

УДК 519.63:533.9.07

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ¹, О.В. ТРИФОНОВ¹, О.В. ШИПУЛЬ¹, В.Г. КОЗЛОВ^{1,2}¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков²ОАО «Мотор Сич», Запорожье

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ В КАМЕРАХ ТЕРМОИМПУЛЬСНЫХ МАШИН С УЧЕТОМ ПЕРЕХОДА СГОРАНИЯ В ДЕТОНАЦИОННЫЙ РЕЖИМ

Разработана математическая модель для расчета процесса горения в замкнутой цилиндрической камере постоянного объема с учетом перехода процесса сгорания топливной смеси из дефлаграционного в детонационный режим. Модель учитывает конечную, зависящую от температуры и давления, скорость химических реакций при горении, процессы теплообмена конвекцией и излучением. Показано, что начальное давление топливной смеси, а также тип горючего оказывает существенное влияние на режимы сгорания, в частности на переход горения в детонацию, что является основным фактором при выборе параметров термоимпульсной обработки.

Ключевые слова: термоимпульсная машина, горение в камере, пропан, метан, детонация, переход горения в детонацию, математическое моделирование.

Введение

Проблема обеспечения промышленной чистоты высокоточных деталей и механизмов, имеющих пары трения, актуальна для всего производства агрегатов летательных аппаратов. На этапе производства она главным образом связана с качественной очисткой кромок и поверхностей составляющих деталей от макро- и микрозаусенцев, микрочастиц и других микроликвидов, которые определяют величину абразивного износа, а для высокоточных механизмов, таких как агрегаты двигателей ЛА, существенно влияют на надежность работы изделия в целом [1].

Технология термоимпульсного удаления заусенцев и очистки поверхности в наибольшей степени удовлетворяет требованиям финишной очистки агрегатов ЛА. Инструментом при этом является горючая газовая смесь, а очистка происходит при интенсивном тепловом воздействии на деталь в режиме детонационного сгорания топливной смеси.

Детонация – самый эффективный из всех возможных способов прямого сжигания топливных смесей. Именно поэтому в настоящее время во всем мире активно разворачиваются научно-исследовательские работы по использованию управляемой детонации. Для процесса термоимпульсной очистки возможность управления процессом детонации непосредственно связана с качеством обработки, что делает эту задачу еще более актуальной.

С учетом вышеизложенного, целью настоящей работы является создание математических моделей

процессов горения предварительно перемешанной топливовоздушной смеси в камере сгорания термоимпульсной машины, исследование перехода горения из дефлаграционного в детонационный режим и выяснение условий, при которых данный переход возможен.

Описание решаемой задачи и используемых математических моделей

Объектом исследования являются процессы горения и детонации в цилиндрической камере сгорания термоимпульсной установки Т-15 высотой 441 мм и диаметром 280 мм с поджогом сверху камеры. В корпусе камеры выполнено отверстие для подачи топливной смеси. Камера снабжена электрическими свечами для поджога смеси, управляемым клапаном для выпуска продуктов сгорания.

С учетом условий практического применения термоимпульсных установок при задаче рассматривалось сгорание метан- и пропан-воздушных смесей. В ходе численного моделирования при помощи инструментов ANSYS CFX изучалось влияние значения начального давления в камере и типа горючего газа на переход сгорания топливной смеси из дефлаграционного в детонационный режим.

Считалось, что в момент перед зажиганием в камере находится неподвижная гомогенная смесь, с массовой концентрацией топлива в соответствии со стехиометрическим составом: на 1 кг воздуха – 17,2 кг метана или 15,6 кг пропана.

Для численного исследования поставленной задачи использовалась описанная в [2] модель, основанная на применении системы уравнений Навье-Стокса.

При исследовании горения, использовалась модель конечной скорости химических реакций, описанная в [3]. В этом случае химическая реакция горения описывается как совокупность элементарных реакций с количеством вовлеченных компонент.

С учетом сложности процессов, происходящих при термоимпульсной обработке, для оценки адекватности разработанных моделей была решена тестовая задача по моделированию горения метано-воздушной смеси в замкнутой цилиндрической камере. Результаты численного моделирования сравнивались с экспериментальными данными и показаны в [3].

Для адекватного моделирования перехода горения в детонацию при построении сетки конечных элементов (рис. 1), она измельчалась в наиболее вероятных местах возникновения детонации, а также в зоне поджога смеси.

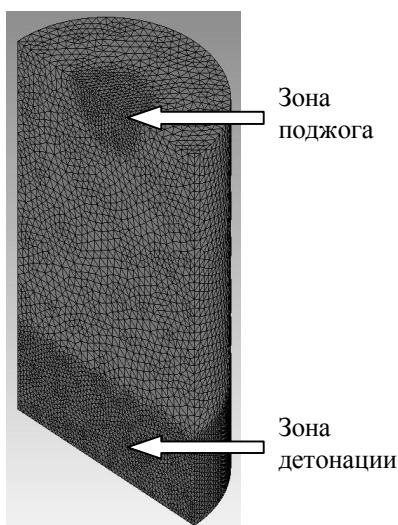


Рис. 1. Расчетная сетка конечных элементов

Анализ результатов моделирования

Моделирование проводилось для случаев горения метан- и пропан-воздушных смесей, с начальными давлениями 0,5, 0,8 и 1,25 МПа.

При моделировании горения исследовалось распространение фронта пламени и температурный режим в камере сгорания. Для получения информации об указанных объектах исследования, при помощи средств ANSYS CFD-Post проводился рендеринг по значению температуры по всему объему

камеры сгорания, что позволило комплексно оценивать температурный режим в камере в режиме реального времени.

Анализ результатов моделирования показывает, что уже с начальных моментов, пламя начинает интенсивно турбулизоваться, что сказывается на существенном завихрении поверхности фронта горения и увеличении площади его поверхности. Переход к детонационному режиму сгорания определялся по возникновению областей с повышенной температурой (с 2000 до 7000 К для случая метано-воздушной смеси – см. рис. 2).

Оставшаяся часть топливной смеси сгорала в детонационном режиме с резким увеличением скорости и температуры горения. Масса заряда, сгоравшая в режиме детонации, определялась следующим образом. Задавалось условие автоматической остановки расчета при возникновении точек с температурой, характерной для детонационного сгорания. После этого суммированием оставшегося в камере кислорода и горючего определялась детонирующая масса заряда.

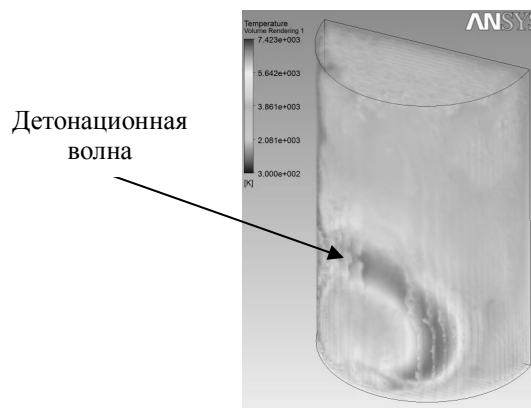
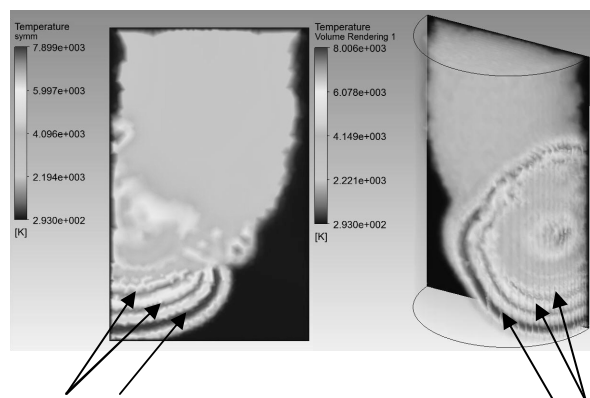


Рис. 2. Возникновение детонации при сгорании метано-воздушной смеси (начальное давление в камере – 1,25 МПа)

Качественных отличий в процессе сгорания метано-воздушной смеси различного давления при моделировании выявлено не было. Существенное отличие от описанного механизма наблюдалось для пропано-воздушной смеси, когда при переходе к детонационному режиму наблюдалось возникновение нескольких волн (рис. 3).

Такое явление может быть, по-видимому, связано с возникновением слоистой детонации, которая для пропано-воздушной смеси впервые описана в [4] для случая сгорания в перегородженном канале (рис. 4). Наблюдается формирование сложной волновой структуры течения. Процесс в целом носит периодический характер, отличный от обычной детонации в однородной среде.



Детонационные волны Детонационные волны

Рис. 3. Возникновение слоистой детонации при горении пропан-воздушной смеси

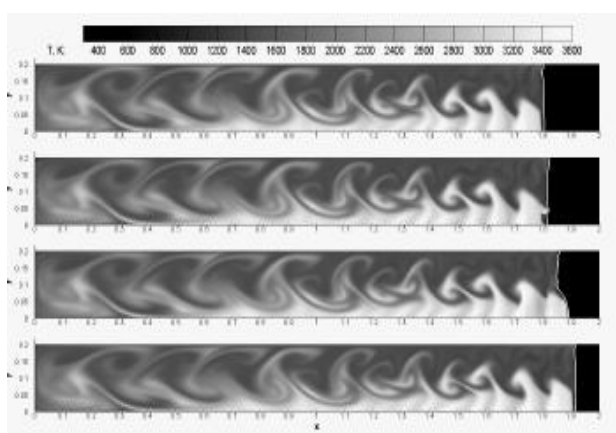


Рис. 4. Поля температуры при слоистой детонации в перегороденном канале [4]

При сгорании пропано-воздушной смеси существенно выше как общая энергия детонации, так и время затухания ударных волн (табл. 1), где

P_0 – начальное давление, МПа;

$P_{\max}$ – максимальное давление, МПа;

n – коэффициент повышения давления;

T – средняя температура в камере после затухания ударных волн, К;

τ_3 – время затухания ударных волн.

Таблица 1

Результаты моделирования для $P_0=1,25$ МПа

P_0 , МПа	$P_{\max}$, МПа		n		T , К		τ_3 , с	
	CH ₄	C ₃ H ₈	CH ₄	C ₃ H ₈	CH ₄	C ₃ H ₈	CH ₄	C ₃ H ₈
1,25	18,25	31,17	14,69	24,9	3551	4839	0.0053	0.0073

Горение в закрытых сосудах сопровождается повышением давления. Если в открытом пространстве нагреваемый при горении газ имеет возможность свободно расширяться и на работу расширения при постоянном объеме идет часть выделивше-

гося в химической реакции тепла, то в закрытых сосудах стенки препятствуют расширению газа и все тепло химической реакции идет только на увеличение внутренней энергии газа.

В ходе моделирования определялось значение давления в камере сгорания (для случая горения метан-воздушной смеси с $P_0=1,25$ МПа график приведен на рис. 5). Аналогичный график для случая сгорания пропано-воздушной смеси приведен на рис. 6.

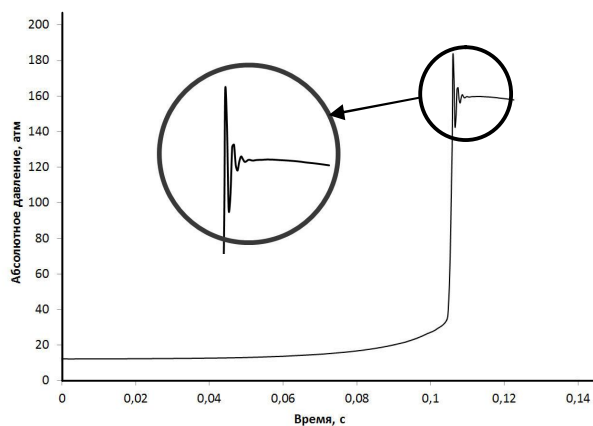


Рис. 5. Изменение давления по времени при сгорании метано-воздушной смеси

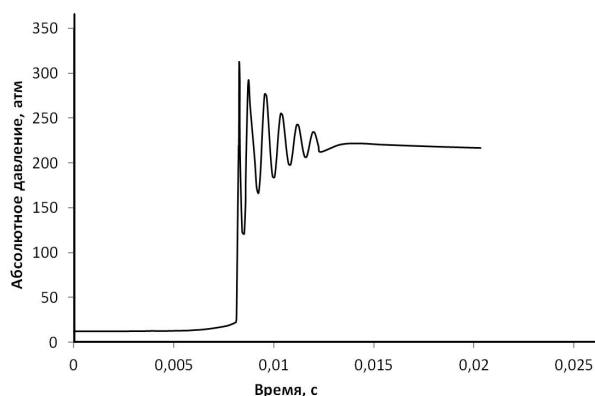


Рис. 6. Изменение давления по времени при сгорании пропано-воздушной смеси

Важным параметром при исследовании детонации является количество заряда (топливной смеси), которое сгорело в детонационном режиме. Этот параметр является определяющим при выборе режимов обработки деталей детонирующими газовыми смесями, так как именно количество заряда определяет выход энергии при детонации.

В исследуемой задаче определялась масса негоревшей топливной смеси в момент перед возникновением детонации.

Также определялась относительная масса заряда по формуле:

$$\bar{m}_3 = m_3 / m_0$$

где $\bar{m}_3$ – относительная масса детонирующего заряда; m_3 – масса детонирующего заряда, кг; m_0 – начальная масса топливной смеси, кг.

Результаты расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Масса детонирующей смеси в зависимости от типа горючего и начального давления

P ₀ атм.	m ₃ , кг		m ₀ , кг		$\bar{m}_3$	
	CH ₄	C ₃ H ₈	CH ₄	C ₃ H ₈	CH ₄	C ₃ H ₈
2	0,023	0,015	0,0311	0,032	0,7395	0,469
5	0,0649	0,0629	0,078	0,0832	0,8342	0,756
8	0,1364	0,141	0,1557	0,1665	0,876	0,847
12,5	0,1659	0,145	0,195	0,208	0,8525	0,839

График зависимости относительной массы детонирующего заряда от начального давления в камере сгорания приведен на рис. 7. Более точная оценка влияния начального давления в камере на детонацию топливной смеси возможна при использовании моделей, учитывающих зависимость констант скоростей реакций от давления.

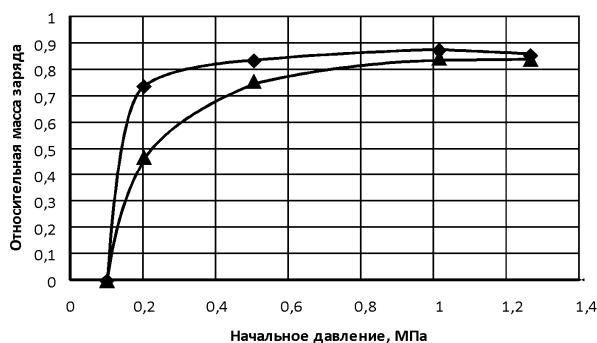


Рис. 7. Зависимость относительной массы детонирующего заряда от начального давления в камере: ♦ – CH₄; ▲ – C₃H₈

Для выбора режимов термоимпульсной обработки определяющим параметром является время затухания ударных волн после детонации заряда в камере. Результаты расчетов этой величины для рассмотренных случаев приведены на рис. 8.

Результаты моделирования показывают, что использование топливных смесей на основе пропана позволяет реализовать более интенсивные режимы термоимпульсной обработки – как за счет увеличения времени интенсивного теплообмена, определяемого временем затухания ударных волн, так и за счет большей температуры продуктов сгорания.

Представленные результаты получены при использовании упрощенной одностадийной модели горения. С целью получения более точных данных в

дальнейшем планируется использование более полного списка реакций горения метана и пропана с включением реакций, скорости которых зависят от давления. При определении времени затухания ударных волн в камере планируется выделение двух процессов – диссипации энергии детонации за счет вязкости и потери за счет теплообмена с корпусом камеры.

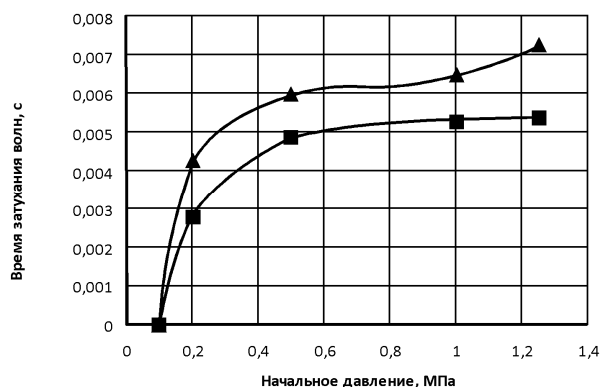


Рис. 8. Зависимость времени затухания ударных волн после детонации заряда от начального давления в камере: ■ – CH₄; ▲ – C₃H₈

Вторая составляющая может иметь существенное влияние при размещении в камере деталей с развитой поверхностью из материалов с высокой теплопроводностью.

Кроме того, в качестве дальнейших приоритетных задач следует рассматривать исследование возможности управления детонацией заряда в камере, а так же моделирование термонапряженного состояния тонкостенных деталей при термоимпульсной обработке с учетом детонационных процессов.

Выводы

1. Разработана математическая модель перехода процесса сгорания топливных смесей на основе метана и пропана в детонационный режим.
2. Показано, что использование в качестве горючего газа пропана позволяет реализовать более интенсивные режимы термоимпульсной обработки за счет повышения температуры продуктов сгорания и времени затухания ударных волн.
3. Установлено, что начальное давление топливной смеси оказывает существенное влияние на переход горения в детонацию, что является основным фактором при выборе параметров термоимпульсной обработки.
4. Предложены направления дальнейших исследований и совершенствования моделей термоимпульсной обработки с учетом детонационных процессов.

Литература

1. Burr prevention and minimization for the aerospace industry. Laboratory for manufacturing automation. [Text] / Research reports 1999–2000. University of California, Berkeley. 2002. – P. 4–9.

2. Мазниченко, С.А. Об особенностях смешения в тепловых приводах импульсного оборудования [Текст] / С.А. Мазниченко, С.И. Планковский, О.С. Борисова // *Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал*. – 2007. – № 7 (44). – С. 45 – 52.

3. Моделирование термоимпульсной обработки с учетом неоднородности топливной смеси [Текст] / С.И. Планковский, О.В. Шипуль, О.В. Трифонов, О.С. Борисова // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 46. – Х., 2010. – С. 75 – 87.

4. Мануйлович, И.С. Взрывные и детонационные процессы в каналах и открытом пространстве. [Текст]: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 / Мануйлович Иван Сергеевич; МГУ. – М., 2010. – 27 с.

Поступила в редакцию 22.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой технологии авиадвигателестроения, А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГОРІННЯ ПАЛИВНОЇ СУМІШІ В КАМЕРАХ ТЕРМОІМПУЛЬСНИХ МАШИН З УРАХУВАННЯ ПЕРЕХОДУ ЗГОРАННЯ ДО ДЕТОНАЦІЙНОГО РЕЖИМУ

С.І. Планковський, О.В. Трифонов, О.В. Шипуль, В.Г. Козлов

Запропоновано математичну модель для розрахунку процесу горіння в замкнутій циліндричній камері постійного об'єму з урахуванням переходу згорання паливної суміші з дефлаграційного до детонаційного режиму. Модель враховує кінцеву, залежну від температури, швидкість хімічних реакцій при згоранні, процеси теплообміну конвекцією та випромінюванням. Показано, що початковий тиск паливної суміші, а також тип палива суттєво впливають на режими горіння, зокрема не перехід горіння до детонаційного режиму, що є основним фактором при виборі параметрів термоімпульсної обробки.

Ключові слова: термоімпульсна машина, горіння в камері, пропан, метан, детонація, перехід горіння до детонації, математичне моделювання.

SIMULATION OF FUEL COMBUSTION INTO THE THERMAL-PULSE CHAMBER TAKING INTO ACCOUNT DEFLAGRATION TO DETONATION TRANSITION

S.I. Plankovsky, O.V. Trifonov, O.V. Shipul, V.G. Kozlov

Mathematical model for calculation of the fuel combustion into the constant volume cylindrical chamber taking into account deflagration to detonation transition are suggested. Model takes into account heat transfer, convection, irradiation and finite rate chemistry reactions depending on temperature and pressure. It was shown that initial pressure and fuel type exerts significant influence on the combustion mode, particularly on deflagration to detonation transition that plays key role in choosing regimes at thermal-pulse deburring.

Keywords: thermal-pulse equipment, combustion into the chamber, propane, methane, deflagration to detonation transition, mathematical simulation.

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: s.plank@khai.edu.

Трифонов Олег Валерьевич – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шипуль Ольга Владимировна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Козлов Владислав Григорьевич – зав. отделом, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина; соискатель кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

лучения от источника на облучаемую поверхность $E_{\text{ист}}(x)$. Искомую функцию $g(\varphi)$ определяют либо численным решением системы уравнений (1) и (2), либо, используя графоаналитические методы [3].

Модели, использующие решение уравнения Н.Г.Болдырева, являются оптико-геометрическими моделями, так как основаны на законах геометрической оптики (прямолинейного распространения излучения, полного отражения, закона Ламберта). Наиболее простые оптико-геометрические модели позволяют рассчитывать координаты отражающей поверхности для точечного источника излучения, тогда как в реальных системах источник имеет конечные размеры и сложную форму поверхности (например, нить лампы накаливания). Упрощающими допущениями этих моделей являются также отсутствие учета закона обратных квадратов для источника излучения и оптических свойств среды, через которую проходит поток излучения, что может приводить к ошибкам для систем, в которых пути лучей от источника к поверхности существенно отличаются по длине. Результатом расчета оптико-геометрических моделей является линия, представляющая собой, как правило, интерполяцию численного решения модели. Неточность положения точек линии между узлами интерполяции является еще одним источником погрешности решения задачи. Для анализа степени соответствия решения, полученного с помощью простой оптико-геометрической модели, заданному правилу распределения потока излучения по поверхности можно использовать тепловые модели излучения, основанные на решении интегральных уравнений переноса энергии излучения в оптически прозрачной рассеивающей, поглощающей и преломляющей среде [4]. В практике теплового моделирования получили распространение численные методы решения уравнения переноса, реализованные в конечно-элементных представлениях замкнутых систем лучистого теплообмена [5].

Тепловой анализ инфракрасных систем

Рассмотрим примеры применения теплового анализа инфракрасных систем, содержащих один или два источника излучения, зеркально отражающие поверхности и одну или две плоские поверхности облучения (рис.2).

