют руководство компании, то вырабатывается окончательное решение и проводится модернизация производства. В случае нескольких возможных альтернатив в виде готовых решений, осуществляется сравнение предлагаемого решения с подмножеством близких типовых решений по критериям затрат, времени и рисков, с выбором рационального варианта, который принимается в качестве основы (базы) для модернизации.

Решение задачи исследования

Решение поставленной задачи предлагается проводить в несколько этапов.

Этап 1. На этом этапе осуществляется формирование БЗ прецедентов. Введём лексикографическое представление вектора значений показателей качества для последующего упорядочения прецедентов в БЗ. Для этого, для каждого показателя качества будем использовать качественную шкалу, в которой значения лингвистической переменной будут выражены в виде, например, букв латинского алфавита:

- А – превосходное значение;
- В – отличное значение;
- С – хорошее значение;
- Д – удовлетворительное значение.

Для каждого показателя качества диапазон количественных значений по отдельным буквам может быть свой и задаваться экспертом, который участвует в оценке качества основного и вспомогательного процессов производства. Пусть, например, для оценки качества вспомогательного производства оснастки $A = \{0,95 \div 1\}$. В зависимости от заданного набора показателей качества основного и вспомогательного процессов производства формируется «слово», которое характеризует качество рассматриваемого прецедента (организационно-технологической

схемы производства). Например, для j -го прецедента «слово» имеет следующий вид:

$$S_j = A_{j1}, B_{j2}, C_{j3}, D_{j4},$$

где B_{j2} – значение лингвистической переменной В для второго показателя качества j -го прецедента.

Заметим, что «слово», которое оценивает качество конкретного прецедента, упорядочено: на первом месте находится наиболее значимый критерий, а на последнем – наименее значимый.

Этап 2. На втором этапе осуществляется лексикографическое упорядочение прецедентов в БЗ с использованием «слов», характеризующих качество отдельных прецедентов. В результате, получим упорядоченное множество прецедентов в БЗ.

Этап 3. На третьем этапе определяется место в БЗ новой проблемной ситуации. Пусть каждая новая проблемная ситуация будет характеризоваться новым «словом», значение которого формируется экспертами по модернизации производства. Это «слово» лексикографически сравнивается с упорядоченным множеством «слов» находящихся в БЗ прецедентов. Например, в упорядоченной БЗ прецедентов находятся «слова»:

A_1, A_2, A_3, B_4
 A_1, A_2, A_3, C_4
 A_1, A_2, B_3, A_4
 A_1, A_2, C_3, B_4
 A_1, B_2, A_3, A_4
 A_1, C_2, A_3, B_4

Пусть новая проблемная ситуация, связанная с модернизацией производства, характеризуется следующим «словом»:

$$S^* = A_1, A_2, C_3, A_4$$

Определим место этого «слова» в упорядоченной БЗ прецедентов. Получим:

A_1, A_2, A_3, B_4
 A_1, A_2, A_3, C_4
 A_1, A_2, B_3, A_4
 A_1, A_2, C_3, A_4
 A_1, A_2, C_3, B_4
 A_1, B_2, A_3, A_4
 A_1, C_2, A_3, B_4

«Слова», которые находятся выше заданного «слова» (проблемной ситуации) образуют множество M^* , которые имеет смысл рассматривать для выбора рациональных готовых решений по модер-

низации производства, так как значения их показателей качества не хуже чем у заданного.

Этап 4. Происходит выбор и обоснование рационального организационно-технологического решения из БЗ прецедентов. Здесь возможны следующие ситуации:

1. Подмножество, для выбора наилучшего прецедента M^* , состоит из одного варианта;

2. M^* состоит из нескольких (небольшое количество) вариантов;

3. M^* содержит достаточно большое количество вариантов.

Для первой ситуации эксперты оценивают возможность модернизации производства, сравнивая предлагаемое организационно-технологическое решение с выбранным прецедентом. При этом оцениваются:

- финансовые затраты – W ;
- длительность (сроки) проведения модернизации – T ;
- риски успешного выполнения проекта модернизации – R .

Если значения W, T, R удовлетворяют руководство компании, то принимается окончательное решение по модернизации существующего производства. В противном случае от модернизации отказываются.