При проектировании профиля отражающей поверхности (зеркала) зададимся условиями: зеркало должно обеспечивать однократное отражение луча на пути от источника излучения к облучаемой поверхности, распределение интенсивности облучения по поверхности должно быть равномерным.

Для построения профилей отражающих поверхностей системы I используем оптико-геомет-

рическую модель, в которой линия поверхности облучения разбивается на равные по длине участки, для каждого из которых записывается условие равенства косинусов падения лучей от источника и от зеркала (см. рис.3а) [6]:

$$\cos(\gamma_i) + \cos(\alpha_i) = \cos(\alpha_0) = \text{const}, \quad (3)$$

где α_0 – угол падения луча от источника излучения в точку поверхности облучения с координатой $x=A$; i – номер участка поверхности облучения ($i=1,2,\dots,n$).

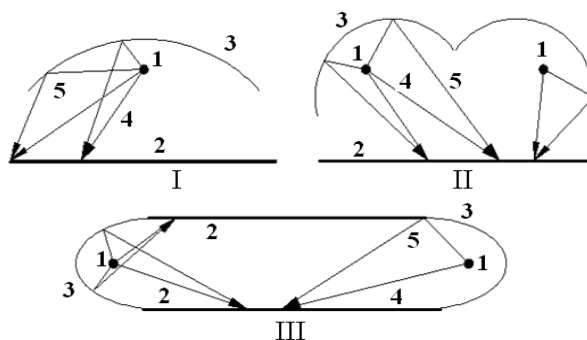


Рис. 2. Схемы рассматриваемых систем инфракрасного излучения:

- 1 – точечный источник излучения, 2 – поверхность облучения, 3 – отражающая поверхность,
- 4 – лучи прямого облучения;
- 5 – лучи отраженного облучения

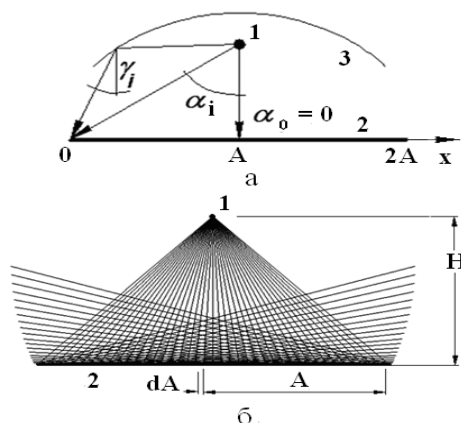


Рис. 3. Схема распределения отраженных лучей в системе I:

- 1 – точечный источник излучения, 2 – поверхность облучения, 3 – отражающая поверхность,
- 4 – лучи прямого облучения;
- 5 – лучи отраженного облучения

В соответствии с (3) на каждую точку поверхности облучения должен падать отраженный луч, например, так, как показано на рис.3б. Направление отраженных лучей позволяет построить линию зеркала от границы поверхности облучения. При этом каждый следующий участок линии зеркала будет отражать излучение на следующий участок поверхности облучения.

Координаты конца каждого участка линии зеркала x , y находятся решением системы уравнений:

$$\begin{cases} y = \operatorname{tg}(\psi) \cdot (x - X_i) + Y_i; \\ y = \operatorname{tg}(\gamma) \cdot |x - (A + dA \cdot i)|, \end{cases} \quad (4)$$

где ψ – угол между направлением линии зеркала и линией облучения; X_i , Y_i – координаты начала участка (конца предыдущего участка); A – полуширина поверхности облучения; i – номер участка ($i = 1 \dots n$).

Угол γ отраженного луча вычисляется как

$$\gamma_i = \frac{\pi}{2} - \arccos \left(1 - k_i \cdot \cos \left(\arctg \left(\frac{dA \cdot i}{H} \right) \right) \right), \quad (5)$$

где k – коэффициент учета закона обратных квадратов для источника излучения.

С использованием формул (4), (5) построим профили зеркал для случая излучения одного источника, расположенного на высоте H над плоской поверхностью облучения полушириной A . На рис.4а представлен результат построения профиля без учета закона обратных квадратов, а на рис.4б – профиль с учетом закона обратных квадратов. Профили построены таким образом, чтобы линия зеркала замкнулась над источником излучения, что позволит всю энергию излучения источника направить на облучаемую поверхность. Такая особенность построения привела к тому, что высота положения источника излучения оказалась различной для вычисления координат профиля на рис.4а и рис.4б.

Выполним тепловой анализ полученных систем инфракрасного излучения, для чего построим двумерные тепловые конечно-элементные модели лучисто-кондуктивно-конвективного теплопереноса, представленные дифференциальными уравнениями теплового баланса в условиях сложного теплообмена элементарного объема газовой среды и элементарных участков поверхности границы расчетной области, а также интегро-дифференциальными уравнениями переноса излучения через элементарный объем газовой среды [7, 8]. В качестве модели переноса излучения используем модель дискретных ординат, позволяющую описывать процесс переноса в поглощающих, излучающих и рассеивающих газовых средах как для «серого», так и для селективного представления излучения [9]. Решение уравнений теплового баланса выполним совместно с уравнениями движения газовой среды в поле массовых сил, что позволит учесть влияние среды на распределение температуры по поверхности источника излучения. Источник излучения и облучаемую поверхность зададим как серое тело со степенью черноты $\epsilon = 1$, поверхность зеркала как зеркально отражающую со степенью черноты $\epsilon = 0$. Условия теплообмена на внешних границах системы зададим как условия 3-го рода для естественно-конвективного теплообмена: температура окружающей среды – 300 К, коэффициент теплообмена на внешней стенке – 10 Вт/м²·К, степень черноты поверхности

внешней стенки поверхности облучения – 1, зеркала – 0. Параметры дискретизации модели (дискретизация сетки конечных элементов, угловая и пиксельная дискретизация модели дискретных ординат для описания переноса излучения) установим в соответствии с результатами, полученными в [10]: шаг сетки конечных элементов $dx = 1 \dots 2$ мм; величина угловой дискретизации $\phi d = 20$; значение параметра пикселизации $\phi p = 3$. Указанные параметры моделей используем также для анализа систем II и III.

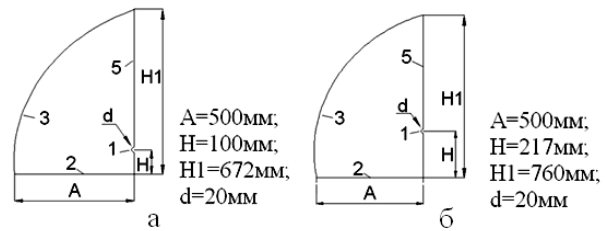


Рис. 4. Расчетные профили зеркал

Результаты теплового моделирования для мощности источника излучения $Q = 10^4$ Вт/м² приведены на рис.5.

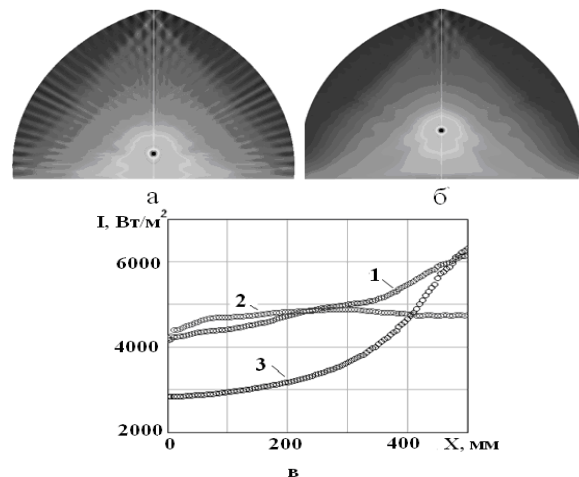


Рис. 5. Результаты теплового анализа модели системы I: а – поле излучения системы по рис.4, а; б – поле излучения по рис.4 б; в – распределение потока излучения $I(x)$. 1 – схема по рис. 4 а; 2 – схема по рис. 4 б; 3 – при отсутствии зеркала

Для сравнения на диаграмме приведена кривая распределения потока излучения (кривая 3 на рис.5в) по поверхности облучения для случая отсутствия зеркала при $Q = 2 \cdot 10^4$ Вт/м².

Для оценки степени неравномерности распределения потока излучения $I(x)$ определим максимальное нормированное отклонение распределения по облучаемой поверхности δI :

$$\delta I = \frac{I_{\max} - I_{\min}}{I_m} \cdot 100 \%, \quad (6)$$

где $I_{\max}$ – наибольшее значение потока, $I_{\min}$ – наименьшее значение потока, I_m – среднее значение потока на поверхности.

В табл. 1 приведены I_m и δI полученных распределений потока излучения.

Таблица 1

Показатели неравномерности
распределения потока излучения

Вариант*	I_m , Вт/м ²	δI , %
1	4984	35,2
2	4731	7,4
3	3983	85,9

* - номера вариантов соответствуют обозначениям на рис. 5

Полученные с помощью тепловой модели распределения потока излучения по поверхности облучения показывают, что примененная оптико-геометрическая модель позволила построить профили зеркала, обеспечившие существенное улучшение равномерности по сравнению с облучением поверхности источником без зеркала. Учет закона обратных квадратов позволяет «строить» линию зеркала с большей степенью соответствия заданному условию. Однако идеальную прямую распределения потока излучения получить не удалось из-за конечного размера источника излучения, погрешностей вычислений и построений линии зеркала. Для повышения степени равномерности можно либо усложнять оптико-геометрическую модель, например, вводя в нее учет размеров источника излучения, либо корректировать полученный профиль зеркала.

Рассмотрим излучение двух источников на плоскую поверхность (система II). Источники расположим симметрично относительно центра поверхности на одинаковой высоте (см. рис.6). Отраженные лучи построим для левой половины поверхности как результат отражения от левого источника, а для правой – правого.

Для построения линии зеркала система уравнений (4) примет вид:

$$\begin{cases} y = \operatorname{tg}(\psi) \cdot (x - X_i) + Y_i; \\ y = \operatorname{tg}(\gamma) \cdot |x - dA \cdot i|. \end{cases} \quad (7)$$

В соответствии с правилом (3) угол γ_i отраженного луча:

$$\gamma_{i+1} = \pi/2 - \arccos(\max(I) - I_i), \quad (8)$$

где $\max(I)$ – максимальное значение доли падающего излучения.

Долю падающего излучения на i -й участок линии облучения определяем как сумму

$$I_i = I_i^1 + I_i^2, \quad (9)$$

где доля излучения от J -го источника I_i^J определяется формулой:

$$I_i^J = H / \sqrt{H^2 + (X_c^J - dA_i \cdot i)^2}, \quad (10)$$

X_c^J – горизонтальная координата положения источника излучения.

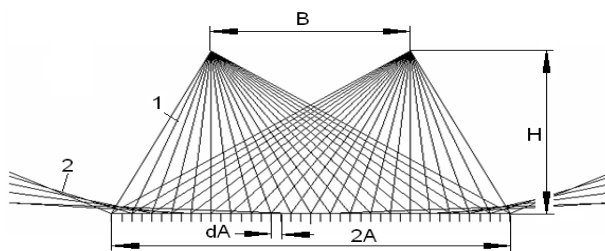
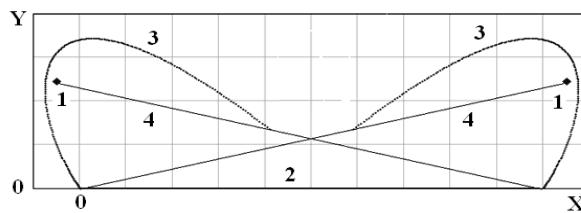


Рис. 6. Два точечных источника над поверхностью:

1 – лучи прямого облучения;
2 – лучи отраженного облучения

При увеличении расстояния между источниками до величин, превышающих ширину поверхности облучения, формулы (7) – (10) позволяют построить линии зеркала, направляющие весь поток излучения от источника на поверхность и исключающие взаимное облучение источников и зеркал (см. рис.7). Линии 4 на рис. 7 обозначают граничное положение луча от источника, задаваемое кромкой зеркала 3. На рис.8 и в табл. 2 представлены результаты теплового анализа рассмотренной системы для мощности источника излучения $Q = 10^4$ Вт/м².

Рис. 7. Кривые зеркала при $B \geq 2A$

Кривая 1 – результат анализа профиля зеркала, построенного без учета закона обратных квадратов; кривая 2 – с учетом закона; кривая 3 – для профиля зеркала, полученного усреднением профилей с учетом и без учета закона обратных квадратов. Кривая 4 – распределение потока излучения и теплового потока для системы без зеркал. Данные табл. 2 и рис.8в содержат результаты расчета теплового потока в облучаемую стенку, определяющего интенсивность ее разогрева или интенсивность процесса испарения влаги в процессе сушки.

Таблица 2

Показатели распределения теплового потока

Вариант*	q_m , Вт/м ²	δq , %
1	546	55,6
2	545	19,1
3	544	24,2
4	509,6	125,5

* – номера вариантов соответствуют обозначениям на рис. 8

Результаты теплового анализа системы излучения двух источников показывают, что оптико-геометрическая модель позволяет получить профили зеркала отражателя, обеспечивающие существ-

венное выравнивание распределения потока излучения по поверхности облучения. Наилучшие показатели равномерности у профиля зеркала, полученного с учетом закона обратных квадратов.

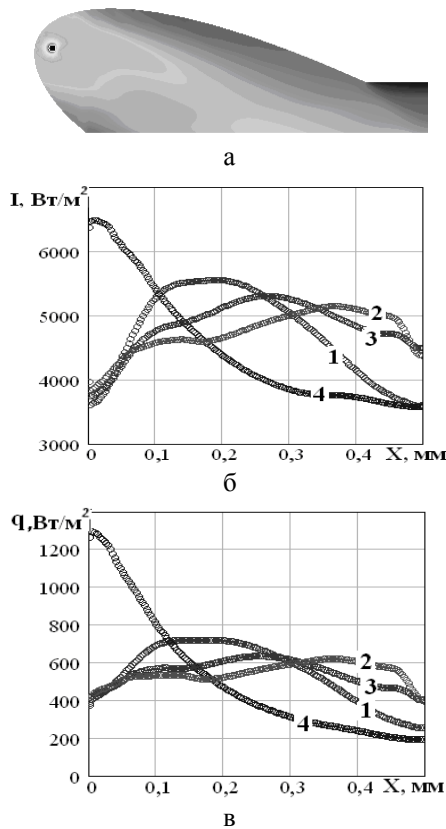


Рис. 8. Результаты теплового анализа модели системы II: а – поле потока излучения; б – распределение потока излучения; в – распределение теплового потока в облучаемую поверхность. 1 – профиль зеркала без учета закона обратных квадратов; 2 – с учетом закона обратных квадратов; кривая 3 – усреднение профилей с учетом и без учета закона обратных квадратов; 4 – без зеркал

Рассмотрим систему III излучения двух источников на две параллельные поверхности. Источники вынесем за пределы поверхностей (рис. 9).

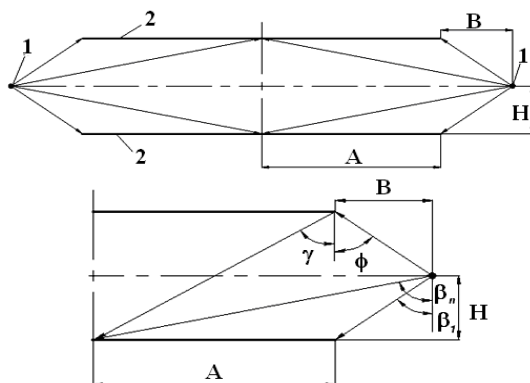


Рис. 9. Схема размещения источников излучения системы III

Профиль зеркала построим для случая распределения отраженного излучения на половину поверхности (до оси симметрии системы). Тогда предельное значение угла γ (см. рис.9):

$$\gamma = \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{2 \cdot H}{A - dA/2}\right). \quad (11)$$

В соответствии с условием (3) решаем уравнение $\cos(\beta_1) = \cos(\beta_n) + \cos(\gamma)$ относительно горизонтальной координаты X в виде

$$\begin{aligned} \cos\left(\arctg\left(\frac{X + dA/2}{H}\right)\right) &= \\ &= \cos\left(\arctg\left(\frac{X + dA/2 + dA \cdot n}{H}\right)\right) + \cos(\gamma). \end{aligned} \quad (12)$$

Корень X уравнения (12) есть величина B удаления источника от края поверхности. Координаты положения источника определим как $X_c = A + B$, $Y_c = H$. Теперь для координат точки начала линии зеркала $X_0 = A$ и $Y_0 = 2 \cdot H$ и угла отраженного луча $\gamma_0 = \gamma$ вычисляем углы:

- угол ϕ между лучом от источника (X_c, Y_c) к точке (X_i, Y_i) и вертикалью

$$\phi_i = \arctg\left(\frac{X_c - X_i}{Y_i - Y_c}\right), (i = 0 \dots n = A/dA); \quad (13)$$

- угол между направлением линии зеркала и линией облучения ψ

$$\psi_i = \left(\frac{\gamma_i - \phi_i}{2}\right), (i = 0 \dots n);$$

$$\psi_i = \left(\frac{\pi + \phi_i - \gamma_i}{2}\right), (i = 0 \dots n), \text{ если } Y_i < H. \quad (14)$$

Находим точку пересечения линии отраженного луча, исходящего из точки отрезка прямой облучения с координатами $X = X_i + (A + i \cdot dA)$ и $Y = 0$, и линией зеркала, исходящей из точки с координатами X_i, Y_i , решением системы линейных уравнений:

$$\begin{cases} y = \tg(-\psi) \cdot (x - X_i) + Y_i; \\ y = \tg\left(\frac{\pi}{2} - \gamma\right) \cdot (x - dA \cdot i). \end{cases} \quad (15)$$

Вычисляем угол γ_i следующего отраженного луча:

$$\begin{aligned} \gamma_{i+1} &= \\ &= \arccos\left(1 - \cos\left(\arctg\left(\frac{B + dA \cdot (n - i + 1) - dA/2}{H}\right)\right)\right). \end{aligned} \quad (16)$$

Формулы (13) – (16) позволяют рассчитать профиль зеркала, пример такого расчета представлен на рис. 10, а.

Упрощающими допущениями выполненными построений дополнительно к допущениям, указанным ранее, являются отсутствие учета излучения источника излучения на поверхность за вертикальной линией симметрии рассматриваемой схемы. Не

учтено также отраженное излучение источника, противоположного к рассматриваемому зеркалу. Недостатком изображенной на рис. 10а линии зеркала является ее несимметричность относительно горизонтальной оси симметрии рассматриваемой системы излучения. Частью линии под осью симметрии пренебрежем, а результирующую линию отражателя получим зеркальным отражением части линии зеркала, размещенной над осью симметрии (рис. 10, б).

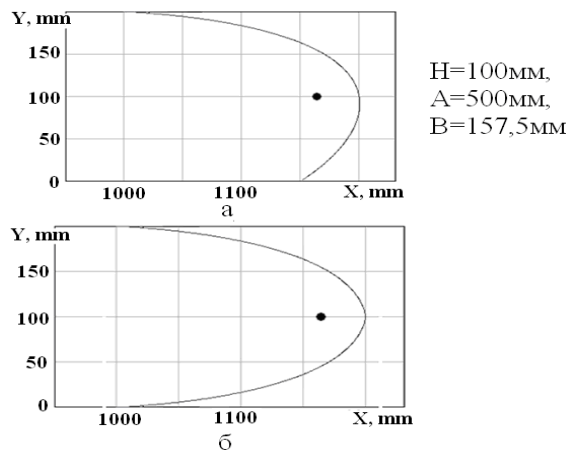


Рис. 10. Линия зеркала для системы III

Выполним тепловой анализ системы с отражателями, имеющими форму, представленную на рис. 10б. На рис. 11 и в табл. 3 представлены распределения потока излучения $I(x)$ и теплового потока $q(x)$ по облучаемым поверхностям системы III для мощности источника излучения $Q = 2 \cdot 10^4 \text{ Вт/м}^2$.

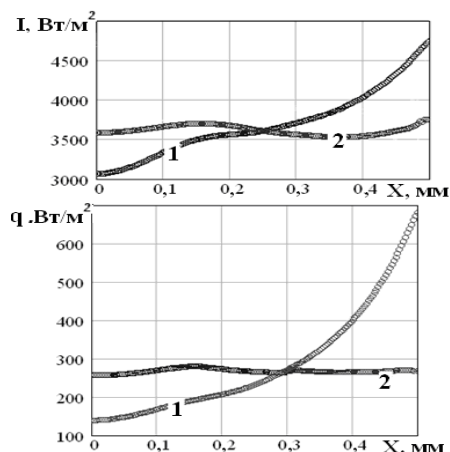


Рис. 11. Результаты теплового анализа модели системы III: 1 – распределение для источников без отражателей; 2 – распределение для источников с отражателями, имеющими форму в соответствии с рис. 10, б

Результаты теплового анализа показывают, что как и для двух выше рассмотренных систем, оптико-геометрическая модель позволяет создавать замкнутые системы инфракрасного теплообмена с зеркаль-

но отражающими поверхностями, обеспечивающие существенное выравнивание распределения потока излучения по поверхности облучения. Степень неравномерности для рассмотренных систем инфракрасного нагрева снизилась с 85...125% при отсутствии отражателей до 7...19% при применении зеркальных отражателей. Для достижения более высоких показателей равномерности распределения необходимо использовать оптико-геометрические модели, учитывающие конечные размеры источников излучения и выполняющие расчет линии зеркала с помощью более точных методов.

Таблица 3

Показатели равномерности распределения теплового потока

Вариант*	$q_m, \text{Вт/м}^2$	$\delta q, \%$
1	286	96,7
2	281	9,4

* – номера вариантов соответствуют обозначениям на рис. 11

Альтернативным уточнению линии зеркала применением более сложной оптико-геометрической модели является способ, предусматривающий коррекцию профиля отражающей поверхности, полученного с помощью простой оптико-геометрической модели. Коррекция может быть выполнена последовательными шагами изменений исходного профиля и теплового анализа скорректированного профиля. Для выполнения таких изменений следует установить взаимосвязь положения участков поверхности отражения и характера неравномерности распределения потока излучения по поверхности облучения.

Заключение

Рассмотрены оптико-геометрические модели проектирования систем равномерного инфракрасного облучения плоских поверхностей и тепловые модели анализа этих систем. В качестве тепловых моделей использованы дискретные представления уравнений переноса излучения в оптически прозрачных рассеивающих, преломляющих и излучающих средах и уравнений конвективного тепло- и массопереноса. Использование тепловых моделей позволяет оценить соответствие решения оптико-геометрической модели заданному распределению потока излучения по поверхности облучения. Предложен способ повышения равномерности облучения последовательной коррекцией геометрической формы зеркально отражающих элементов систем с использованием тепловой модели излучения.

Рассмотренные модели могут быть использованы при проектировании систем инфракрасной сушки лакокрасочных покрытий плоских поверхностей.

Литература

1. Лакокрасочные покрытия. Технологии и оборудование [Текст]: справ. изд. / А.М. Елисаветский, В.Н. Ратников, В.Г. Дорошенко и др.; под ред. А.М. Елисаветского. – М.: Химия, 1992. – 416 с.
2. Трембач, В.В. Световые приборы [Текст]: учеб. для вузов. / В.В. Трембач. – М.: Высш. шк., 1990. – 463 с.
3. Блох, А.Г. Теплообмен излучением [Текст]: справ. / А.Г. Блох, Ю.А. Журавлев, Л.Н. Рыжков. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 432 с.
4. Суржиков, С.Т. Вычислительный эксперимент в построении радиационных моделей излучающего газа [Текст] / С.Т. Суржиков. – М.: Наука, 1992. – 157 с.
5. Элементы теории систем и численные методы моделирования процессов тепло-массопереноса [Текст]: учеб. для вузов / В.С. Швыдкий, Н.А. Спирин, М.Г. Ладыгичев, Ю.Г. Ярошенко, Я.М. Гордон. – М.: Интернет Инжиниринг, 1999. – 520 с.
6. Завалий, А.А. Оптико-геометрические модели проектирования отражающих поверхностей устройств инфракрасной сушки [Текст] / А.А. Завалий // Motrol. Motorization and power industry in agriculture. – 2011. – Vol. 13. – С. 150–158.
7. Fluent 6.1. [Text]: User's Guide. Fluent Inc. 2003. – Vol. 1 – 3.
8. Завалий, А.А. Влияние формы отражающих поверхностей на равномерность облучения продукта сушки в инфракрасной сушильной камере [Текст] / А.А. Завалий, И.В. Янович // Пищевая наука и технология: сб. научн. тр. – Одесса: Одесская национальная академия пищевых технологий. – 2010. – № 4. – С. 91–95.
9. The Discrete Ordinates (DO) Radiation Model. Radiative Heat Transfer. Modeling Heat Transfer. Fluent 6.0 manual [Text] // Help for Fluent 6.1 package. Fluent Inc. – 2001. – Vol. 11. – P. 14–15.
10. Завалий, А.А. Оптимизация параметров дискретизации при моделировании систем инфракрасного нагрева методом конечных элементов [Текст] / А.А. Завалий, И.В. Янович // Motrol. Motorization and power industry in agriculture. – Simferopol-Lublin, 2010. – Vol 12D. – С. 201–211.

Поступила в редакцию 23.11.2011

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

КОМП'ЮТЕРНЕ ТЕПЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ І АНАЛІЗ ІНФРАЧЕРВОНИХ СИСТЕМ РІВНОМІРНОГО ОПРОМІНЕННЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХОНЬ

О.О. Завалій

Розглянуто системи інфрачервоного нагріву, що містять один або два джерела випромінювання, дзеркально відбиваючі поверхні і одну або дві плоскі поверхні опромінення. З використанням оптико-геометричних моделей побудовані поверхні дзеркального відбивання, що забезпечують рівномірний нагрів поверхонь опромінення. На основі чисельного рішення інтегральних рівнянь переносу енергії випромінювання в оптично прозорому середовищі розроблені моделі аналізу теплового стану розглянутих систем. Виконаний аналіз теплового стану систем інфрачервоного нагріву показав, що прості оптико-геометричні моделі дозволяють створювати замкнуті системи інфрачервоного теплообміну з дзеркально відбиваючими поверхнями, що забезпечують суттєве вирівнювання розподілу потоку випромінювання по поверхні опромінення. Для підвищення ступеня рівномірності опромінення можливе застосування послідовної корекції геометричної форми дзеркально відбиваючих елементів систем, що полягає в зміні положення часток поверхонь дзеркального відбивання і теплового аналізу модифікованої системи.

Ключові слова: теплове моделювання, інфрачервоний нагрів, дзеркально відбиваючі поверхні.

COMPUTER MODELING AND ANALYSIS OF THERMAL INFRARED SYSTEMS UNIFORM IRRADIATION FLAT SURFACES

A.A. Zavaliiy

Examined the systems of infrared heating, containing one or two sources of radiation, specular reflecting surfaces and one or two flat surfaces of irradiation. With the use of optical-geometric models are constructed surface mirroring to ensure uniform heating of the surface exposure. Based on the numerical solution of integral equations of energy transfer radiation in an optically transparent medium developed models of the thermal analysis of state of the systems. The analysis of the thermal state of the infra-red heating systems has shown that a simple geometric-optical models allow us to create a closed system of infrared heat themes with mirror reflective surfaces that provide substantially the alignment distribution of the radiation flux on the surface of the irradiation. To increase the uniformity of exposure is possible to use a consistent correction of geometric shapes mirror reflective element system, which consists in changing the position of teaching-stkov specular surfaces and thermal analysis of the modified system.

Key words: thermal modelling and infrared heating, mirror reflecting surface.

Завалий Алексей Алексеевич – канд. техн. наук, доц., зав. каф. технологического оборудования перерабатывающих предприятий и инженерной механики Южного филиала Национального университета биоресурсов и природопользования Украины «Крымский агротехнологический университет», Симферополь, Украина.

УДК 621.91

Г.И. КОСТЮК, О.М. МЕЛКОЗЕРОВА, Р.В. ВОРОПАЙ, А.А. БРЕУС

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

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОБРАБОТКИ ЗАКАЛЕННОЙ СТАЛИ 45 РЕЖУЩИМ ИНСТРУМЕНТОМ С ПОКРЫТИЕМ

Приведены зависимости снимаемого объема материала за время работы от износа по передней и задней поверхности и размера лунки режущего инструмента (РИ). На примере обработки закаленной стали 45 показано, что одного критерия эффективности обработки закаленных сталей РИ с покрытием недостаточно, а необходимо использовать многокритериальную оценку – суммарный рейтинг, учитывающий величину снимаемого объема материала за период стойкости, стойкость РИ и производительность обработки. Показано, как можно выбрать режимы обработки и материал РИ с покрытием обеспечивающий высокий суммарный рейтинг, с учетом адгезии.

Ключевые слова: закаленная сталь, снимаемый объем материала за период стойкости, стойкость режущего инструмента, производительность обработки, суммарный рейтинг, материал РИ, покрытия, адгезия.

Введение

Наплавка твердых сплавов на детали, закалка, цементация и другие виды упрочнений приводят к существенному изменению геометрии детали в результате ее коробления из-за чего она требует последующей обработки, чаще всего шлифования, но многие дефекты не могут быть устранены шлифованием. И тогда на первый план выступает точение, которое обеспечивает достаточную точность и требуемую шероховатость [1 – 7]. В то же время наплавка твердых сплавов и детонационное напыление не позволяют использовать детали без последующей формообразующей обработки, т.е. требуют использования точения, строгания, фрезерования или другой механической обработки. Все это говорит об актуальности и важности проводимых исследований.

1. Приборы, материалы и методы измерения

Исследовался износ режущего инструмента (РИ) – пластины H13A производства фирмы «Сандвик Коромант» с покрытием 0,18 HfN + 0,82 ZrN при точении стали 45, закаленной в масле при температуре 800°С (выдержка 20 минут) и высокий отпуск при температуре 600°С (выдержка 50 минут). Структура стали – сорбит отпуска, твердость 59 HRC.

Покрытие 0,18 HfN + 0,82 ZrN наносилось при потенциале на подложке 350 В, давлении азота $P = 3 \cdot 10^{-3}$ мм.рт.ст, время нанесения покрытия – 30 мин, микротвердость – $H_{\mu} = 36$ ГПа.

Износ измерялся на инструментальном и оптическом микроскопах, где определялись также размеры лунки на передней поверхности.

Точение производилось на модернизированном станке 1К62 при режимах резания: число оборотов $n = 630$ об/мин, глубина резания – 0,25 – 0,5 мм, подача – 0,15 – 0,3 мм/об.

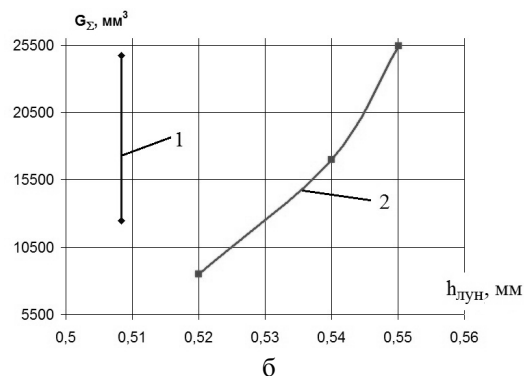
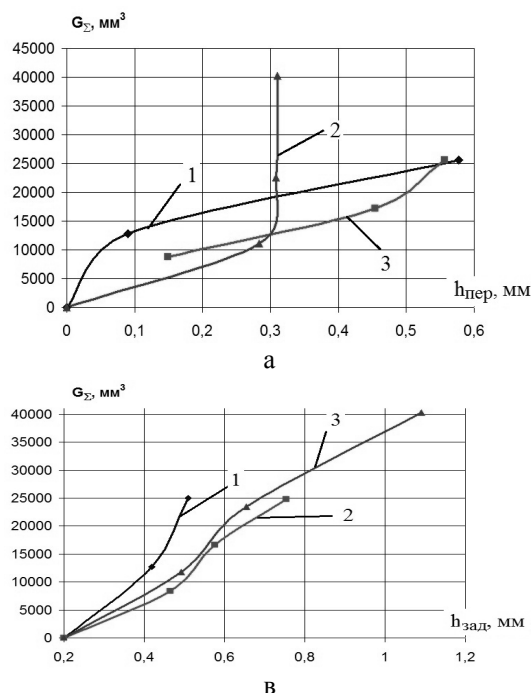
2. Результаты эксперимента и их обсуждение

Исследовалась динамика износа по передней и задней поверхностям, а также размеры лунки.

Для выявления эффективности обработки были построены зависимости снимаемого объема материала за время работы от износа по передней и задней поверхности и размера лунки РИ, которая показана на рис. 1 – 4.

Снимаемый объем обработки линейно растет от износа по передней и задней поверхности, а размер лунки остается постоянным при обработке закаленной стали 40Х РИ: пластины Сандвик Коромант с комбинированным упрочнением передней поверхности и покрытие 0,18HfN+0,82ZrN, на задней поверхности.

Так как эффективность токарной обработки определяется в основном снимаемым объемом материала за период стойкости [1 – 10] и, приняв критический износ РИ для чернового точения 0,6 мм, для получистового точения 0,4 мм, а для чистового 0,25 мм, то можно определить величину снимаемого объема за период достижения критической шероховатости (технологический критерий).



Режимы резания:

- 1 – $V = 0,9 - 0,889$ м/с, $t = 0,5$ мм, $S = 0,15$ мм/об;
 2 – $V = 0,884 - 0,894$ м/с, $t = 0,25$ мм, $S = 0,15$ мм/об;
 3 – $V = 0,794 - 0,805$ м/с, $t = 0,25$ мм, $S = 0,15$ мм/об

Рис. 1. Изменение снимаемого объема материала за время работы РИ (СК) с покрытием $0,18 \text{ HfN} + 0,8 \text{ ZrN} + \text{Al}_2\text{O}_3$ и комбинированным упрочнением от износа по передней (а), задней (в) и размера лунки (б) при обработке закаленной стали 45 HRC = 49

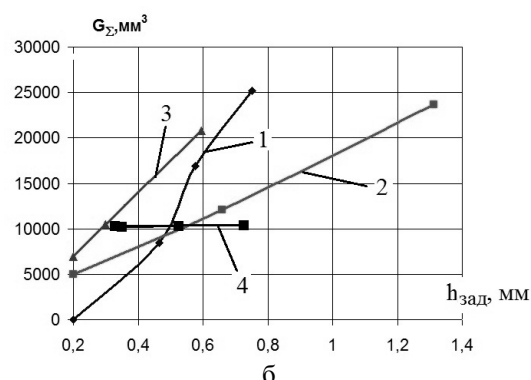
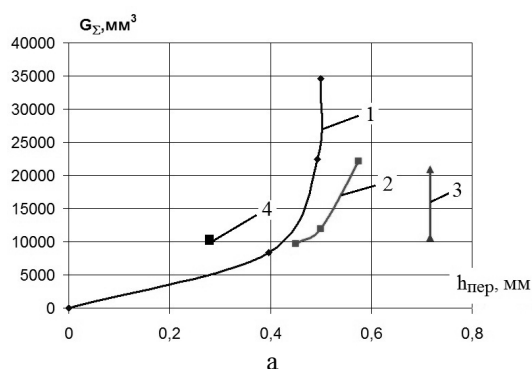


Рис. 2. Изменение снимаемого объема материала за время работы РИ (Сандвик Коромант – H13, с покрытием $0,18 \text{ HfN} + 0,8 \text{ ZrN}$) от износа по передней (а) и задней (б) поверхности при точении закаленной стали 45 (режимы резания: 1 – $V = 2,54 - 2,58$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 2 – $V = 3,38 - 3,44$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 3 – $V = 836,8 - 822,4$ мм/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 4 – $V = 821 - 805$ мм/с, $S = 0,12$ мм/об)

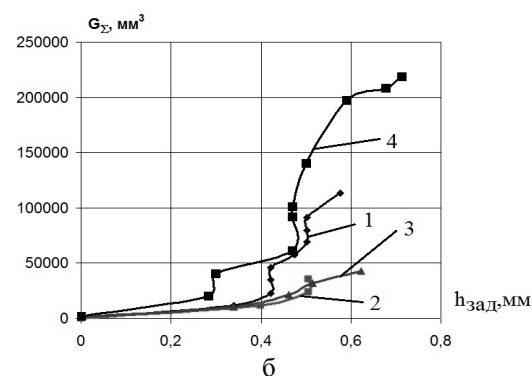
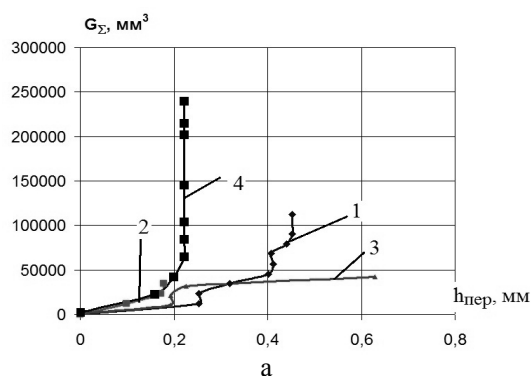


Рис. 3. Изменение снимаемого объема материала за время работы РИ (MC221, с покрытием TiN) от износа по передней (а) и задней (б) поверхности при точении закаленной стали 45 (режимы резания: 1 – $V = 8,608 - 8,158$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 2 – $V = 8,734 - 8,63$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 3 – $V = 8,106 - 8,002$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,15$ мм/об; 4 – $V = 8,002 - 8,786$ м/с, $t = 0,35$ мм, $S = 0,35$ мм/об)

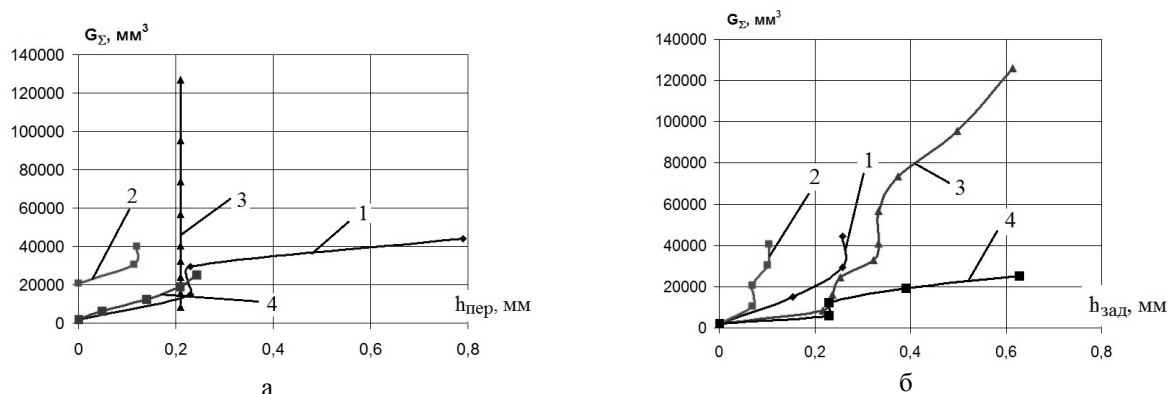


Рис. 4. Изменение снимаемого объема материала за время работы РИ (Sandvik Corporation 3210, с покрытием 0,18HfN+0,82ZrN) от износа по передней (а) и задней (б) поверхности при точении закаленной стали 45 (режимы резания: 1 – $V=0,805-0,784$ м/с, $t=0,5$ мм, $S=0,15$ мм/об; 2 – $V=0,7803-0,894$ м/с, $t=0,5$ мм, $S=0,15$ мм/об; 3 – $V=0,88891-0,8211$ м/с, $t=0,5$ мм, $S=0,15$ мм/об; 4 – $V=0,88891-0,8211$ м/с, $t=0,5$ мм, $S=0,15$ мм/об)

Аналогичные исследования проведены также для комбинированного РИ при другом режиме обработки, глубина уменьшилась до 0,25 мм, а подача и скорость резания остались почти такими же. Для этого случая есть возможность определения величины снимаемого объема по критерию износ по задней поверхности 0,6 мм – черновая обработка 0,4 мм – получистовая, 0,25 мм – чистовая обработка. К сожалению, результаты относительно не высокие по величине снимаемого объема за период стойкости. Были проведены исследования для этого же упрочнения с глубиной резания 0,35 мм, со скоростью резания 2,56 м/с и той же подачей. Оказалось, что существенное увеличение скорости резания больше чем 2,7 раза практически не снижает снимаемый объем за период стойкости. Что говорит о том, что комбинированное упрочнение эффективно при высоких скоростях резания (рис. 2 а, б кривая 1). Для РИ – пластина Сандвик Коромант (Н13) с покрытием 0,18HfN+0,82ZrN при точении с закаленной сталью 45 при еще более высоких скоростях резания (3,7 м/с и тех же остальных условиях) показывает более высокий снимаемый объем. При более низких скоростях резания (рис. 2 а, б, кривая 4) 0,822 м/с, но при более низкой подаче 0,12 мм/с снимаемый объем несколько упал. Все это говорит о не очень эффективной работе покрытия Сандвик Коромант. Применение режущего инструмента MC 221 с тем же покрытием приводит к существенной стабилизации результатов и повышением снимаемого объема за период стойкости. За исключением тех случаев, когда происходит термоупругий скол лезвия (рис. 3 а, б кривая 1). В этом случае есть возможность получения снимаемого объема за период стойкости более $1-2,4 \cdot 10^5$ мм³ (рис. 3), хотя при реализации скола его значения составляют не более $4,4 \cdot 10^4$ мм³ (рис. 4 а, б, кривая 1). Дополнительные исследования рабо-

тоспособности с пластины Сандвик Коромант 3210 показали относительно невысокие результаты из-за скола пластины (рис. 4 а, б кривая 2). Тогда как в других экспериментах практически при тех же режимах реализуется снимаемый объем материала за период стойкости достигает $1,28 \cdot 10^5$ мм³, хотя при тех же режимах и том же РИ реализуется снимаемый объем даже меньше $3 \cdot 10^4$ мм³. Все это говорит, о не стабильном распределении упрочненных участков в материале детали, закаленной (закаленной HRC = 49).

На основании приведенных исследований составлена табл. 1, где даны значения снимаемого объема материала (закаленная сталь 45 HRC = 49) за период стойкости РИ при черновом точении (критерий – износ по задней поверхности $h_{зп} = 0,6$ мм), при получистовом точении ($h_{зп} = 0,4$ мм) и чистовом точении ($h_{зп} = 0,25$ мм) закаленной стали 45 (HRC = 49) пластинами Н13 Сандвик Коромант с комбинированным упрочнением (покрытие 0,18 HfN + 0,82 ZrN + лазерная модификация передней поверхности) и только с покрытием 0,18 HfN + 0,82 ZrN, пластинами из MC221 (трехкарбидный ПС) с покрытием 0,18 HfN + 0,82 ZrN и пластинами из T15K6 с покрытием 0,18 HfN + 0,82 ZrN. В таблице даны стойкость РИ из этих твердых сплавов Тр и производительность обработки П, представлены рейтинги R_i по G, по T_p и П и даны режимы резания их реализующие.

Представленная табл. 1 в зависимости от вида обработки (черновая, получистовая или чистовая обработка) позволяет найти наиболее эффективный режим резания по максимуму величины снимаемого объема материала, а также определить стойкость (определяет частоту смены инструмента) и производительность, что определяет время на обработку одной детали и число деталей, которые могут быть

обработаны одной или всеми режущими гранями пластины, а значит и определить потребное число пластин для обработки всех деталей партии.

Во все исследованные промежутки времени необходимо определить эффективность обработки, которую оценим по величине снимаемого объема за период стойкости и динамике износа по задней поверхности (примем критерием износа достижение износа по задней поверхности $h_{зп} = 0,4$ мм). Мы сможем определить снимаемый объем за период стойкости по величине прогнозируемой величины стойкости:

$$T_{пр} = \frac{h_{зп.кр}}{V_{изн.зп}} = \frac{h_{зп.кр} \times (t_3 - t_2)}{h_{зп3} - h_{зп2}}. \quad (1)$$

Получив период стойкости, можем получить величину прогнозируемого снимаемого объема за период стойкости как:

$$G_{пр} = \frac{G_3 - G_2}{t_3 - t_2} \times T_{пр} = \frac{G_3 - G_2}{t_3 - t_2} \times \frac{h_{зп.кр}(t_3 - t_2)}{h_{зп3} - h_{зп2}}, \quad (2)$$

где $h_{зп.кр}$ – допускаемый износ по задней поверхности;

$V_{изн.зп}$ – скорость износа по задней поверхности РИ.