Для второй ситуации сравниваются W_p, T_p, R_p проблемная ситуация с каждым i -м W_i, T_i, R_i i -го варианта выделенного подмножества M^* . При этом учитывается значимость или «вес» показателей затрат, сроков и рисков. В результате получим интересующий нас прецедент в качестве готового решения по модернизации производства.

Для третьей ситуации необходимо осуществить полный перебор вариантов подмножества M^* или воспользоваться методом оптимизации [4,5].

Воспользуемся методом целочисленной оптимизации. Введём булеву переменную x_{pj} , где индекс p соответствует проблемной ситуации, j – соответствует j -му варианту (прецеденту) из подмножества M^* :

$$x_{pj} = \begin{cases} 1, & \text{если выбран } j\text{-й прецедент} \\ & \text{в качестве готового решения} \\ & \text{для проведения модернизации} \\ & \text{производства;} \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

Пусть экспертами проведена предварительная оценка и получены значения:

w_{pj} – затраты на модернизацию производства в случае использования j -го прецедента для модернизации производства;

t_{pj} – сроки проведения модернизации производства в случае выбора j -го прецедента;

r_{pj} – риск проведения модернизации в случае выбора j -го прецедента.

Сформулируем критерии и ограничения оптимизационной задачи по выбору рационального решения в БЗ прецедентов для проведения модернизации производства:

$$W = \sum_j x_{pj} w_{pj}; \quad T = \sum_j x_{pj} t_{pj}; \quad R = \sum_j x_{pj} r_{pj}.$$

Возможны следующие постановки оптимизационной задачи по выбору рационального решения из подмножества прецедентов M^* в виде готового решения для модернизации производства.

1. Необходимо минимизировать затраты на модернизацию производства:

$$\min W, \quad W = \sum_j x_{pj} w_{pj},$$

при выполнении ограничений:

$$T \leq T_{\text{доп}}, \quad R \leq R_{\text{доп}},$$

где $T_{\text{доп}}$ – допустимые сроки выполнения работ по модернизации производства;

$R_{\text{доп}}$ – допустимый риск проекта модернизации производства.

2. Необходимо минимизировать длительность (сроки) выполнения работ по модернизации производства:

$$\min T, \quad T = \sum_j x_{pj} t_{pj},$$

при выполнении ограничений:

$$W \leq W_{\text{доп}}, \quad R \leq R_{\text{доп}},$$

где $W_{\text{доп}}$ – допустимые затраты на модернизацию предприятия.

3. Необходимо минимизировать риск выполнения проекта модернизации производства:

$$\min R, \quad R = \sum_j x_{pj} r_{pj},$$

при выполнении ограничений:

$$W \leq W_{\text{доп}}, \quad T \leq T_{\text{доп}}.$$

4. Многокритериальная постановка задачи. Предварительно оценим важность («веса») отдельных критериев W, T, R и в результате получим значения весов:

$$\alpha_W, \alpha_T, \alpha_R,$$

при этом $0 \leq \alpha_W \leq 1, 0 \leq \alpha_T \leq 1, 0 \leq \alpha_R \leq 1$

и выполняется условие:

$$\alpha_W + \alpha_T + \alpha_R = 1.$$

Далее осуществим нормирование критериев (перевод в безразмерную шкалу $0 \div 1$) с учётом проведённой оптимизации по частным показателям:

$$W' = \frac{W - W^*}{W_{доп} - W^*}, T' = \frac{T - T^*}{T_{доп} - T^*}, R' = \frac{R - R^*}{R_{доп} - R^*},$$

где W^*, T^*, R^* – полученные на первом этапе экстремальные значения показателей в результате оптимизации W, T, R . Необходимо минимизировать комплексный критерий K :