$h_{зп3}$ – износ по задней поверхности к концу третьего периода работы; а

$h_{зп2}$ – износ по задней поверхности к концу второго периода работы;

t_3 и t_2 – время работы в третьем и во втором периодах,

G_3 и G_2 – снимаемый объем материала за время t_3 и t_2 .

Такой подход позволяет прогнозировать снимаемый объем за период стойкости без проведения полномасштабного эксперимента.

Первый критерий – снимаемый объем материала за период стойкости дает возможность получить максимально возможный результат по снимаемому с детали материалу, но который не учитывает, как быстро достигается этот результат и какое время может работать РИ, которые часто являются важными.

Тогда, на наш взгляд, эффективным критерием должен быть суммарный критерий, который учитывает все три, которые умножены на соответствующий весовой коэффициент μ_i (от 0,1 до 1), который определяет важность конкретного критерия для данной задачи обработки. Тогда величина Q определяется рейтинг по РИ, покрытия и режиму обработки находится так:

$$Q = R_1 \cdot \mu_1 + R_2 \cdot \mu_2 + R_3 \cdot \mu_3.$$

Минимальное значение Q дает первый суммарный рейтинг с ростом Q значение рейтинга увеличивается.

Так, приняв $\mu_1 = \mu_2 = \mu_3 = 1$, т.е. равнозначность критериев в таблице даны рейтинги режимов, которые учитывают все критерии. Видно, что первый многокритериальный рейтинг получил режим 10, имеющий рейтинг 1, 1, 6 по соответствующим однокритериальным критериям в порядке рассмотрения (РИ – Сандвик Коромант с покрытием $V = 1,39$ м/с и MC221 ($V = 10,8$ м/с)). Рейтинги: 2, 2, 9. Второй суммарный рейтинг имеет режим 21 с рейтингами 3, 2, 9 (РИ – MC221 с покрытием, $V = 8,5$ м/с), третий многокритериальный рейтинг имеет режим 22 с соответствующими однокритериальными рейтингами 5, 7, 3 (РИ – MC221 с покрытием, $V = 8,7$ м/с).

Для решения вопроса выбора покрытий на РИ эффективных режимов обработки и снижения адгезионного взаимодействия покрытия с обрабатываемым материалом [11 – 14] были проведены расчеты энергии адгезии W_p и напряжений сцепления σ для различных покрытий, работающих при обработке стали ШХ15, 65Г, 40Х и стали 45 закаленных, что позволило выбирать покрытия с минимальным адгезионным взаимодействием (табл. 2), но в тоже время обладающими высокой стойкостью к абразивному износу.

Для стали ШХ15 минимальную адгезию имеет Si, который не может быть использован в покрытия, тогда как 0,2HfN+0,8ZrN имеет довольно низкое адгезионное сцепление и имеет высокую твердость 36 ГПа, что выводит его на первый план при обработке стали ШХ15. Для стали 40Х по минимуму адгезии также имеет Si, тогда как с учетом величины микротвердости покрытия, покрытия 0,75TiN+0,25AlN и 0,2HfN+0,8ZrN имеют приоритеты по снижению как абразивного так и адгезионного износа. Для закаленных сталей 65Г и стали 45 те же покрытия 0,75TiN+0,25AlN и 0,2HfN+0,8ZrN обладают наиболее выгодными свойствами по износостойкости.

Выводы

1. В работе получен новый многокритериальный рейтинг, базирующийся на рейтингах по трем критериям:

- максимальный снимаемый объем материала детали за период стойкости РИ при соответствующих режимах резания и материалах РИ и покрытий;
- максимальная стойкость РИ при соответствующих режимах резания, материалах РИ и покрытий;
- максимальная производительность обработки (режимы резания, материалы РИ и покрытия).

2. Показана возможность прогноза снимаемого объема за период стойкости и стойкости пластины с покрытием при заданных режимах резания без полномасштабного эксперимента.

Таблица 1

Снимаемый объем материала за период стойкости G, стойкость T и производительность П
и режимы резания ее реализующие при точении закаленной стали 45 (HRC=49) (покрытие РИ - 0,18HfN + 0,82ZrN)

Материал РИ	G, мм ³ при h ₃ = 0,6	G, мм ³ при h ₃ = 0,4	G, мм ³ при h ₃ = 0,25	Режимы резания			T _p , с	П, мм ³ /с	Рейтинг по			Суммарный рейтинг	№ режима
				V, м/с	t, мм	S, мм/об			G	Tr	П		
Сандвик Коро- мант	4·10 ⁴	1,2·10 ⁴	7·10 ³	0,9	0,5	0,15	376	104,6	8	11	3	7	1
	1,8·10 ⁴	10 ³	3,8·10 ³	0,89	0,25	0,15	768	23,4	13	7	14	15	2
Сандвик Коро- мант + КУ	1,8·10 ⁴	-	-	0,89	0,35	0,15	256	46,1	14	13	9	16	3
Сандвик Коро- мант + КУ	2,2·10 ⁴	7,2·10 ³	5·10 ³	0,8	0,35	0,15	390	56,4	11	12	8	14	4
	1,7·10 ⁴	7·10 ³	4,2·10 ³	2,57	0,35	0,15	252	67,5	13	13	5	14	5
	2,2·10 ⁴	1,42·10 ⁴	8,2·10 ³	3,38	0,35	0,15	134	164,2	11	14	1	9	6
	2,2·10 ⁴	8,85·10 ³	8,1·10 ³	0,83	0,35	0,12	584	37,7	11	7	11	12	7
	1,0325·10 ⁴	1,025·10 ⁴	1,05·10 ⁴	0,83	0,35	0,12	482	21,8	16	10	14	18	8
Сандвик Коро- мант	4,47·10 ⁴ скол	-	-	0,79	0,5	0,15	750	59,6	6	8	7	6	9
	1,28·10 ⁵	7,7·10 ⁴	2,4·10 ⁴	0,85	0,25	0,15	450	28,4	4	11	13	11	10
	2,5·10 ⁵	1,88·10 ⁴	1,25·10 ⁴	1,35	0,25	0,15	4000	62,5	1	1	6	1	11
	5·10 ⁴ скол	-	-	0,77	0,35	0,15	1250	40	6	4	10	5	12
	2,4·10 ⁴	1,88·10 ⁴	1,25·10 ⁴	1,38	0,25	0,15	492	48,8	10	8	9	10	13
	2,11·10 ⁴	1,4·10 ⁴	8·10 ³	0,832	0,35	0,12	484	43,6	12	9	10	14	14
	3,1·10 ⁴	1,3·10 ⁴	0,8·10 ⁴	0,81	0,35	0,13	968	32,2	9	6	12	10	15
Сандвик Коро- мант	-	-	4,4·10 ⁴ излом	0,795	0,5	0,15	750	57	7	8	8	8	16
	-	-	5,2·10 ⁴ скол h=0,1 мкм	0,74	0,35	0,15	1250	41,7	6	4	10	5	17
Сандвик Коро- мант	1,28·10 ⁵	7,5·10 ⁴	2,48·10 ⁴	0,847	0,25	0,15	4000	32	4	1	12	4	18
	2,4·10 ⁴	6,45·10 ³	1,24·10 ³	1,380	0,25	0,15	492	48	10	10	9	12	19
Сандвик Коро- мант	3,1·10 ⁴	1,3·10 ⁴	0,7·10 ⁴	0,815	0,35		1320	23,5	9	3	14	9	20
MC221	>1,3·10 ⁵	2·10 ⁴	10 ⁴	0,85	0,35	0,15	2590	50,2	3	2	9	2	21
	>8·10 ⁵	1,2·10 ⁴	7·10 ³	8,7	0,35	0,15	777	103	5	7	3	3	22
	4,1·10 ⁴	4,4·10 ⁴	2,3·10 ⁴	8,35	0,35	0,35	1036	39,6	7	5	10	7	23
MC221	2,1·10 ⁵	4,3·10 ⁴	2,05·10 ⁴	0,8	0,35	0,3	2590	81,1	2	2	4	1	24
T15K6	1,7·10 ⁴ скол	-	-	0,878	0,5	0,3	130	130,8	13	15	2	3	25
	1,1·10 ⁴ скол	-	-	0,876	0,35	0,5	720	15,3	15	9	15	17	26

Таблица 2

Энергия адгезионного взаимодействия W_p напряжения схватывания σ
закаленных сталей ШХ15, 40, 65Г и стали45

Сталь	$W_p, \text{Дж/м}^2$	$\sigma, \text{МПа}$	40X	$W_p, \text{Дж/м}^2$	$\sigma, \text{МПа}$	65Г, 45
Покрытие	$h = 10^{-8} - 10^{-5} \text{мм}$		$h = 10^{-8} - 10^{-5} \text{мм}$		$h = 10^{-8} - 10^{-5} \text{мм}$	
TiN	4,41	7780,42-246,04	4,11	7512,11-237,55	4,27	7649,13-241,89
AlN	3,98	6248,97-197,61	3,74	6053,61-191,43	3,86	6153,62-194,59
50TiN+50AlN	4,22	7047,25-222,85	3,95	6814,24-215,49	4,09	6933,35-219,25
75TiN+25AlN	4,05	6455,52-204,14	3,79	6250,51-197,66	3,92	6355,42-200,98
Ti	2,52	2876,86-90,97	2,40	2803,37-88,65	2,46	2841,16-89,85
TiB2	4,71	8183,13-258,77	4,42	7922,16-250,52	4,57	8055,69-254,74
TiB2	5,00	9280,75-293,48	4,67	8967,55-283,58	4,84	9127,58-288,64
Ti+TiB2	3,78	5749,09-181,80	3,55	5569,77-176,13	3,67	5661,57-179,03
HfN	3,91	5852,64-185,08	3,71	5696,54-180,14	3,81	5776,72-182,68
ZrN	4,31	7320,38-231,49	4,03	7076,76-223,79	4,18	7201,28-227,72
0,2HfN+0,8ZrN	4,27	7065,56-223,43	4,00	6838,49-216,25	4,14	6954,66-219,93
Ni	3,61	5154,65-163,00	3,45	5037,38-159,30	3,53	5097,79-161,21
Al	1,42	1785,02-56,45	1,40	1772,67-56,06	1,41	1779,11-56,26
Mg	1,16	1285,20-40,64	1,14	1275,28-40,33	1,15	1280,44-40,49
Al-3%Mg	1,41	1771,04-56,01	1,39	1758,72-55,62	1,40	1765,14-55,82
B	1,76	5077,74-160,57	1,60	4841,43-153,10	1,68	4960,99-156,88
50%Fe-25%Si-25%B	1,76	3886,25-122,89	1,60	3705,39-117,17	1,68	3796,90-120,07
50%Fe-50%Si	3,34	4581,31-144,87	3,17	4462,29-141,11	3,25	4523,46-143,04
Cu	2,40	3118,30-98,61	2,34	3077,04-97,30	2,37	3098,45-97,98
Mo	4,29	6646,62-210,18	4,07	6478,94-204,88	4,18	6565,17-207,61
Fe-63%TiN	4,26	6932,45-219,22	4,00	6717,70-212,43	4,14	6827,66-215,91
Ni-64%TiN	3,91	5907,95-186,83	3,69	5740,35-181,53	3,80	5826,34-184,24
MgO	3,37	5838,88-184,64	3,10	5604,49-177,23	3,24	5723,67-181,00
Ag	1,70	2174,92-68,78	-	-	1,69	2166,34-68,51
Ag-76%MgO	3,57	5466,02-172,85	5,42	-	3,46	5374,26-169,95
WC	5,81	11539,54-364,91	3,32	11150,32-352,60	5,62	11349,19-358,89
Co	3,46	4874,21-154,14	5,32	4774,72-150,99	3,39	4826,06-152,61
WC-10%Co	5,68	11009,72-348,16	4,27	10646,01-336,66	5,50	10831,94-342,54
TiN-50%TiB2	4,57	7983,95-252,47		7718,88-244,09	4,42	7854,37-248,38
Si3N4	4,51	8194,42-259,13	4,20	7905,95-250,01	4,36	8053,18-254,66
SiC	4,19	8036,78-254,15	3,88	7728,98-244,41	4,04	7885,71-249,37
TiC0,96	3,62	7283,95-230,34	3,33	6982,25-220,80	3,48	7135,50-225,64
BN	3,96	10110,62-319,73	3,63	9675,20-305,96	3,80	9896,09-312,94
Ti(B,N,C)	3,81	8777,44-277,57	3,49	8404,75-265,78	3,65	8593,91-271,76
TiSi2	1,10	3525,26-111,48	1,08	3499,66-110,67	1,09	3513,00-111,09
C	2,49	8633,95-273,03	2,26	8235,40-260,43	2,37	8437,11-266,80
TiN-Si3N4-TiSi2	2,22	5458,83-172,62	2,21	5445,15-172,19	2,22	5452,30-172,42
VN	4,15	6807,87-215,28	3,89	6586,25-208,28	4,02	6699,59-211,86
TiN/VN	4,29	7307,01-231,07	4,01	7061,56-223,31	4,15	7186,99-227,27
ZrB2	3,06	6947,14-219,69	2,79	6639,75-209,97	2,92	6795,55-214,89
Алмаз	5,10	11980,46-378,86	4,70	11502,56-363,74	4,90	11745,60-371,43
Zr	0,52	645,32-20,41	0,52	643,80-20,36	0,52	644,60-20,38
TiN/Zr	3,57	5090,22-160,97	3,42	4982,55-157,56	3,50	5038,09-159,32
AlN	3,98	6248,97-197,61	3,74	6053,61-191,43	3,86	6153,62-194,59
TiN/AlN	4,22	7047,25-222,85	3,95	6814,24-215,49	4,09	6933,35-219,25

Окончание табл. 2

	$W_p, \text{Дж/м}^2$	$\sigma, \text{МПа}$	$W_p, \text{Дж/м}^2$	$\sigma, \text{МПа}$	$W_p, \text{Дж/м}^2$	$\sigma, \text{МПа}$
Сталь	ШХ15		40Х		65Г, 45	
Покрытие	$h = 10^{-8} - 10^{-5} \text{ мм}$		$h = 10^{-8} - 10^{-3} \text{ мм}$		$h = 10^{-8} - 10^{-3} \text{ мм}$	
TiB2+25TiN	4,64	8084,10-255,64	4,34	7820,97-247,32	4,49	7955,54-251,58
TiB2+50TiN	4,57	7983,95-252,47	4,27	7718,88-244,09	4,42	7854,37-248,38
TiB2+75TiN	4,26	7049,60-222,93	3,99	6822,55-215,75	4,13	6938,70-219,42
Cr2N	4,04	6313,77-199,66	3,80	6122,90-193,62	3,92	6220,69-196,72
Cr2N/Ni	3,88	5782,50-182,86	3,68	5628,35-177,98	3,78	5707,54-180,49
HfB2	3,02	7008,52-221,63	2,76	6697,17-211,78	2,89	6854,96-216,77
ZrN	4,29	7303,80-230,97	4,01	7058,51-223,21	4,15	7183,86-227,17
ZrN/Cu	3,82	5605,65-177,27	3,63	5465,48-172,83	3,72	5537,57-175,11
ZrN/Ni	4,10	6367,94-201,37	3,87	6184,76-195,58	3,98	6278,71-198,55
TiN/Si3N4	4,46	7989,63-252,65	4,16	7711,15-243,85	4,31	7853,32-248,34
WC	5,76	11335,85-358,47	5,38	10956,42-346,47	5,57	11150,33-352,60
WC/DLC/WS2	5,17	11107,94-351,26	4,78	10686,48-337,94	4,98	10901,14-344,72
Nb	2,12	2836,33-89,69	2,08	2809,54-88,85	2,11	2823,48-89,29
Fe-Nb-B	1,76	3789,68-119,84	1,60	3613,32-114,26	1,68	3702,55-117,08
Cr	3,17	4340,99-137,27	3,31	-	3,12	4301,41-136,02
Fe-25Cr-0,2Ti-0,12C	3,46	4857,95-153,62	5,36	4751,35-150,25	3,39	4806,30-151,99
WC-6%Co	5,74	11224,06-354,94	3,07	10850,05-343,11	5,55	11041,21-349,15
ZrO2	3,20	4349,81-137,55	-	4258,57-134,67	3,14	4305,64-136,16
ZrO2+3%Y2O3	3,19	4321,02-136,64	3,06	4230,52-133,78	3,13	4277,21-135,26
Al2O3	4,16	7306,59-231,05	3,87	7045,03-222,78	4,02	7178,47-227,00
Cu-0,4Cr	2,74	3626,90-114,69	2,66	3570,50-112,91	2,70	3599,71-113,83
Cu-0,4Cr	2,66	3502,16-110,75	2,58	3449,71-109,09	2,62	3476,89-109,95
Cu M1	4,46	7989,63-252,65	4,16	7711,15-243,85	4,31	7853,32-248,34
n-TiN/a-SiNx	3,50	4922,04-155,65	3,34	4808,86-152,07	3,42	4867,16-153,91
Ti-Si-N	3,95	5924,64-187,35	3,75	5771,35-182,51	3,85	5850,14-185,00
AlN/Cu	3,50	4922,04-155,65	3,34	4808,86-152,07	3,42	4867,16-153,91
TiN/Cu	3,95	5924,64-187,35	3,75	5771,35-182,51	3,85	5850,14-185,00
Zr	1,33	1700,52-53,78	1,31	1690,42-53,46	1,32	1695,69-53,62
Mo	4,33	6668,12-210,86	4,15	6528,27-206,44	4,25	6600,41-208,72
W	4,56	7560,87-239,10	4,29	7334,95-231,95	4,43	7450,72-235,61
Ag	1,70	2174,92-68,78	1,67	2157,03-68,21	1,69	2166,34-68,51
nc-TiN/a-Si3N4	4,46	7989,63-252,65	4,16	7711,15-243,85	4,31	7853,32-248,34
nc-TiN/a-Si3N4/TiSi2	2,22	5458,83-172,62	2,21	5445,15-172,19	2,22	5452,30-172,42
Co-6%WCнано	3,73	5401,08-170,80	3,56	5282,61-167,05	3,65	5343,69-168,98
Co-2%WCнано	3,55	5052,76-159,78	3,40	4946,95-156,44	3,48	5001,53-158,16
Co-6%Wнано	3,73	5401,08-170,80	3,56	5282,61-167,05	3,65	5343,69-168,98
Co-0,92%Al2O3нано	3,48	4905,58-155,13	3,34	4804,61-151,94	3,41	4856,71-153,58
Co-3,3%Al2O3нано	3,52	4985,99-157,67	3,37	4881,16-154,36	3,45	4935,24-156,07
ZrO2	3,20	4349,81-137,55	3,07	4258,57-134,67	3,14	4305,64-136,16
Co-1,13%ZrO2нано	3,46	4868,35-153,95	3,32	4768,94-150,81	3,39	4820,24-152,43
Co-2,56%ZrO2нано	3,45	4860,93-153,72	3,31	4761,62-150,58	3,39	4812,87-152,20
Co-4,53%ZrO2нано	3,45	4850,70-153,39	3,31	4751,54-150,26	3,38	4802,71-151,88
Zn	2,49	2965,96-93,79	2,39	2905,55-91,88	2,44	2936,73-92,87
Zn-Ni	3,10	4107,18-129,88	2,96	4015,90-126,99	3,03	4062,95-128,48
TiNx(0,97)/Cu(0,03)	4,41	7692,41-243,26	4,11	7430,32-234,97	4,26	7564,20-239,20
Ti1-xAlxN(0,94)/AlN(0,05)	3,97	6219,04-196,66	3,73	6024,71-190,52	3,85	6124,19-193,66
TaB2	4,57	8949,66-283,01	4,24	8615,29-272,44	4,41	8785,66-277,83

3. Определено, что динамика износа на передней поверхности при обработке закаленной стали ШХ15 отличается от стали 45: сначала вблизи режущей кромки появляется одна лунка на передней поверхности, которая со временем увеличивается в длину, причем глубина лунки сохраняется и у самой режущей кромки покрытие продолжает успешно работать.

4. Принципиально доказана возможность замены шлифования точением при обработке закаленных сталей.

5. Показана возможность получения снимаемого объема материала за период стойкости, стойкости и производительности и определения режимов резания для эффективной обработки.

6. Методика позволяет определить время обработки любой поверхности закаленной детали и оценить потребность в пластинах для обработки всех деталей в партии.

7. Создана методика оценки адгезионного взаимодействия закаленных сталей 40Х, 65Г, ШХ15 и стали 45 с различными материалами покрытий, которая позволяет с позиции повышения работоспособности покрытий на режущем инструменте выбирать их с учетом абразивного износа (максимум микротвердости) и адгезионного износа (минимум адгезионного сцепления).

8. Проведенные исследования позволяют определить эффективные покрытия с точки зрения максимального снимаемого объема, материала за период стойкости, величины стойкости РИ и производительности процесса резания, а также позволяет учесть адгезионное взаимодействие и, в конечном счете, определить эффективные покрытия для черновой, получистовой и чистовой обработки закаленных сталей.

9. Разработана методика оценки влияния адгезионного взаимодействия закаленных сталей 40Х, ШХ15, 65Г и стали 45 с различными покрытиями, позволяющая оценить интенсивность адгезионного схватывания для плазменно-ионных покрытий $h_n = 10^5$ м. и нанопокртия $h = 10^{-8}$ м и проверить правильность назначения покрытия по этому критерию.

Литература

1. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Книга 1. Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных, светолучевых и комбинированных технологий [Текст] / Г.И. Костюк. – К.: АИНУ, 2002. – 596 с.

2. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Книга 2. Справочник для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования [Текст] / Г.И. Костюк. – К.: АИНУ, 2002. – 482 с.

4. Костюк, Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем: справочник [Текст] / Г.И. Костюк. – К.: Антика, 2003. – 412 с.

5. Костюк, Г.И. Физико-технические основы роботизированного производства [Текст]: учеб. пособие / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 614 с.

6. Kostyuk, G.I. The effective cutting tools having the coating and hardened layers [Text]: monograph-reference book / G.I. Kostyuk. – Kh.: National aerospace university named after N. E. Gukovsky «KNAI», 2007. – 633 p.

7. Костюк, Г.И. Исследование эффективности механической обработки стали 16ХЗМВФНБ-Ш РИ с покрытием 0,18HfN+0,82ZrN [Текст] / Г.И. Костюк, А.В. Фадеев, А.Н. Костюк // Вісті Академії інженерних наук України. Спец. вип. «Машинобудування і прогресивні технології». – 2011. – Вип. 3. – С. 67 – 70.

8. Эффективность токарной обработки закаленной стали 40Х РИ с покрытием [Текст] / Г.И. Костюк, К.П. Исяк, И.С. Татаркина, А.А. Бреус // Технологии в машиностроении: сб. науч. тр. нац. техн. ун-та «ХПИ». – Вып. 3. – Х., 2011. – С. 9 – 12.

9. Исследование износа пластин с покрытием при эффективном точении закаленной стали 65Г [Текст] / Г.И. Костюк, И.В. Доучечкина, А.Н. Костюк, Р.В. Вороняй // Технологии в машиностроении: сб. науч. тр. нац. техн. ун-та «ХПИ». – Вып. 3. – Х., 2011. – С. 50 – 54.

10. Костюк, Г.И. Повышение работоспособности покрытий на РИ при обработке сталей с учетом адгезионного взаимодействия [Текст] / Г.И. Костюк, В.А. Фадеев, О.О. Бруйка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(63). – Х., 2010. – С. 63 – 72.

11. Экспериментальное исследование шероховатости поверхности деталей при чистовом точении стали 30Х14А РИ с покрытием 0,8ZrN+0,2HfN и без него [Текст] / Г.И. Костюк, А.И. Филиппенко, К.П. Исяк, А.Н. Костюк // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(63). – Х., 2010. – С. 117 – 128.

12. Деформация стружки после полустогового точения стали 39ХС и сплава ЭИ702 и чистового точения жаропрочной стали 30Х14А РИ с покрытиями [Текст] / Г.И. Костюк, В.Н. Степаненко,

Е.Г. Костюк, А.Н. Костюк, Ю.Ю. Карамышев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (63). – Х., 2010. – С. 134 – 140.

13. Костюк, Г.И. Силы резания при обработке конструкционных материалов твердыми сплавами с различными покрытиями [Текст] / Г.И. Костюк, А.Ю. Миргородский, Хаки Махмуд Салех // Вопросы проектирования и производства конструкций ле-

тательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(63). – Х., 2010. – С. 165 – 172.

14. Исследование износа РИ с покрытием при его моделировании на машине трения [Текст] / Г.И. Костюк, А.В. Фадеев, А.Н. Куринной, Т.П. Босенко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(63). – Х., 2010. – С. 165 – 172.

Поступила в редакцию 5.01.2012

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

ЕФЕКТИВНІСТЬ ОБРОБКИ ЗАГАРТОВАНОЇ СТАЛІ 45 РІЗАЛЬНИМ ІНСТРУМЕНТОМ З ПОКРИТТЯМ

Г.І. Костюк, О.М. Мелкозьорова, Р.В. Воропай, А.О. Бреус

Приведені залежності знімає мого матеріалу за час роботи від зносу по передній та по задній поверхні та розміру лунки РІ. На прикладі обробки загартованої сталі 45 доведено, що одного критерію ефективності обробки загартованих сталей недостатньо, а необхідно застосовувати багатокритеріальну оцінку – сумарний рейтинг, враховуючи величину знімає мого об'єму матеріалу за період стійкості, стійкість РІ та продуктивність обробки. Показано, як можливо обирати режими обробки та матеріал РІ з покриттям забезпечуючи високий сумарний рейтинг, з врахуванням адгезії.

Ключові слова: загартована сталь, знімає мий об'єм матеріалу за період стійкості, стійкість ріжучого інструменту, продуктивність обробки, сумарний рейтинг, матеріал РІ, покриття, адгезія.

EFFICIENCY OF TREATMENT OF HARD-TEMPERED OF CHROMIUM STRUCTURAL STEEL OF CUTTING TOOL WITH COATING

G.I. Kostyk, O.M. Melkozerova, R.W. Voropay, A.A. Breus

Dependences of the removed volume of a material for an operating time from deterioration on a forward and back surface and hole CT are resulted the size. It is rotined on the example of treatment of hard-tempered chromium of structural steel, that one criterion of efficiency of treatment hard-tempered steels CT with coating not enough, and it is necessary to use a multicriterion estimation – total rating, taking into account the size of the taken off volume of material for period of durability, durability of CT and productivity of treatment. It is rotined, as possible to choose the modes of treatment and material of CT with coating providing high total rating, take into account adhesion.

Keywords: hard-tempered steel, taken off volume, to time durability CT, productivity of treatment, adhesion.

Костюк Геннадий Игоревич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. теоретической механики, машиностроения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Мелкозерова Ольга Михайловна - аспирант кафедры теоретической механики, машиностроения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина, e-mail: olja.mex@gmail.com.

Воропай Руслан Владимирович - аспирант кафедры теоретической механики, машиностроения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Бреус Андрей Александрович - ассистент кафедры теоретической механики, машиностроения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

УДК 620.179.11

И.П. ВНУКОВ, И.Н. ЗЯНЧУРИНА, М.М. СЕРБОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ОТВЕРСТИЙ В ДЕТАЛЯХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ**

В статье приведены данные по применению полимерных композитных материалов (ПКМ) в авиационной промышленности. Проведен анализ методов неразрушающего контроля качества отверстий в деталях из ПКМ. Рассматривается оптический метод контроля как наиболее подходящий для решения задачи выявления дефектов сквозных отверстий. Предлагается использовать принцип Г.Б. Эйри для наблюдения дифракционной картины на круглом отверстии. Принцип основан на анализе сигнала в фазовом пространстве, информативным параметром является отношение значений амплитуд нечетных или четных производных измерительного сигнала, при произвольном значении независимой текущей переменной.

Ключевые слова: отверстие, оптический прибор, контроль, спектральный коэффициент, интенсивность излучения, дифракционная картина.

Введение

Развитие авиационной отрасли неразрывно связано с применением полимерных композиционных материалов, созданных с учетом новейших достижений науки и техники.

Европейские авиационные компании, в том числе и украинские, используют углепластик при создании фюзеляжа, крыльев, хвостового оперения и других аэродинамических элементов самолетов. Фактически, уровень использования композитных материалов в современном авиалайнере достигает 53%.

В свое время компания Airbus стала первой авиационной компанией, которая начала широкомасштабное использование композитных материалов при создании новых самолетов. На лайнерах A310 углепластик использовался в производстве элементов хвостового оперения, чуть позже самолеты семейства A320 стали первыми воздушными судами, на которых использовалось крыло, полностью выполненное из композитных материалов. С появлением каждой новой модели углепластика в их конструкции постоянно увеличивалась. Если в конструкции A310 композитные материалы составляли лишь 5%, то в лайнерах A380 их доля была доведена до 25%.

Возможность варьирования в широких пределах характеристиками эксплуатационных свойств, экономия материальных и энергетических ресурсов приводят к росту объема производства полимерных композитных материалов (ПКМ) и неуклонному расширению их применения. В процессе обработки и изготовления изделий из ПКМ возникает необходимость проведения оперативного контроля отвер-

стей в конструкции, с последующим уточнением параметров выявленных дефектов (диаметра, округлости, ворсистости, глубины залегания и формы выкрашивания). Опасность влияния дефектов на работоспособность зависит от их вида, формы, типа и количества [1]. Форма дефекта определяет его опасность с точки зрения разрушения конструкции. Дефекты правильной формы, без острых краёв, наименее опасны, так как вокруг них не происходит концентрации напряжений. Дефекты с острыми краями, являются концентраторами напряжений. Эти дефекты увеличиваются в процессе эксплуатации изделия по линиям концентрации механических напряжений, что, в свою очередь, приводит к разрушению изделия. Классификация возможных дефектов в изделии позволяет правильно выбрать метод и средства контроля.

Методы и средства контроля отверстий

Методы неразрушающего контроля (МНК) нашли наиболее широкое применение в технологии контроля ПКМ благодаря своей высокой функциональности, точности, научной и методической строгости. И, безусловно, главное достоинство этих методов в том, что при их применении конструктивно-технологическая и функциональная структура изделия сохраняется к дальнейшему применению [2]. МНК, не изменяя качества, параметров и характеристик изделия, позволяют по косвенным вторичным признакам обнаружить скрытые дефекты, либо вскрыть такие особенности, которые влекут за собой потенциальную ненадежность изделий. Они позволяют исследовать изделия в процессе производства,

испытаний и эксплуатации, а также могут применяться для оценки качества технологических процессов и отработки изделий, не удовлетворяющих требованиям технического задания. Классификация видов и методов неразрушающего контроля приведена в ГОСТ 18353-79 [3]. Исторически глаз человека является основным контрольным прибором в дефектоскопии. Глазом обнаруживают отклонения формы и размеров, изъяны поверхности и другие дефекты в процессе производства деталей из ПКМ. Однако возможности глаза ограничены, предметы, находящиеся в покое на расстоянии наилучшего зрения в условиях нормальной освещенности, человек может испытать трудности из-за ограниченной разрешающей способности и контрастной чувствительности зрения. Для расширения возможностей глаза используют оптические приборы. Они увеличивают угловой размер объекта, при этом острота зрения и разрешающая способность глаза увеличивается примерно во столько же раз, во сколько увеличивает оптический прибор. Это позволяет увидеть мелкие дефекты, невидимые невооруженным взглядом, или их детали.

На сегодняшний день, оптические средства контроля изделий из композиционных материалов занимают 80%. К ним относятся: жесткий эндоскоп, гибкий эндоскоп, видеоэндоскоп, ультратонкий бороскоп.

Согласно ГОСТ 24521-80, эндоскоп – это оптический прибор, имеющий осветительную систему и предназначенный для осмотра внутренних поверхностей объекта контроля [4]. Визуальный контроль с использованием оптических приборов называется визуально-оптическим. Основные преимущества этого метода – простота контроля, несложное оборудование, сравнительно малая трудоемкость. К недостаткам следует отнести низкую достоверность и чувствительность.

Современные методы оптического контроля основаны на взаимодействии светового излучения с поверхностью контролируемого объекта. При этом рассматриваются такие спектральные характеристики, как коэффициент спектрального излучения и поглощения, спектральный коэффициент поглощения $\alpha(\lambda)$ является отношением потока излучения, поглощенного внутри оптически прозрачной среды, к падающему потоку излучения. Спектральный коэффициент пропускания $\tau(\lambda)$ представляет собой отношение потока излучения, прошедшего через среду, к потоку энергии, упавшего на ее поверхность. Спектральный коэффициент отражения $\rho(\lambda)$ определяют для составляющих светового потока с параллельными и перпендикулярными колебаниями по отношению к плоскости падения. При нормаль-

ном падении светового потока при переходе из одного материала с показателем преломления n_1 в другой с показателем преломления n_2 спектральный коэффициент отражения определяется как

$$r(\lambda) = \left[(n_2 - n_1) / (n_2 + n_1) \right]^2.$$

Спектральный коэффициент отражения, спектральный коэффициент пропускания и спектральный коэффициент поглощения связаны соотношением $\rho(\lambda) + \alpha(\lambda) + \tau(\lambda) = 1$. К лазерным методам контроля относится дифрактометрия. Практическое применение дифракции для измерения и контроля параметров изделия в большинстве случаев основывается на изучении явления дифракции и разработке способов выделения измерительной информации из регистрируемой дифракционной картины (ДК) [5].

При использовании принципа Гюенса – Френеля каждую точку в плоскости отверстия, на котором происходит дифракция, считают источником сферических волн. Для описания дифракционного поля в дальней зоне используют интеграл Френеля – Кирхгофа в приближении Фраунгофера имеющий вид:

$$U(\rho) \approx \frac{je^{jkR}}{\lambda R} \times \int_S F(\xi, \eta) \times e^{jk \times \sin \theta (\xi \times \cos \varphi + \eta \times \sin \varphi)} d\xi d\eta, \quad (1)$$

где R – расстояние от точки $P(x, y, z)$ до заданной точки $P(\xi, \eta, 0)$ на поверхности интегрирования S (рис. 1);

λ – длина волны излучения;

$k = \frac{2\pi}{\lambda}$ – волновое число;

$F(\xi, \eta) = A_0(\xi, \eta) \times e^{-j\psi(\xi, \eta)}$ – поле в плоскости отверстия;

$A_0(\xi, \eta)$ – зона распределения амплитуды поля;

$\psi(\xi, \eta)$ – закон распределения фазы поля;

θ, φ – углы дифракции;

ξ, η – координаты в плоскости отверстия;

x, y, z – координаты в плоскости наблюдения.

При этом предлагают [6], что отверстие находится в бесконечно тонком непрозрачном экране, а источник излучения и плоскость наблюдения удалены от экрана на расстояние:

$$H \gg \frac{4a^2}{\lambda}, \quad (2)$$

где a – радиус отверстия.

Одним из типовых объектов дифракции является отверстие или экран круглой формы. Математическое моделирование ДК объекта круглой формы более удобно при использовании полярных координат.

нат ρ, φ^* , которые связаны с декартовыми координатами: $\xi = \rho \times \cos \varphi^*$; $\eta = \rho \times \sin \varphi^*$.

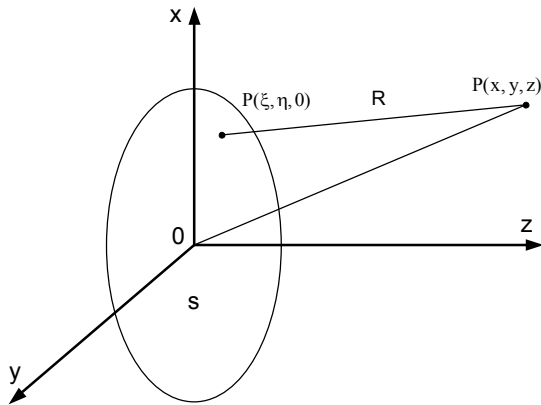


Рис. 1. Схема дифракционной задачи

Обозначая распределения поля по отверстию через $F(\rho, \varphi^*)$ и используя выражение (1), получим выражение, описывающее распределение амплитуды в ДК Фраунгофера:

$$U(\theta, \varphi) = C \int_0^{2\pi} \int_0^a F(\rho, \varphi^*) \times e^{jk\rho \times \sin \theta \times \cos(\varphi - \varphi^*)} \rho d\rho, d\varphi^*, \quad (3)$$

где C — постоянная величина.

Если ввести переменные

$$r = \frac{\rho}{a}; \quad u = \frac{2\pi a}{\lambda} \sin \theta = \frac{\pi D}{\lambda} \sin \theta,$$

то функция $F(\rho, \varphi^*)$ переходит в $f(r, \varphi^*)$, а $U(\theta, \varphi)$ в новую функцию $U(u, \varphi)$. Тогда выражение (3) можно записать в виде:

$$U(u, \varphi) = a^2 C \int_0^{2\pi} \int_0^1 f(r, \varphi^*) \times e^{j u r \cos(\varphi - \varphi^*)} r dr, d\varphi^*. \quad (4)$$

Выражение (4) описывает распределение амплитуды в ДК Фраунгофера при заданном распределении амплитуды и фазы поля по отверстию, то есть, при $f(r, \varphi^*) = 1$, выполняя интегрирование по φ^* получим выражение пропорциональное распределению амплитуды поля:

$$U(u) = 2\pi a^2 C \int_0^1 r J_0(u, r) dr, \quad (5)$$

где $J_0(u, r)$ — функция Бесселя нулевого порядка,

$$u = \frac{\pi a}{\lambda} \sin \theta.$$

Интегрируя по r , получим:

$$U(u) = 2\pi a^2 C \frac{2J_1(u)}{u}. \quad (6)$$

Интенсивность излучения в дифракционной картине от круглого отверстия определяется как

$$I(u) = [U(u)]^2 = I_0 \left[\frac{2J_1(u)}{u} \right]^2, \quad (7)$$

где $I_0 = (2\pi a^2 C)^2$ — интенсивность в центре ДК.

Уравнение (7) впервые вывел Г.Б. Эйри и картина дифракции на круглом отверстии известна под названием картина Эйлера [6]. Постоянная C в уравнении (6) сложным образом зависит от характеристик источника излучения и оптического прибора, определяется через величины, связанные с положением источника излучения и точки наблюдения [6].

На практике для моделирования относительно-го распределения интенсивности в ДК удобнее выражать величину C через полную энергию излучения E падающую на отверстие, тогда

$$C = \frac{1}{\lambda} \sqrt{\frac{E}{S}}, \quad (8)$$

где $S = \pi a^2$ — площадь облучаемого отверстия [6].

Интенсивность излучения в центре ДК можно определить из выражения $I_0 = \frac{ES}{\lambda^2} = \frac{E\pi a^2}{\lambda^2}$. Функция (7) имеет главный максимум $I_0 = 1$ при $u = 0$ и с увеличением u осциллирует с монотонным уменьшением амплитуды максимумов по закону u^3 .

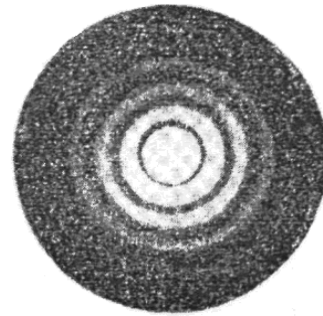


Рис. 2. Дифракционная картина отверстия круглой формы

Дифракционная картина от отверстия круглой формы (рис. 2) имеет вид светлого диска с центром в геометрическом изображении источника излучения, окруженного концентрическими, светлыми и темными кольцами, интенсивность которых уменьшается с увеличением радиуса. Восемьдесят четыре процента полной мощности ДК сосредоточено в ее центре диска [6]. Контрастность изображения концентрических колец зависит от чистоты обработки отверстия. Наибольшее распространение дифрактометрия получила при изменении размеров изделий массового производства, имеющих круглые микроотверстия.

Заключение

Проведенный анализ методов и средств контроля отверстий в деталях из полимерных композитных материалов, позволяет сделать выводы, что оптический метод контроля наиболее подходящий для организации автоматического контроля в заводских условиях. Применение принципов дифрактометрии для измерения дефектов в отверстиях начиная от $\approx 10\lambda$ и более позволит создать математическую модель и качественно с высокой точностью обработать полученный результат.

Литература

1. Лупкин, Б.В. *Научные основы механической обработки композиционных материалов, применяемых в авиационной промышленности* [Текст]: автореф. дис. Доктора

техн. наук: 05.07.04 / Лупкин Борис Владимирович; Украинский НИИ авиационной технологии. – К., 1997. – 61 с.

2. Каневский, И.Н. *Неразрушающие методы контроля* [Текст] / И.Н. Каневский, Е.Н. Сальникова. – Владивосток: ДВГТУ, 2007. – 243 с.

3. ГОСТ 18353-7. *Контроль неразрушающий. Классификация видов и методов* [Текст]. – Взамен ГОСТ 18353-73; введ. с 01.07.1980. – М.: Изд-во стандартов, 1980. – 11 с.

4. ГОСТ 24521-80. *Контроль неразрушающий оптический. Термины и определения* [Текст]. – Введ. с 01.01.1982. – М.: Изд-во стандартов, 1982. – 6 с.

5. Клюев, В.В. *Неразрушающий контроль* [Текст] / В.В. Клюев, Ф.Р. Сосин, С.В. Румянцев. – М.: Машиностроение, 2001. – 616 с.

6. Борн, М. *Основы оптики* [Текст] / М. Борн, Э. Вольф. – М.: Наука, 1970. – 855 с.

Поступила в редакцию 25.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. ИУС В.М. Левыкин, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Харьков.

МЕТОДИ КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ ОТВОРІВ В ДЕТАЛЯХ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ

І.П. Внуков, І.М. Зянчурина, М.М. Сербов

У статті наведені дані щодо використання полімерних композитних матеріалів в авіабудуванні. Проведено аналіз методів неруйнівного контролю якості отворів у деталях з ПКМ. Розглядається оптичний метод контролю, як найбільш гідний для рішення завдання виявлення дефектів наскрізних отворів. Пропонується використовувати принцип Г.Б. Ейрі для спостереження дифракційної картини на круглому отворі. Принцип заснований на аналізі сигналу у фазовому просторі. Інформативним параметром є відношення значень амплітуд непарних або парних похідних вимірювального сигналу, при довільному значенні незалежної поточної змінної.

Ключові слова: полімерні композитні матеріали, отвір, оптичний прилад, контроль, спектральний коефіцієнт, інтенсивність випромінювання, дифракція, дифракційна картина.

QUALITY CONTROL OF HOLES IN DETAILS OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS

I.P. Vnukov, I.N. Zyanchurina, M.M. Serbov

The article presents data on polymer composite materials use in aircraft building. The analysis of nondestructive quality control methods for holes in parts made from PCM was made. An optical control method is considered as the most suitable for solving the problem of defect detection in through apertures. The principle of G.B. Airy usage was proposed for diffraction pattern observation in circular aperture. The principle is based on an analysis of the signal in the phase space, where informative parameter is the amplitudes ratio of the odd or even derivatives of the measured signal, for an arbitrary current independent variable value.

Key words: polymer composite materials, reach-through hole, an optical instrument, control, spectral ratio, the intensity of radiation, diffraction, diffraction pattern.

Внуков Игорь Павлович – канд. техн. наук, профессор, зав. каф. «Электротехника и мехатроника», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Зянчурина Ирина Николаевна – канд. техн. наук, доцент каф. «Электротехника и мехатроника», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Сербов Михаил Михайлович – аспирант каф. «Электротехника и мехатроника», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: mihaileserbov@rambler.ru

УДК 621.923

С.Н. НИЖНИК, М.А. КУРИН, А.П. ПЕТРЕНКО

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

АНАЛИЗ ПУТЕЙ СНИЖЕНИЯ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОСТИ ПРОЦЕССА ШЛИФОВАНИЯ

Сформулирована проблема необходимости поиска оптимального решения задачи снижения теплонапряженности процессов абразивной обработки с целью повышения эффективности шлифовальных операций. Проведен анализ работ, посвященных распределению тепла между контактирующими телами в процессе шлифования, на основании которого сделан вывод, что основная доля тепла уходит в деталь. Рассмотрены и проанализированы пути снижения температуры шлифования. Установлено, что управление режимами шлифования является наиболее простым способом снижения теплонапряженности, что ставит вопрос о выявлении оптимальных режимов обработки, критериями эффективности для которых будут высокая производительность и качество получаемых поверхностей.

Ключевые слова: теплонапряженность, абразивное зерно, контактные процессы, распределение тепла, пути снижения температуры.

Введение

Развитие современных технологий происходит в условиях появления новых машиностроительных материалов. Широкое использование в авиадвигателестроении материалов, чувствительных к тепловым воздействиям, таких как, коррозионностойких, жаростойких и жаропрочных сталей и сплавов на никелевой и титановой основе способствует повышению процента шлифовальных операций. Тепловые явления, сопровождающие процесс шлифования, оказывают решающее влияние как на протекание процесса, так и на качество поверхностного слоя деталей [1 – 3].