$$\begin{aligned} \min K, \\ K = \alpha_W W' + \alpha_T T' + \alpha_R R' = \\ = \alpha_W \left(\frac{W - W^*}{W_{доп} - W^*} \right) + \alpha_T \left(\frac{T - T^*}{T_{доп} - T^*} \right) + \\ + \alpha_R \left(\frac{R - R^*}{R_{доп} - R^*} \right) = \frac{\alpha_W - W^*}{W_{доп} - W^*} + \frac{\alpha_T - T^*}{T_{доп} - T^*} + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} + \frac{\alpha_R - R^*}{R_{\hat{a}i\bar{i}} - R^*} - \frac{\alpha_W - W^*}{W_{\hat{a}i\bar{i}} - W^*} - \frac{\alpha_T - T^*}{T_{\hat{a}i\bar{i}} - T^*} - \\ - \frac{\alpha_R - R^*}{R_{\hat{a}i\bar{i}} - R^*} = \frac{\alpha_W - W^*}{W_{\hat{a}i\bar{i}} - W^*} \sum_j x_{pj} w_{pj} + \\ + \frac{\alpha_T - T^*}{T_{\hat{a}i\bar{i}} - T^*} \sum_j x_{pj} t_{pj} + \frac{\alpha_R - R^*}{R_{\hat{a}i\bar{i}} - R^*} \sum_j x_{pj} r_{pj} - \\ - \frac{\alpha_W - W^*}{W_{\hat{a}i\bar{i}} - W^*} - \frac{\alpha_T - T^*}{T_{\hat{a}i\bar{i}} - T^*} - \frac{\alpha_R - R^*}{R_{\hat{a}i\bar{i}} - R^*}. \end{aligned}$$

Схема метода выбора проекта модернизации предприятия для обеспечения качества основного и вспомогательного процессов производства представлена на рис. 1.

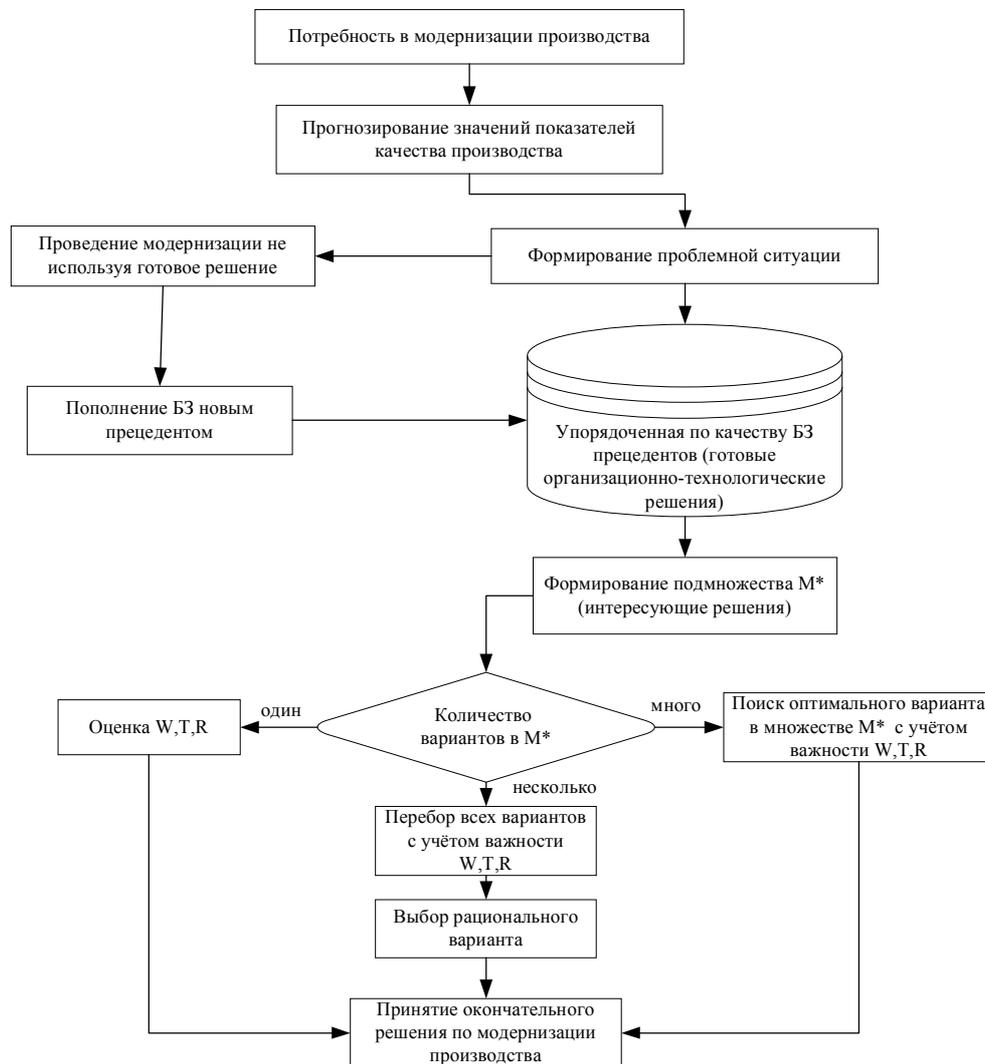


Рис. 1. Схема метода выбора рационального проекта модернизации предприятия

Заключение

Предложенный подход целесообразно использовать на стадии планирования проекта модернизации аэрокосмического производства с учётом тре-

бований качества, как основного, так и вспомогательного процессов производства, когда необходимо выбрать рациональную организационно – технологическую схему производства опираясь на готовые, проверенные решения.