Таким образом, исследования, посвященные повышению эффективности процесса шлифования деталей авиационных двигателей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Известно [2, 4], что большая часть абразивных зерен, находящихся на рабочей поверхности шлифовального круга, не участвует в процессе резания, а значительную часть работы резания составляет работа трения (до 70...80%) “неработающих зерен” и связки об обрабатываемую поверхность, которая является весьма существенным источником теплообразования. Высокотемпературное взаимодействие абразива с металлом представляет собой комплекс явлений, объединяющий различные по своей природе контактные процессы. Эти процессы достаточно сложны и разнообразны. В зоне контакта абразивного

зерна и обрабатываемой поверхности возникает целый ряд поверхностных явлений, таких как адсорбция, адгезия, коррозия, диспергирование, упрочнение и разупрочнение поверхностных слоев, диффузия, эрозия, окисление и др. [2]. Весь этот комплекс контактных процессов определяет характер протекания деформирования и разрушения обрабатываемого материала, вибрации, выделение и распространение теплоты в зоне резания и структурно-фазовые превращения в поверхностных слоях. Такие явления как химические реакции, адгезия и диффузия вызывают изменение исходного химического состава и механических свойств поверхностей контакта и оказывают влияние на интенсивность изнашивания инструмента, а также на качество и надежность шлифованных деталей [5].

Нахождение оптимального решения в задаче снижения теплонапряженности процессов абразивной обработки, позволит повысить эффективность шлифовальных операций.

2. Распределение тепла между контактирующими телами

Известно, что тепловая энергия, выделяемая при шлифовании, распределяется, в основном, между деталью, кругом и стружкой. Распределение тепла между контактирующими телами в зависимости от условий шлифования колеблется в определенных пределах. Расчет, проведенный Е.Н. Масловым и представленный в работе [2], показал следующее распределение тепла:

- в деталь – 60-80%;
- в абразивный круг – 10-13%;
- в стружку – 0,5-30%.

При этом средняя температура детали изменяется в пределах 20-350°C, контактная – в пределах 200 - 1000°C и мгновенная – от 1000°C до температуры плавления обрабатываемого металла.

В работе [6] В.А. Шальновым приведено следующее распределение тепла в зависимости от глубины и условий шлифования:

- в деталь – от 64% до 86%;
- в круг – от 10% до 14%;
- в стружку – до 8%.

Г.М. Ипполитовым установлено [7], что доля тепла, уходящего в деталь, колеблется от 20% до 80%; в круг – 9-13%; в стружку – до 8%.

По результатам исследований, проведенными различными авторами, С.Н. Корчак [8] установил, что минимальное количество тепла, уходящего в деталь, составляет 20%, а максимальное достигает 80% и более.

При зубошлифовании сегментными кругами А.В. Якимов в работе [9] приводит следующие данные о распределении тепла:

- в деталь – 76 -83%;
- в круг – 17%;
- в стружку – 0,5-7%.

По данным Лурье [10] стружка уносит 2-8% теплоты, а в деталь отводится 70-85% выделяемой теплоты. По мнению автора [11] в деталь уходит 84% тепла, в круг – 12%, а в стружку 3-3,5%.

В.А. Сипайловым в работе [3] установлены большие расхождения в количестве тепла, уходящего в круг. Так, при обычном абразивном шлифовании в круг поступает не более 1% общего количества тепла, и им можно пренебречь. Но, при шлифовании мелкозернистыми алмазными кругами при небольшой скорости резания в круг с металлической связкой может поступать до 50% тепла.

Обобщив выше указанные данные, можно заключить, что основная доля тепла – до 86% уходит в деталь, а в круг – до 15%. Наибольший разброс имеют данные по распределению тепла в стружку: от 0,5 до 30%.

В целях обеспечения производительного бездефектного шлифования необходимо снижать долю тепла, отводимого в деталь за счет уменьшения температуры в зоне резания.

3. Анализ возможных путей снижения теплонапряженности процесса шлифования

Температура при шлифовании снижается как при уменьшении мощности источников теплообра-

зования, так и при повышении интенсивности теплоотвода [2].

Одним из способов уменьшения теплонапряженности процесса шлифования является выбор оптимальной характеристики абразивного инструмента. Так, увеличение зернистости и уменьшение твердости способствуют снижению контактных температур. Но следует помнить, что увеличение зернистости, как правило, снижает класс чистоты поверхности, а увеличение твердости увеличивает износ инструмента [4].

Повышение производительности шлифования и качества поверхностного слоя можно достичь применением высокоструктурных кругов [12]. Высокопористые круги обладают хорошей самозатачиваемостью и повышенной режущей способностью вследствие меньшей засаливаемости. Кроме того, поры позволяют более эффективно использовать СОЖ благодаря лучшему пропитыванию круга, которое обеспечивает дополнительное охлаждение зоны резания.

Применение алмазного и эльборового инструмента обеспечивает преимущества перед обычным абразивным инструментом [13], которое выражается в уменьшении теплонапряженности, сил резания, повышении стойкости. Специфика алмазной и эльборового обработки выражается в особых требованиях к точности, жесткости, а также плавности перемещений узлов станков. Следует также отметить, что область применения алмазного инструмента ограничена обработкой инструментальных материалов, таких как твердые сплавы.

Согласно данным многих работ [2, 3, 14], посвященных исследованию температур при всевозможных видах шлифования, предельное состояние температурного поля (тепловое насыщение) наступает не сразу после начала процесса шлифования, а спустя некоторый промежуток времени, в течение которого процесс протекает в нестационарном режиме.

Существование нестационарного режима в начале процесса шлифования дает возможность эффективно снижать контактные температуры за счет периодического прерывания процесса. На практике такое условие можно реализовать за счет цикличности шлифования. Например, путем применения абразивных кругов с прерывистой поверхностью, композиционных кругов или кругов неправильной формы [2, 3], или применением пульсирующей подачи.

Импрегнирование позволяет существенно повысить стойкость шлифовальных кругов, снизить их засаливаемость и уменьшить шероховатость обработанной поверхности [15]. В качестве пропитывающих (импрегирующих) составов чаще всего

используют дисперсии графита, дисульфида молибдена, нитрида бора в углеводородных жидкостях, легированные присадками, содержащими серу, хлор, фосфор [16].

Композиционные круги сочетают в себе достоинства, как прерывистых кругов, так и кругов, прошедших операции пропитки.

Однако вышеперечисленные способы реализации цикличности шлифования имеют существенные недостатки:

- необходимо применение специального дорогостоящего инструмента, который требует специальных методов правки;
- абразивные круги неправильной формы имеют повышенный износ в силу того, что в процессе шлифования участвуют только выступающие части периферии круга;
- снижается производительность и точность обработки;
- применение пульсирующей подачи связано со значительным усложнением кинематики станка и снижением точности обработки;
- возникают значительные трудности в реализации условия, при котором время остывания поверхности превышает в десятки раз время шлифования.

Уменьшить теплонапряженность в зоне резания можно, обеспечив работу абразивного инструмента в режиме самозатачивания, который характеризуется постоянным восстановлением режущей способности круга. Режим полного самозатачивания обеспечивает стабильный класс чистоты поверхности, не требует правки инструмента, отличается минимальным потреблением мощности, но приводит к более высокому износу круга, чем работа в режиме затупления. Однако, согласно данным работы [17] коэффициент полезного использования круга в режиме самозатачивания в 2-3 раза выше, чем в режиме затупления.

Управление режимами шлифования является наиболее простым способом снижения теплонапряженности. Так, уменьшение глубины и скорости шлифования позволяет уменьшить температуру в зоне резания, но при этом снижается производительность.

В этой связи возникает вопрос о выявлении оптимальных режимов обработки, критериями эффективности для которых будут высокая производительность и качество получаемых поверхностей.

Заключение

Проведен анализ существующих путей снижения теплонапряженности процессов абразивной обработки. Установлено, что управление режимами

шлифования является наиболее простым способом снижения теплонапряженности.

Литература

1. Изготовление деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов [Текст] / В.А. Богуслаев, А.И. Долматов, П.Д. Жеманюк и др. – Запорожье: Дека, 1997. – 276 с.
2. Маслов, Е.Н. Теория шлифования материалов [Текст] / Е.Н. Маслов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
3. Сипайлов, В.А. Тепловые процессы при шлифовании и управлении качеством поверхности [Текст] / В.А. Сипайлов. – М.: Машиностроение, 1978. – 167 с.
4. Резникова, А.Н. Абразивная и алмазная обработка материалов: [Текст] / А.Н. Резникова. – М.: Машиностроение, 1977. – 390 с.
5. Саютин, Г.И. Шлифование деталей из сплавов на основе титана [Текст] / Г.И. Саютин, В.А. Носенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 80 с.
6. Шальнов, В.А. Шлифование и полирование высокопрочных материалов [Текст] / В.А. Шальнов. – М.: Машиностроение, 1972. – 272 с.
7. Ипполитов, Г.М. Абразивно-алмазная обработка [Текст] / Г.М. Ипполитов. – М.: Машиностроение, 1969. – 336 с.
8. Корчак, С.Н. Производительность процесса шлифования стальных деталей [Текст] / С.Н. Корчак. – М.: Машиностроение, 1974. – 280 с.
9. Якимов, А.В. Качество изготовления зубчатых колес [Текст] / А.В. Якимов, Л.П. Смирнов, Ю.А. Бояришинов. – М.: Машиностроение, 1979. – 191 с.
10. Лурье, Г.Б. Шлифование металлов [Текст] / Г.Б. Лурье. – М.: Машиностроение, 1969. – 172 с.
11. Хрульков, В.А. Шлифование жаропрочных сплавов / В.А. Хрульков. – М.: Машиностроение, 1984. – 152 с.
12. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
13. Эльбор в машиностроении [Текст] / под ред. В.С. Лысанова. – Л.: Машиностроение, 1978. – 280 с.
14. Новиков, Г.В. Расчет и анализ температуры резания при шлифовании [Текст] / Г.В. Новиков // Вестник Житомирского политехнического института. – 1989. – С. 38 – 43.
15. Якимов, А.В. Абразивно-алмазная обработка фасонных поверхностей [Текст] / А.В. Якимов. – М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.
16. Справочник по обработке металлов резанием [Текст] / Под ред.: Ф.Н. Абрамов, В.В. Коваленко, В.Е. Любимов и др. – К.: Техніка, 1983. – 239 с.
17. Эльянов, В.Д. Эксплуатационные возможности шлифовальных кругов [Текст] / В.Д. Эльянов. – М.: НИИмаш, 1976. – 56 с.

Поступила в редакцию 6.12.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель директора А.Я. Мовшович, НПО «Оснастка» Харьков.

АНАЛІЗ ШЛЯХІВ ЗНИЖЕННЯ ТЕПЛОНАПРУЖЕНОСТІ ПРОЦЕСУ ШЛІФУВАННЯ

С.М. Нижник, М.О. Курін, А.П. Петренко

Сформульована проблема необхідності пошуку оптимального рішення задачі зниження теплонапруженості процесів абразивної обробки з метою підвищення ефективності шліфувальних операцій. Проведено аналіз робіт, присвячених розподілу тепла між контактуючими тілами в процесі шліфування, на підставі якого зроблено висновок, що основна частка тепла йде в деталь. Розглянуто та проаналізовано шляхи зниження температури шліфування. Встановлено, що управління режимами шліфування є найбільш простим способом зниження теплонапруженості, що ставить питання про виявлення оптимальних режимів обробки, критеріями ефективності для яких будуть висока ефективність і якість поверхонь, що отримують.

Ключові слова: теплонапруженість, абразивне зерно, контактні процеси, розподіл тепла, шляхи зниження температури.

ANALYSIS OF WAYS TO REDUCE CALORIFIC INTENSITY OF THE GRINDING PROCESS

S.N. Nyzhnyk, M.A. Kurin, A.P. Petrenko

The problem of finding an optimal solution to reduce calorific intensity formulate and improving the efficiency of grinding operations has been given. The analysis of work devoted to heat distribution between the contacting bodies during grinding was done. After that the fact that the bulk of the heat comes into the part. The ways of reducing the temperature of grinding were considered and analyzed. The grinding regime control was proved to be simplest way of reducing the calorific intensity. This fact evokes the problem of identifying the optimal mode of processing, their performance criteria being high performance and quality of the received surfaces.

Key words: calorific intensity, abrasive grain, contact processes, distribution of heat, ways of reducing temperature.

Нижник Сергей Николаевич – старший преподаватель кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Курин Максим Александрович – старший преподаватель кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kurin_83@mail.ru.

Петренко Анатолий Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.П. БОЙЧУК¹, К.В. МИГАЛИН², В.А. СЕРЕДА¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ООО НПФ «РОТОР», Россия*

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПЛЕКСА ПРОЦЕССОВ ВНЕШНЕГО И ВНУТРЕННЕГО ОБТЕКАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЭЖЕКТОРНЫМ ПВРД

Представлено решение задачи обтекания планера вместе с двигателем с учетом обтекания внешних поверхностей, течения в воздухозаборнике, процессов в камере сгорания, истечения, интерференции реактивной струи с элементами планера, процессов в системе тепловой защиты с учетом условий динамики полета. Приведен пример использования визуализации в аэродинамическом проектировании. Показана достаточность информативного обеспечения, предоставляемого численным экспериментом, для проведения начальных стадий проектных работ по системе «планер – двигательная установка с эжекторным прямоточным воздушно реактивным двигателем».

Ключевые слова: комплексная аэрогазодинамическая модель, внешние и внутренние течения, эжекторный прямоточный воздушно реактивный двигатель

Введение

Традиционный инструментарий ранних стадий аэродинамического и газодинамического проектирования летательных аппаратов (ЛА) ориентирован на освоенный типаж объектов со стационарным режимом внешнего и внутреннего обтекания на основе факторной декомпозиции. Такого рода модели и методы не адекватны задачам проектирования ЛА с двигательными установками на основе ВРД новых схем с пульсационным рабочим процессом, как не отображают факторы струйного взаимодействия и крупномасштабные вихревые явления в трактах и внешнем пространстве.

Решение задачи обтекания планера вместе с двигателем в общем виде влечет за собой необходимость создания комплексных методов с расширенной факторной матрицей, отображающей обтекание внешних поверхностей, течения в воздухозаборнике, процессы в камере сгорания, истечение, интерференция реактивной струи с элементами планера, процессы в системе тепловой защиты и др. с учетом условий динамики полета.

Комбинация прямоточного воздушно реактивного двигателя (ПВРД) с эжекторным компрессором (ЭПВРД) [1], позволяющая получать тягу в стартовых условиях, может служить основой для создания многорежимного двигателя без подвижных частей, т.е. способного составить конкуренцию пульсирующему ВРД по линии достижения высокого массового совершенства двигательных установок (ДУ) специфических классов беспилотных ЛА (БЛА).

Наиболее привлекательны многорежимные ЭПВРД для высоких крейсерских скоростей (более $M = 0,5$), при которых пульсирующие воздушно реактивные двигатели (ПуВРД) вырождаются.

1. Постановка задачи

В корректной постановке предполагается сопряженное решение задач о нестационарном течении газа и тепловом взаимодействии элементов конструкции ЛА со струей [2], а также поведения аппарата на траектории [3]. В данной статье представлены результаты исследований траекторных фаз БЛА с ЭПВРД (рис. 1) – запуска (рис. 2 – 4) и свободного полета (рис. 5 – 11).

Численное моделирование нестационарного внешнего и внутреннего течения вязкой сжимаемой среды проводилось согласно [3,4]. Горение в ДУ моделировалось на основании [5].

2. Результаты расчетов

Частичная замена натурного эксперимента численным неизбежно сопряжена со значительным усложнением задач внешнего и внутреннего обтекания за счет внедрения нестационарных пространственных моделей, заданных в контрольных объемах со сложной геометрией. Феноменологический анализ результатов решения подобных задач невозможен без проведения визуализации параллельно с численным расчетом. Визуализация вычислений проводилась согласно [6, 7].

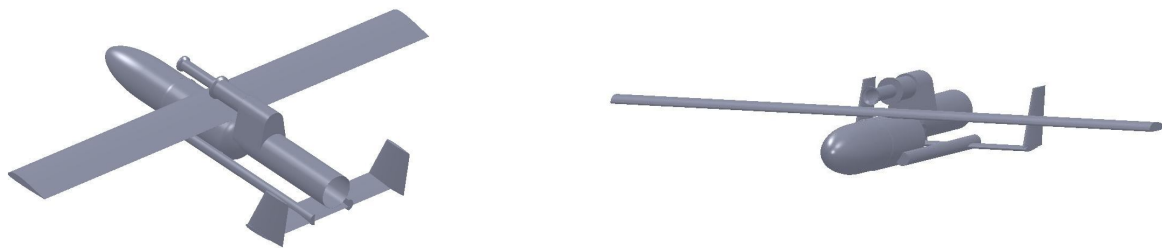


Рис. 1. Объект исследования



Рис. 2. Импульсная синхронная подача воздуха и пропана (в струе пропана налету активируется реакция окисления в самом начале внешнебаллистического участка)



Рис. 3. Поступление ТВС на вход в теплообменник и синхронное ее воспламенение



Рис. 4. Мерцающие очаги горения в падающей струе пропана и струе пропана в сопле

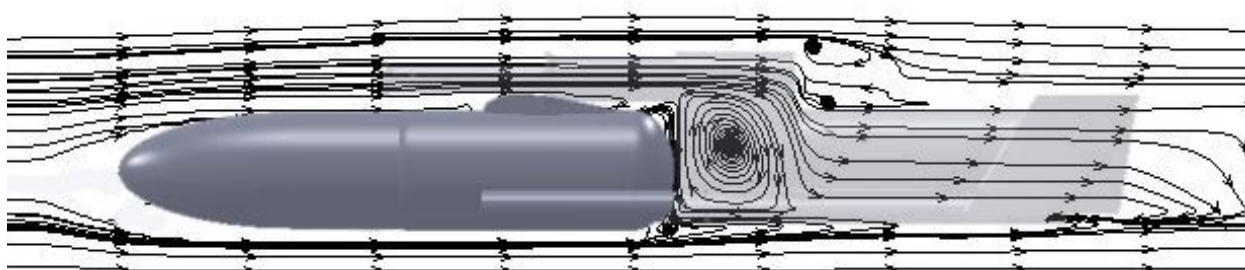


Рис. 5. Вихревые структуры в плоскости симметрии

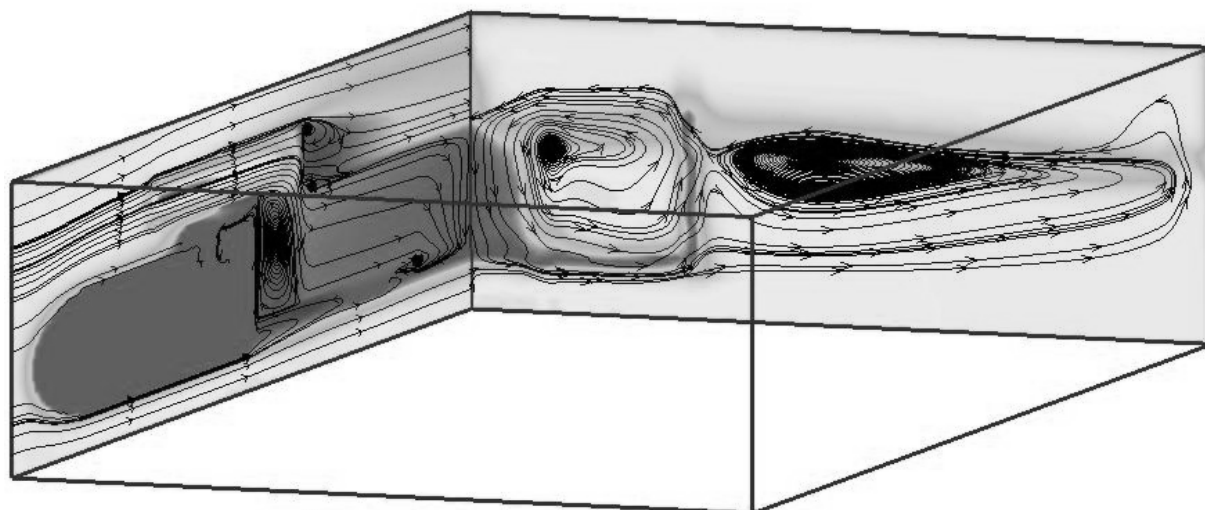


Рис. 6. Линии тока в плоскости симметрии БЛА с ЭПВРД и одним из поперечных сечений

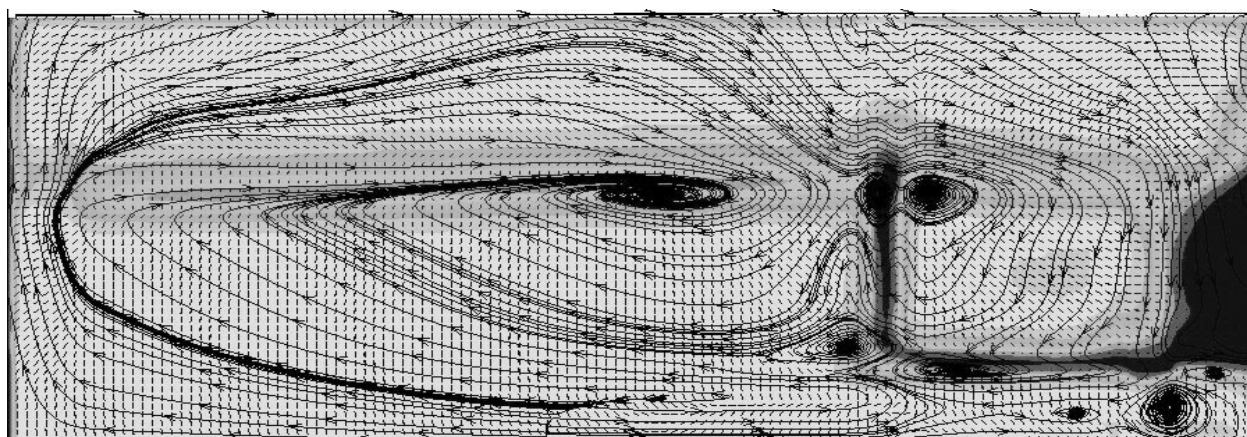


Рис. 7. Поле скоростей и линий тока в плоскости, расположенной позади аппарата

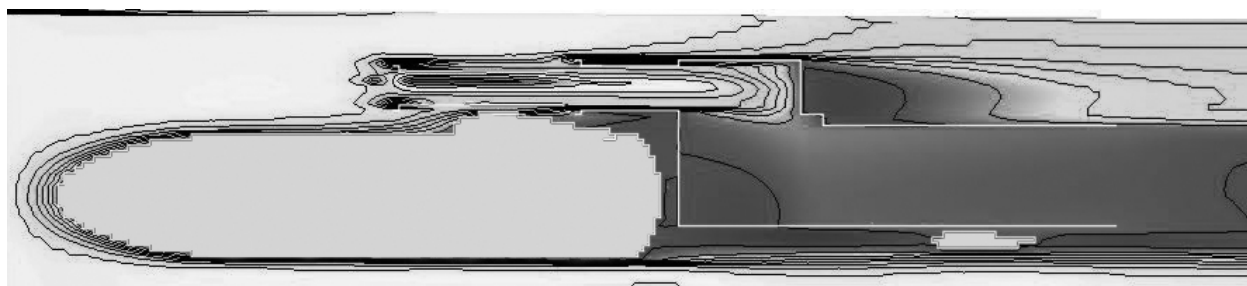


Рис. 8. Изолинии скорости внешнего и внутреннего течений

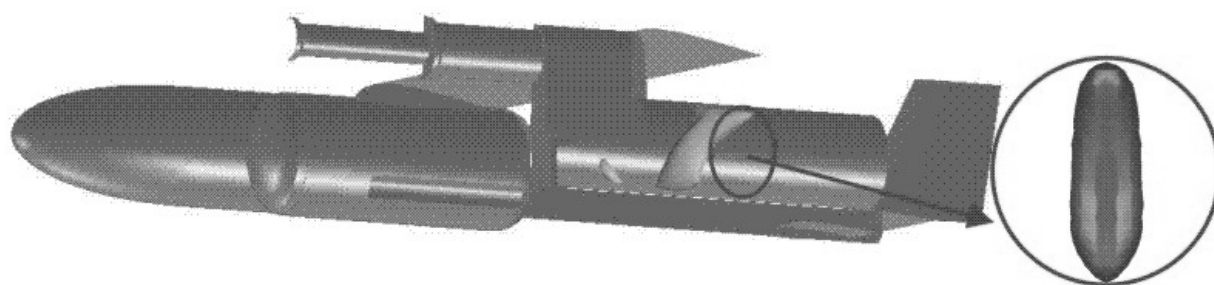


Рис. 9. Изоповерхность горения

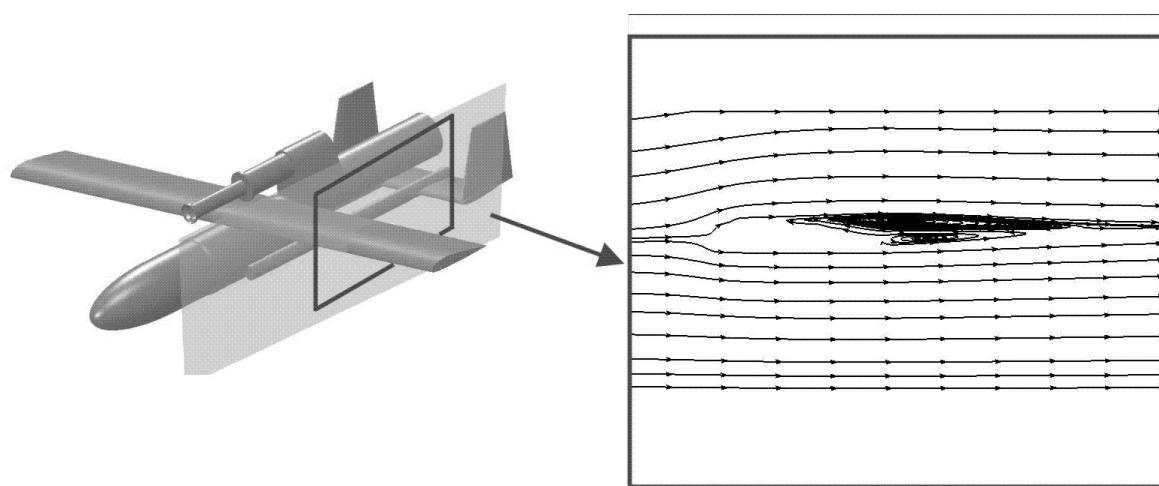


Рис. 10. Сходящие с крыла вихри

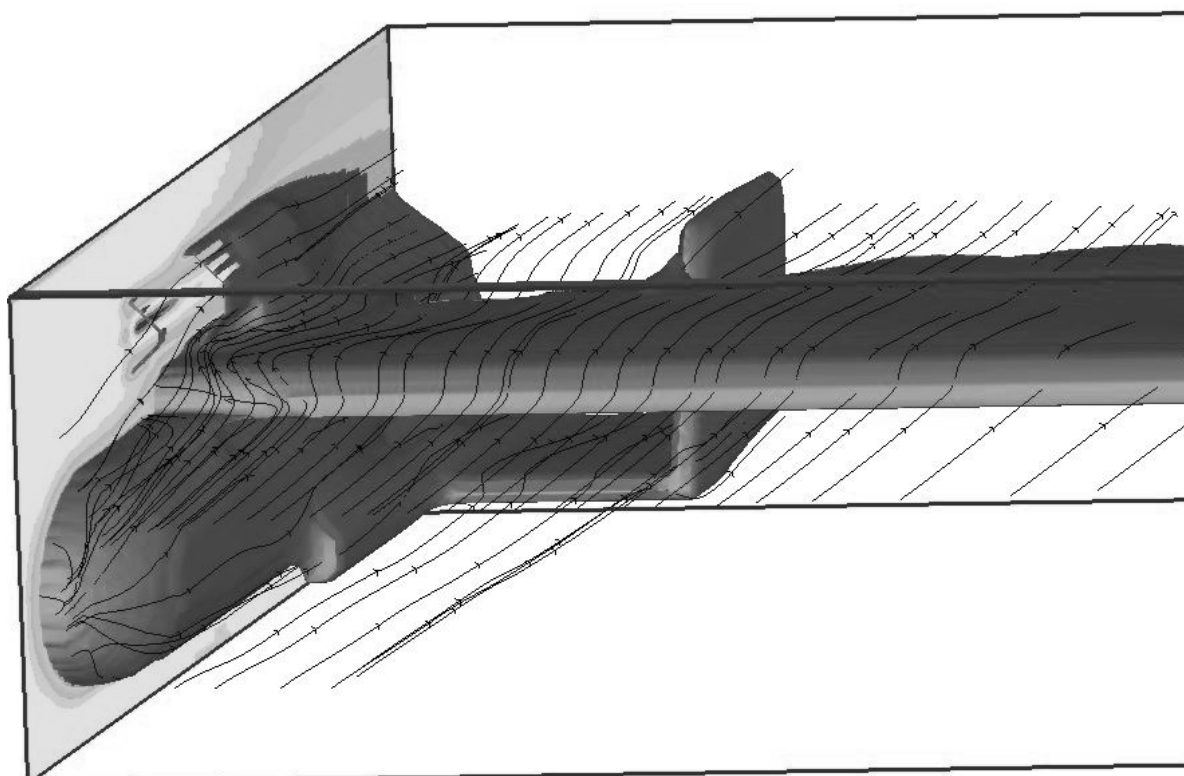


Рис. 11. Изоповерхности скорости с линиями тока

Условиями запуска являются импульсная синхронная подача воздуха наддува и активной струи предварительно нагретого и газифицированного пропана (рис. 2). Далее поток топливовоздушной смеси (ТВС) поступает на вход в теплообменник с синхронным воспламенением (рис. 3). Продолжение развитого горения по мере заполнения рабочим телом проточной части осуществляется в виде мерцающих очагов горения в падающей струе пропана и в зоне теплообменника (рис. 4).

Основной режим работы ЭПВРД сопровождается вспышками в струе пропана с центром инициализации, локализованным в зоне падения на вертикальную стенку (рис. 3). В торце камеры образуется застойная зона (рис. 5).

Средства визуализации позволяют обнаружить интенсивные вихревые структуры на выходе из сопла в плоскости симметрии аппарата и в поперечной плоскости (рис. 5 – 7). Такого рода вихревые структуры обуславливают интенсивное тепловое воздействие горячей струи на хвостовую часть БЛА. Застойные зоны за третьей ступенью эжектора и возвратные течения, возникающие в нижней части аппарата, а также между фюзеляжем и двигателем, приводят к увеличению силы сопротивления.

Задачи вычислительной аэрогазодинамики предъявляют принципиально новые требования к роли визуализации. Визуализация становится не только иллюстративным средством, но и полноценным инструментом проектирования.

На рис. 8 представлено поле скоростей внешнего и внутреннего течений с изолиниями скорости. На рис. 9 показана изоповерхность зоны горения. Поле горения отображено на рис. 4.

Анализ приведенных результатов и вихревых структур (застойных зон) внутри двигателя (рис. 5) позволяет провести коррекцию геометрии камеры двигателя.

Анализ картины линий тока (рис. 5) на выходе из сопла позволяет оценить возможность реализации заданных скоростных характеристик БЛА.

Построение линий тока и векторов скорости, как в плоскости симметрии аппарата, так и в поперечных сечениях (см. рис. 5 – 7, 10 – 11) служит основанием для выработки мероприятий по улучшению условий внешнего и внутреннего обтекания и тепловой защите элементов конструкции.

Заключение

Проведенная выше демонстрация некоторых возможностей технологии численных исследований не является исчерпывающей. Тем не менее, приведенный материал позволяет сделать вывод о достаточности информативного обеспечения, предоставляемого численным экспериментом, для проведения начальных стадий проектных работ по системе «планер–ДУ с ЭПВРД».

Литература

1. № 2010117779, рег. вх. № 025323. РОСПАТЕНТ. Мигалин К.В. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель / К.В. Мигалин, А.И. Сиденко // Заявка на изобр.: уведомл. о поступлении и рег. заявки от 04.05.2010 г.
2. Амброжевич, А.В. *Опережающие исследования процесса внешнего и внутреннего обтекания беспилотного летательного аппарата с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем на основе комплексной газотермодинамической модели [Текст] / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, А.С. Карташев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 1 (48). – С. 11 – 16.*
3. Амброжевич, А.В. *Обобщенные аэрогазодинамические траекторные модели беспилотных летательных аппаратов [Текст] / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. – 2009. – С. 11 – 18.*
4. Амброжевич, А.В. *Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Середа [Текст] // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6 (53). – С. 5 – 10.*
5. Амброжевич, А.В. *Модель многорежимного горения в тепловых машинах [Текст] / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.Н. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 1 (58). – С. 76 – 79.*
6. Бондарев, А.Е. *Функции визуализации в вычислительной аэрогазодинамике [Текст] / А.Е. Бондарев, Е.Н. Бондарев // Полет. – 2000. – № 10. – С. 53 – 60.*
7. Бойчук, И.П. *Визуализация численного решения задач аэрогазодинамики [Текст] / И.П. Бойчук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 1 (78). – С. 59 – 62.*

Поступила в редакцию 1.12.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ КОМПЛЕКСА ПРОЦЕСІВ
ВНУТРІШНЬОГО ТА ЗОВНІШНЬОГО ОБТІКАННЯ
БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ
З ЕЖЕКТОРНИМ ППРД**

О.В. Амброжевич, І.П. Бойчук, К.В. Мігалин, В.О. Серєда

Подано вирішення задачі обтікання планера спільно з двигуном з урахуванням обтікання зовнішніх поверхонь, течій у повітрязбірнику, процесів у камері згоряння, витікання, інтерференції реактивного струменя з елементами планера, процесів у системі теплового захисту з урахуванням умов динаміки польоту. Наведено приклад використання візуалізації у аеродинамічному проектуванні. Показана достатність інформативного забезпечення, що надається чисельним експериментом, для проведення початкових стадій проектних робіт з системи «планер – рушійна установка з ЕППРД».

Ключові слова: комплексна аерогазодинамічна модель, зовнішні та внутрішні течії, ежекторний ППРД.

**NUMERAL RESEARCHES OF THE COMPLEX PROCESSES OF EXTERNAL
AND INTERNAL FLOWING AROUND OF UNMANNED AERIAL VEHICLE
WITH EJECTOR AIR JET ENGINE**

O.V. Ambrozhevich, I.P. Boychuk, K.V. Migalin, V.O. Sereda

The decision of task of flowing around of glider is presented together with an engine taking into account flowing around of external surfaces, flow in an aircoop, processes in a combustion chamber, expiration, interference of reactive stream with the elements of glider, processes in the system of thermal defence taking into account the terms of dynamics of flight. The example of the use of visualization is resulted in the aerodynamic planning. Is sufficientness of the informing providing, given a numeral experiment, for the leadthrough of the initial stages of project works on the system «glider – motive setting with ejector AJE ».

Key words: complex aerogasdynamics model, external and internal flows, ejector AJE.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бойчук Игорь Петрович – ассистент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

Мигалин Константин Валентинович – канд. техн. наук, директор ООО НПФ «РОТОР», Россия, Тольятти, e-mail: MigalinK@mail.ru.

Серєда Владислав Александрович – канд. техн. наук, ассистент кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 629.782.05

А.В. ГУСИНІН

Національний технічний університет України «КПІ», Україна

ДИФЕРЕНЦІАЛЬНО-ІГРОВИЙ ПІДХІД ДО СИНТЕЗУ АЛГОРИТМІВ КЕРУВАННЯ БАГАТОРЕЖИМНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Запропоновано диференціально-ігровий підхід до синтезу гарантовано-адаптивних алгоритмів керування рухом багаторежимних літальних апаратів в умовах дії збурень. Підхід засновано на застосуванні математичного апарату диференціальних ігор, гарантує досягнення термінальних умов при впливі невідомих збурень, зводить проблему синтезу адаптивного алгоритму керування до розв'язання кінцевої системи рівнянь відносно його вільних параметрів та параметрів збурень, не потребує чисельного інтегрування диференціальних рівнянь траєкторного руху літальних апаратів та допускає аналітичне розв'язання проблеми. Алгоритми керування, що отримають за запропонованим підходом, володіють властивостями адаптації до дії збурень та забезпечують гарантію реалізації процесу керування при найгіршому сполученні дії факторів обмежених збурень.

Ключові слова: багаторежимні літальні апарати, моделювання, диференціальна гра, термінальне керування, диференціальні перетворення.

Вступ

Рух багатьох літальних апаратів, таких як ракети-носії, авіаційно-космічні системи, аеростатичні літальні апарати та ін. є багаторежимним. Це пов'язано з умовами їх експлуатації. Так, процес керованого виведення на орбіту ракети-носія або орбітального ступеня авіаційно-космічної системи характеризується різними режимами роботи двигунової установки ступенів і стрибкоподібною зміною маси в моменти відділення ступенів та скидання головного обтічника. Крім того, на кожному етапі виведення необхідно враховувати наявність різних обмежень на теплове навантаження та аеродинамічні перевантаження, дію збурень навколишнього середовища, тощо. Процес керування рухом аеростатичного літального апарата характеризується різними режимами керування балонетами (впуск та випуск повітря) та газовими клапанами, вектором тяги двигунів та аеродинамічними органами управління, практично стрибкоподібною зміною маси апарату під час скидання баласту. Іншою особливістю руху аеростатичних літальних апаратів є наявність обмежень на параметри руху в процесі виконання зльоту та посадки.

Багаторежимність руху літальних апаратів призводить до необхідності побудови їх системи керування з найбільш повним урахуванням особливостей експлуатації. Оптимізація багаторежимного руху літального апарату дозволяє реалізувати його максимально можливі льотні характеристики, сприяє підвищенню надійності польоту внаслідок підви-

щення стійкості алгоритмів керування до зовнішніх збурень.

Синтез алгоритмів керування багаторежимних літальних апаратів в умовах дії збурень є складною проблемою. Високий порядок нелінійних диференціальних рівнянь просторового руху літальних апаратів, зміна в широкому діапазоні масово-інерційних характеристик ускладнюють розв'язання цієї проблеми. При цьому, звичайно відсутня апріорна інформація відносно компонентів зовнішніх збурень. В той же час, високі вимоги до термінальних параметрів при виведенні на орбіту ракет-носіїв та авіаційно-космічних систем, значна тривалість польоту літаків та аеростатичних літальних апаратів вимагають врахування впливу збурень на досягнення цілей керування.

Одним з способів розкриття невизначеності, пов'язаної з непередбаченою дією зовнішніх збурень, є застосування концепції гарантовано-адаптивного підходу до синтезу алгоритмів керування траєкторним рухом літальних апаратів. Ця концепція використовує принцип максимального гарантованого результату, тому що процес керування розглядається при найбільш несприятливих умовах, які можуть мати місце при впливі збурень.

Задача синтезу гарантованого керування у невизначених умовах впливу збурень вимагає переходу від задач оптимізації до задач двобічної оптимізації, які розглядаються в теорії диференціальних ігор [1]. В таких умовах доцільно розглядати задачу термінального керування у формі математичної моделі диференціальної гри двох гравців, дослідження

якої засноване на принципі максимального гарантованого результату [2, 3]. Перший гравець формує керування літальним апаратом, а вектор збурень формується цілеспрямовано другим гравцем. Цілі управління першого та другого гравців є протилежними. Завдання першого гравця полягає у переводі літального апарату з початкового стану у задане кінцеве, при якому мінімізується критерій якості керування за умови максимізації його з боку другого гравця. Ігровий підхід гарантує досягнення термінальних умов при будь-яких допустимих реалізаціях вектора збурень, так як синтез алгоритмів термінального керування орієнтований на найбільш несприятливі умови дії збурень.

В праці [4] запропонований підхід до синтезу алгоритмів термінального керування динамічних об'єктів в умовах дії збурень на основі диференціальних перетворень моделі диференціальної гри. Метод не вимагає для своєї реалізації чисельного інтегрування диференціальних рівнянь руху динамічного об'єкту, використовує математичний апарат диференціальних перетворень функцій та рівнянь [5]. При цьому, задача синтезу оптимального адаптивного алгоритму зводиться до рішення системи нелінійних рівнянь відносно його вільних параметрів.

В статті цей підхід розвинутий для синтезу гарантовано-адаптивного керування рухом багаторежимних літальних апаратів.

Диференціально-ігрова модель процесу керування багаторежимного літального апарату

Весь процес керування рухом багаторежимного літального апарату розбиваємо на задані r тимчасових інтервалів, в яких масово-інерційні параметри літального апарату і режими роботи його двигунної установки не мають стрибкоподібних змін, а всі зміни у формі заданих стрибків відбуваються на межах заданих тимчасових інтервалів

$$T_i = t_i - t_{i-1}, \quad i = \overline{1, r}, \quad \sum_{i=1}^r T_i = T,$$

де T – час процесу керування.

Тоді до кожного з r інтервалів можна застосувати оптимізацію процесу керування у формі [6]. При цьому, результуюча траєкторія відновлюється за ділянками зі стиковкою крайових умов.

Модель диференціальної гри, що описує траєкторний рух літального апарату на кожній ділянці в умовах дії збурень, представимо у вигляді векторного диференціального рівняння:

$$\frac{dx_i}{dt} = f_i(t, x_i, u_i, v_i), \quad x_i(t_{i-1}) = x_i^0, \quad i = \overline{1, r}, \quad (1)$$

де $x_i = x_i(t)$ – n -мірний вектор стану;

u_i – m -мірний вектор керування;

v_i – ℓ -мірний вектор збурень;

f_i – неперервна і неперервно диференційована за сукупністю змінних t, x_i, u_i, v_i вектор-функція узгальнюючої сили, $t \in (t_i - t_{i-1})$.

Спряження кінцевих (термінальних) та початкових умов ділянок процесу керування задається в формі заданих крайових умов [7, 8]:

$$\Phi_i \left[x_i(T_i), x_{i+1}^0; u_i(T_i), u_{i+1}^0; T_i \right] = 0, \quad i = \overline{1, r}. \quad (2)$$

Задача першого гравця полягає в переводі динамічного об'єкту (1) із заданого початкового стану $x_i(t_0)$ в кінцеве $x_r(T)$, яке визначається в момент стану $t = T$ q -мірним ($q \leq n$) векторним рівнянням:

$$S[x_r(T), T] = 0. \quad (3)$$

Мета керування багаторежимним літальним апаратом полягає у такому виборі керування $u_i(t)$, яке в процесі руху літального апарату забезпечує мінімізацію функціоналу

$$I = G[x_r(T), T] + \sum_{i=1}^r \int_{t_0}^T \Phi_i(t, x_i, u_i, v_i) dt, \quad i = 1, 2, 3, \dots, r \quad (4)$$

за умови максимізації його в процесі вибору вектора збурень $v_i(t)$ другим гравцем.

Припускаємо, що задані функції G і Φ_i мають неперервні частинні похідні за x_i, u_i, v_i . Функції $u_i(t)$ та $v_i(t)$ називаються програмними стратегіями гравців. Вважаємо, що обмеження на стратегії гравців враховані в процесі вибору вигляду функціоналу (4).

Пара стратегій гравців u_i^0 та v_i^0 називається оптимальною, якщо має місце співвідношення:

$$I(u_i^0, v_i^0) \leq I(u_i^0, v_i^0) \leq I(u_i, v_i^0). \quad (5)$$

Необхідними умовами оптимальності стратегій u_i^0 та $v_i^0 \in [3]$:

$$\frac{\partial I}{\partial u_i} = 0, \quad \frac{\partial I}{\partial v_i} = 0, \quad (6)$$

$$\frac{\partial^2 I}{\partial u_i^2} \geq 0, \quad \frac{\partial^2 I}{\partial v_i^2} \leq 0, \quad (7)$$

а достатніми умовами – співвідношення (6) та умова (7), в якій має місце суворі нерівність. Стратегії гра-

вців u_i^0 та v_i^0 , що задовольняють достатнім умовам, забезпечують існування сідлової точки (5) диференціальної гри (1) – (4). Процес керування траєкторним рухом будемо розглядати у межах таких математичних моделей диференціальних ігор, які задовольняють умовам (6) та (7).