Литература

1. Мишин В.М. *Управление качеством* / В.М. Мишин. – М.: Юнити - Дана, 2005. – 463 с.
2. Pal Sankar K. *Foundations of Soft Case-Based Reasoning?* /Sankar K. Pal, Simon C.K. Shiu. – New Jersey: Wiley, 2004, ISBN: 978-0-471-64466-8.
3. Карпов Л.Е. *Адаптивное управление по прецедентам, основанное на классификации состояний управляемых объектов* / Л.Е. Карпов, В.Н. Юдин //Труды института системного программирования РАН. - [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

<http://citforum.fast.net.ua/consulting/BI/karpov/#13.#13>.

4. Андриенко А.Я. *Целочисленная оптимизация в задачах управления безопасностью объектов РКТ/ А.Я. Андриенко, Е.И. Тропова //Управление большими системами (UBS) – Электронный сборник научных трудов института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2008. – Вып. 21. – С. 16-26.*

5. Сеа Ж. *Оптимизация. Теория и алгоритмы: перевод с фр. яз. Л.Г. Гурина / Ж. Сеа; под ред. А.Ф. Кононенко и Н.Н. Моисеевна. – М.: Мир, 1973. – 244 с.*

Поступила в редакцию 15.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

МЕТОД ВИБОРУ ПРОЕКТУ МОДЕРНІЗАЦІЇ ПІДПРИЄМСТВА ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЯКОСТІ ОСНОВНОГО І ДОПОМІЖНОГО ПРОЦЕСІВ ВИРОБНИЦТВА

О.Є. Федорович, Ю.О. Лещенко, К.О. Западня

Ставиться і вирішується завдання модернізації підприємства того, що випускає аерокосмічну техніку, для поліпшення показників якості і забезпечення конкурентоспроможності продукції. Проведення модернізації здійснюється на основі існуючого досвіду в галузі забезпечення якості основного і допоміжного процесів виробництва. Для цього будується база знань у вигляді впорядкованої множини прецедентів, які складаються з інформаційних блоків, що містять значення показників якості і готові організаційно - технологічні рішення. Нова проблемна ситуація порівнюється з існуючими з урахуванням значень показників якості. Вибір раціонального варіанта модернізації здійснюється з урахуванням вимог щодо витрат, часу та ризиками. Для більшої кількості порівнюваних варіантів використовується метод багатокритеріальної целочисельної оптимізації.

Ключові слова: якість процесів виробництва, база знань з організаційно - технологічних рішень, проблемна ситуація з модернізації виробництва, прецедентний підхід, багатокритеріальна оптимізація.

METHOD OF CHOICE OF PROJECT OF MODERNISATION ENTERPRISES FOR PROVIDING OF QUALITY OF BASIC AND AUXILIARY PROCESSES OF PRODUCTION

O.E. Fedorovich, Ju. A. Leshchenko, K.O. Zapadnia

The problem of modernisation of enterprise of producing is set and decides aerospace technique, for the improvement of indexes of quality and providing of competitiveness of products. The modernization is based on existing experience in providing quality primary and secondary manufacturing processes. To do this, construct a knowledge base in the form of an ordered set of precedents, which consist of information blocks that contain the values of quality and ready organizational - technological solutions. A new problem situation is compared with existing, to the values of quality indicators. Rational choice variant of modernization by taking into account the requirements of cost, time and risk. For more options compared the method of multiobjective integer optimization.

Key words: quality of production processes the knowledge base on organizational - technological solutions, a problem situation by modernizing production, the precedent approach, multicriteria optimization.

Федорович Олег Евгеньевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Лещенко Юлия Александровна – инженер каф. информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Западня Ксения Олеговна – канд. техн. наук, научный сотрудник каф. информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.