З виразу (5) випливає, що довільний закон зміни вектору збурень, відмінний від оптимального v_i^0 , не погіршує якість процесу керування об'єктом, яке досягається при оптимальному керуванні u_i^0 . Тому керування u_i^0 гарантує якість процесу керування не гірше оцінки (u_i^0, v_i^0) в умовах дії довільних обмежених збурень. Враховуючі, що керування u_i^0 забезпечує отримання гарантованої оцінки якості процесу керування і адаптивність до конкретного виду дії збурень, будемо називати керування u_i^0 гарантовано-адаптивним [4].

Моделювання процесу керування багаторежимними літальними апаратами у формі диференціальної гри знімає невизначеність, що викликана дією збурень. Розкриття невизначеності досягається ціною ускладнення математичної моделі та процесу моделювання, в результаті чого, окрім оптимального керування u_i^0 , необхідно визначити закон зміни вектору збурень v_i^0 , що описує максимальну протидію цілям термінального керування.

Метод синтезу гарантовано-адаптивного керування

Відомі методи синтезу ігрових алгоритмів термінального керування вимагають для своєї реалізації чисельного інтегрування диференціальних рівнянь. Аналітичні рішення диференціальної гри (1)–(4) отримані для випадку лінійних диференціальних рівнянь (1) та вибору критерію у вигляді квадратичного функціоналу [3].

Для оптимізації керування багаторежимних літальних апаратів скористаємося диференціально-ігровим підходом, запропонованим у [4], з використанням математичного апарату диференціальних перетворень [5,9]. Це дозволяє звести проблему задачі синтезу термінального керування до розв'язання системи нелінійних алгебраїчних рівнянь без чисельного інтегрування або диференціювання рівнянь траєкторного руху літального апарату, що значно скорочує об'єм необхідних обчислень.

Диференціальні перетворення дозволяють замінити функції $x(t)$ неперервного аргументу t їх

моделями у вигляді дискретних функцій $X(k)$ цілочислового аргументу $k = 0, 1, 2, \dots$ згідно виразу:

$$\underline{x}(t) = X(k) = \frac{h^k}{k!} \left[\frac{d^k x(t)}{dt^k} \right]_{t=t_0}, \quad (8)$$

де $x(t)$ – оригінал, що являє собою неперервну і обмежену разом із усіма своїми похідними функцію дійсного аргументу t ;

$X(k)$ – дискретна функція цілочислового аргументу k , яка називається диференціальним спектром функції $x(t)$ в точці $t = t_0$;

h – масштабна стала, яка має розмірність аргументу t ;

риса знизу – символ перетворення.

Математичні моделі, що отримані на основі диференціальних перетворень (8) вихідної математичної моделі, називаються спектральними моделями. У подальшому будемо вважати, що функції часу, які описують процеси керування в задачі (1) – (4) усередині кожної ділянки руху, є аналітичними.

Синтез гарантовано-адаптивних алгоритмів керування здійснимо у два етапи.

На першому етапі виконаємо синтез ігрових оптимальних алгоритмів програмного керування $u_i^0(t)$ та максимально протидіючого збурення $v_i^0(t)$, які задовольняють умовам (6) та (7), у середині кожної ділянки керування в класі аналітичних функцій

$$u_i(\tau, A_i) \text{ та } v_i(\tau, B_i),$$

де $A_i = (a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{iN})$ та $B_i = (b_{i1}, b_{i2}, \dots, b_{iM})$ – вектори вільних параметрів, τ – локальний часовий аргумент.

Оберемо масштабну сталу $h = T_i$ та покладемо $\tau = 0$. Застосувавши диференціальні перетворення (8) до функцій $u_i(\tau, A_i)$ та $v_i(\tau, B_i)$ отримуємо їх диференціальні спектри у вигляді:

$$\begin{aligned} \underline{u}_i(\tau, A_i) &= U_i(k, A_i) = \\ &= \frac{T_i^k}{k!} \left[\frac{d^k u_i(t_{i-1} + \tau, A_i)}{dt^k} \right]_{\tau=0}; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \underline{v}_i(\tau, A_i) &= V_i(k, B_i) = \\ &= \frac{T_i^k}{k!} \left[\frac{d^k v_i(t_{i-1} + \tau, B_i)}{dt^k} \right]_{\tau=0}. \end{aligned} \quad (10)$$

Диференціальне рівняння (1) в області зображень на основі перетворень (8) зображується у формі спектральної моделі:

$$X_i(k+1, A_i, B_i, X_i^0) = \frac{T_i}{k+1} f_i \left[T_i, X_i(k, A_i, B_i, X_i^0), \begin{bmatrix} U_i(k, A_i) \\ V_i(k, B_i) \end{bmatrix} \right]; \quad (11)$$

$$X_i(0) = X_i^0(A_{i-1}, A_{i-2}, \dots, A_1, B_{i-1}, B_{i-2}, \dots, B_1);$$

$$X_i(0) = X_i^0 = x_0; i = \overline{1, r}.$$

Спектральна модель (11) має універсальний характер та може бути використана для рішення задач траєкторного руху різних багаторежимних літальних апаратів, які відрізняються як за своєю компоновкою, так й за ступеню багаторежимності. Відмітимо, що оскільки диференціальні перетворення (8) є точним операційним методом, то спектральна модель (11) не має методичних похибок та потенційно дозволяє отримати точне рішення диференційного рівняння (1). Рекурентний вираз (11) дозволяє знайти диференціальний спектр $X_i(k, A_i, B_i, X_i^0)$ вектору стану $x_i(t)$ за диференціальними спектрами (9) та (10).

Скористаємося властивістю диференціальних перетворень, згідно якої алгебраїчна сума усіх дискрет диференціального спектру будь-якої аналітичної функції в точці $t = t_v$ дорівнює нульовій дискреті диференціального спектру функції в точці $t_{v+1} = t_v + h$ або значенню оригіналу функції в тій самій точці [5]:

$$\sum_{k=0}^{\infty} X_v(k) = X_{v+1}(0) = x(t_v + h). \quad (12)$$

З співвідношення (12) при $t_v = t_{i-1}$ та $h = T_i$ знаходимо вектор стану в кінці кожної ділянки керування:

$$x_i(T_i, A_i, B_i, x_i^0) = \sum_{k=0}^{\infty} X_i(k, A_i, B_i, X_i^0), i = \overline{1, r}. \quad (13)$$

Тоді рівняння кінцевого стану усього процесу керування (3) з урахуванням виразу для спряження термінальних та початкових ділянок (2), а також виразу для вектору стану в кінці кожної ділянки (13) перетвориться до вигляду:

$$S[A_1, A_2, \dots, A_r, B_1, B_2, \dots, B_r] = 0. \quad (14)$$

Дана термінальна умова у неявній формі визначає q -компонент векторів вільних параметрів A_i та B_i , $i = \overline{1, r}$ у вигляді функцій від T_i та x_i^0 . Решту $M+N-q$ компонентів векторів вільних параметрів визначаємо із умов (6) стаціонарності функціо-

налу (4). Представимо функціонал (4) на основі диференціальних перетворень (8) у вигляді векторів невизначених параметрів A_i та B_i :

$$I(A_1, A_2, \dots, A_r, B_1, B_2, \dots, B_r) = G[A_1, A_2, \dots, A_r, B_1, B_2, \dots, B_r] + \sum_{i=1}^r T_i \times \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\Phi_i \left[T_i, X_i(k, A_i, B_i, X_i^0), U_i(k, A_i), V_i(k, B_i) \right]}{k+1}. \quad (15)$$

Умови стаціонарності (6) функції (15) дають можливість отримати систему рівнянь для визначення решти $M+N-q$ невідомих компонент векторів вільних параметрів $A_1, A_2, \dots, A_r$ та $B_1, B_2, \dots, B_r$:

$$\frac{\partial I(A_1, A_2, \dots, A_r, B_1, B_2, \dots, B_r)}{\partial a_{ij}} = 0, \quad q+1 \leq i \leq N; \quad (16)$$

$$\frac{\partial I(A_1, A_2, \dots, A_r, B_1, B_2, \dots, B_r)}{\partial b_{ij}} = 0, \quad 1 \leq j \leq M. \quad (17)$$

Розв'язання системи нелінійних алгебраїчних рівнянь (14), (16) та (17), у випадку їх сумісності, дозволяє знайти компоненти векторів вільних параметрів $A = (A_1, A_2, \dots, A_r)$ та $B = (B_1, B_2, \dots, B_r)$ програмних стратегій обох гравців у вигляді функцій вектору довільного початкового стану $x_0 = x_1(t_0)$.

Після цього можуть бути перевірені достатні умови (6), (7) оптимальності стратегій гравців при суворій нерівності у виразі (7).

У випадку, коли система рівнянь (14), (16) та (17) несумісна, диференціальна гра (1) – (7) не має рішення при вибраному вигляді функцій $u(t, A)$ та $v(t, B)$ і тоді необхідно змінити вигляд функцій з вільними параметрами або розширити розмірність векторів вільних параметрів [4]. Питання сумісності даних рівнянь розглянуто в [5].

Таким чином, у результаті виконання першого етапу у неявній формі встановлюється нелінійний зв'язок програмних стратегій обох гравців $u(t, A)$ та $v(t, B)$ з вектором начального стану $x_0 = x_1(t_0)$. Ці стратегії можуть бути використані тільки у початковий момент часу t_0 і не враховують зміни стану у процесі руху. Для врахування поточного стану процесу керування необхідно синтезувати алгоритми керування та максимальної протидії збурень у формі позиційних стратегій гравців

$$u = u(x, t), v = v(x, t).$$

На другому етапі синтезу зробимо наступне припущення. Будемо розглядати тільки такі моделі процесу керування, у яких стратегії гравців існують та дозволяють зв'язати довільну початкову умову у межах заданої області простору стану із заданими термінальними умовами (3).

Синтез стратегій поза заданої області простору стану не розглядається.

У кожний поточний момент часу t для кожного поточного стану гри $x(t)$ із розв'язання системи рівнянь (14), (16) та (17) визначається пара стратегій гравців

$$u^0[t, A(T, x)] \text{ та } v^0[t, B(T, x)],$$

що пов'язують поточний стан гри із заданими термінальними умовами (3). Якщо організувати неперервний за часом процес обчислювання параметрів A та B стратегій гравців, то на множині рішень можна сформувати стратегії гравців на кожній ділянці руху у вигляді

$$u[t, A(T, x)] \text{ та } v[t, B(T, x)].$$

Перший гравець, який реалізує потенційну стратегію $u[t, A(T, x)]$, що безперервно визначається з системи рівнянь (14), (16) та (17), гарантує керування багаторежимним літальним апаратом з досягненням заданих термінальних умов (3) при максимальній протидії збурень, дія яких моделюється стратегією другого гравця $v[t, B(T, x)]$.

За необхідності знайти оптимальну траєкторію $x(t, A, B)$ її компоненти можуть бути визначені у вигляді відрізків рядів Тейлора або з використанням зворотних диференціальних перетворень у формі многочленів Лежандра, Чебишева, рядів Фур'є [5, 9]. При цьому, вільні параметри апроксимуючих функцій визначають з порівняння диференціальних спектрів компонент вектору стану з диференціальними спектрами апроксимуючих функцій. Рівняння зв'язку між вільними параметрами деяких апроксимуючих функцій та дискретними диференціального спектру невідомої функції часу надано в [5].

Перевагою розглянутого підходу є відсутність необхідності інтегрування диференціальних рівнянь руху динамічного об'єкту із заміною операції інтегрування обчисленнями за рекурентним виразом (11) та потенційна можливість отримання точного рішення диференціальної гри (1) – (7) за умови точного відображення функцій часу кінцевим диференціальним спектром. Така можливість з'являється в наслідок того, що диференціальні перетворення (8) є точним операційним методом.

Висновки

Запропоновано підхід до синтезу гарантовано-адаптивних алгоритмів керування рухом багаторежимних динамічних об'єктів на основі математичного апарату диференціальної гри для випадку відсутності апріорної інформації про стохастичні характеристики дії збурень. Даний підхід формалізовано у вигляді відповідної математичної моделі. Основною перевагою запропонованого методу полягає в аналітичних перетвореннях, які дозволяють істотно зменшити об'єм обчислень для отримання рішень у числовій формі. Це дозволяє проводити безперервні обчислення програмних стратегій гравців у реальному масштабі часу та отримати керування багаторежимним динамічним об'єктом із зворотнім зв'язком, що враховує дію різних збурень.

Література

1. Айзекс, Р. Дифференциальные игры [Текст] / Р. Айзекс. – М.: Мир, 1967. – 479 с.
2. Васильев, В.В. Моделирование задач оптимизации и дифференциальных игр [Текст] / В.В. Васильев, В.Л. Баранов. – К.: Наукова думка, 1989. – 294 с.
3. Брайсон, А. Прикладная теория оптимального управления [Текст] / А. Брайсон, Ю-Ши Хо. – М.: Мир, 1972. – 544 с.
4. Моделирование игровых алгоритмов терминального управления динамическими объектами [Текст] / В.Л. Баранов, О.С. Уруский, Г.Л. Баранов, Е.Ю. Комаренко // Электронное моделирование. – 1996. – Т. 18, № 2. – С. 75 – 81.
5. Пухов, Г.Е. Дифференциальные спектры и модели [Текст] / Г.Е. Пухов. – К.: Наукова думка, 1990. – 184 с.
6. Баранов, В.Л. Моделирование задач терминального управления методом дифференциальных преобразований [Текст] / В.Л. Баранов, О.С. Уруский, Г.Л. Баранов // Электронное моделирование. – 1995. – Т. 17, № 2. – С. 12 – 16.
7. Гусынин, В.П. Моделирование процесса терминального управления многорежимными объектами на основе дифференциальных преобразований [Текст] / В.П. Гусынин, А.В. Гусынин // Интеллектуальные системы принятия решений и проблемы вычислительного интеллекта (ISDMCI'2010): межд. науч. конф. 17-21 мая 2010 г. – Евпатория (Крым, Украина), 2010. – С. 59 – 60.
8. Гусинін, В.П. Оптимізація керування виведенням на орбіту багаторежимної авіаційно-космічної системи на основі диференціальних перетворень [Текст] / В.П. Гусинін, А.В. Гусинін, О.М. Тачиніна // Проблеми інформатизації та управління. – 2008. – №3. – С. 68 – 73.

9. Збруцький, О.В. Диференціальні Т-перетворення в задачах автоматичного керування рухом літальних апаратів [Текст]: навч. посіб. / О.В. Збруцький, В.П. Гусинін, А.В. Гусинін. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 176 с.

Надійшла до редакції 27.12.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри телекомунікацій О.І. Лисенко, Навчально-науковий Інститут телекомунікаційних систем НТУУ «КПІ», Київ.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ИГРОВОЙ ПОДХОД К СИНТЕЗУ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Гусынин

Предложен дифференциально-игровой подход к синтезу гарантированно-адаптивных алгоритмов управления движением многорежимных летательных аппаратов в условиях действия возмущений. Подход основан на использовании математического аппарата дифференциальных игр, гарантирует достижение терминальных условий при действии неизвестных возмущений, сводит проблему синтеза адаптивного алгоритма управления к решению конечной системы уравнений относительно его свободных параметров и параметров возмущений, не требует численного интегрирования дифференциальных уравнений траекторного движения летательных аппаратов и допускает аналитическое решение проблемы. Алгоритмы управления, полученные по предложенному подходу, обладают свойствами адаптации к действию возмущений и обеспечивают реализацию процесса управления при наихудшем сочетании действия факторов ограниченных возмущений.

Ключевые слова: многорежимные летательные аппараты, моделирование, дифференциальная игра, терминальное управление, дифференциальные преобразования.

DIFFERENTIAL-GAMING APPROACH TO THE CONTROL ALGORITHMS SYNTHESIS OF MULTIMODE VEHICLES

A.V. Gusynin

Differential-gaming approach to the guaranteed-adaptive algorithms of motion control of multimode vehicles at disturbances action is proposed. The approach based on mathematical apparatus of differential game, guaranteed of terminal terms achievement at unknown disturbances action, reduced the synthesis problem to the solution of finite set of equations relative to its free parameters and disturbance parameters, doesn't demand numerical integration of differential equations of trajectory vehicle motion and allows of analytical problem solution. Control algorithms, received at proposed approach, possessed by adaptation properties to the disturbance action and provided the guarantee of control process realization at the worst combination of limited disturbance factors action.

Key words: multimode vehicles, simulation, differential game, terminal control, differential transformation.

Гусинін Андрій Вячеславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри медичної кібернетики та телемедицини, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ, Україна, e-mail: gusynin@gmail.com.

UDC 681.5.09

A.S. KULIK, A.G. CHUKHRAY, J.P. MARTINEZ-BASTIDA

*National Aerospace University named after N.E. Zhukovzky «KhAI», Ukraine***A TEACHING PLATFORM FOR FAULT-TOLERANT SYSTEMS DEVELOPERS**

In this paper the hardware-software complex is presented. It has been developed to teach developers of technical systems to effective fault-tolerant approach, applied to a gyroscopic sensors unit (GSU). The fault-tolerant method used on the complex has the ability to perform a complete diagnosis of the GSU, constantly monitoring its state by means of several comparisons, determining the possible existence of a fault in the unit. Once a fault in the unit has occurred, the method is able to find where the fault is located; allowing us to define what kind of fault has appeared in the unit and this diagnosis can lead us to perform the proper corrective actions to recover the optimal performance of the GSU.

Keywords: *fault-tolerant system, control system, fault-tolerant, gyroscopic sensors unit.*

Introduction

In the last decades many advances in the field of control systems have been developed [1-3], having a great impact in all kind of control disciplines. New theory, actuators, sensors, industrial process, computing methods, approaches or philosophies to improve in different aspects the control systems have been implemented. Actually the control systems are a medullar block in many spheres [4], looking forward to meet the autonomy in fields of aerial, land and maritime vehicles. In any of these spheres it is necessary to use stabilization and guidance systems [5, 6]. For example, unmanned aerial vehicles (UAVs) where an autonomous control system is used instead of a human operator, because the task of this vehicle could be hazardous or routine.

The UAV can realize searches, inspects long distance power lines, oil or gas pipelines and other recognition and monitoring environmental or meteorological variables, and many other tasks. The technological field of the UAVs demands the designing, testing of fault-tolerant control and guidance systems, then, the necessity of control and guidance systems able to keep working even under influences of noise, faults or other conditions that can alter the proper work of the system leading to a malfunction of the vehicle or a total crash of the unit.

The heart of many control and guidance system is the Gyroscopic Sensors Unit (GSU). And its effectiveness relies on how effective the system can response to constant or random faults that can occur during its function. The problem in practical scheme is that some sensor can fail or give a wrong sensed value, so the vehicle's performance is deteriorated and an immediate action to recover the lost performance must be applied to avoid mistakes on the control and guidance of the vehicle that can result in a wrong action or even the com-

plete lost of the vehicle, either both, resulting in economical lost or even worst in lost of human lives.

Therefore, since many years ago the importance of developing a stabilization and guidance system has been relied on its reliability.

The workability of this kind of systems must be assured, especially when the accurate and correct response from the system is required; this is the case for the UAV, due to the navigation and control of the vehicle relies on this system, it is very important to give these systems the ability and "intelligence" to recovery itself in case of some possible fault.

So, the necessity to develop a platform for applying, studying and testing a fault-tolerant methodology that it will be used later. This is the aim of this work. The complex is built by software where the method is computed and it is in charge to emulate the faults in the system as well, a data acquisition block and the GSU. The GSU is constituted by two angular velocity sensors, angular velocity sensor 1 (AVS₁) and angular velocity sensor 2 (AVS₂) and one angle sensor (AS) [2-4].

The hardware-software platform has the ability to emulate faults in the GSU by software and applies the fault-tolerant method, showing the sensors' signals in real time.

The sensors are mounted on a moving platform that can emulate a real work situation for them.

The fault-tolerant method is based in hierarchical modules that are in change to carry on the proper and right detection of a fault, obtains a type of fault in the gyroscopic unit, passing through a phase of seeking the place where the fault has occurred in the unit. The method takes advantage of different techniques and approaches in order to realize the complete tasks to obtain a correct diagnose of the gyroscopic sensors unit and determine the suitable following action in case of the existence of a fault in the unit.

1. The teaching platform

A block diagram of the complete complex is depicted in Fig. 1, where it is shown the main blocks that form it.

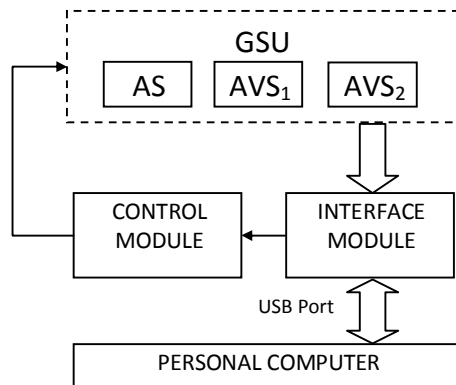


Fig. 1. Block diagram of the platform

The GSU is interconnected to a Personal Computer (PC) through an interface module. The PC is in charge to process and apply the support algorithm to the gyroscopic system and emulate the faults.

The analog signals from the sensors are digitalized by the interface module and are sent to a USB port in order to be shown in the computer's screen in real time. The Control Module is in charge of turning on and off the GSU's motor and change the direction of the platform. The graphic interface where the signals are depicted is shown in Fig. 2 as well as the signals from the sensors.

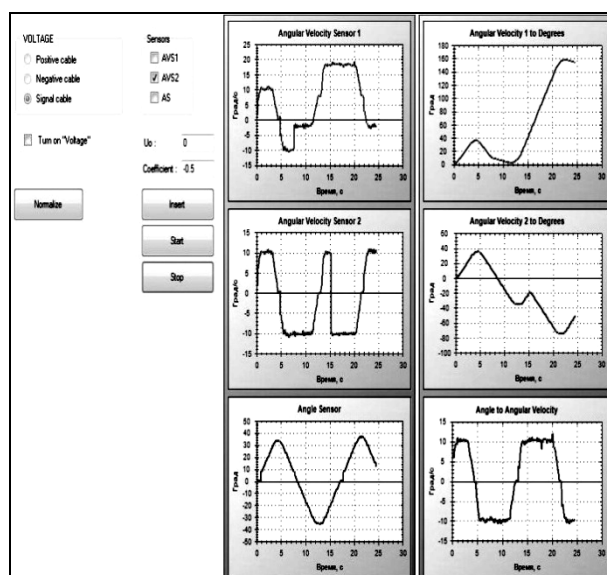


Fig. 2. Graphic interface

The graphic interface is designed for the study of the fault-tolerant algorithm applied to gyro-sensors and

it has different controls to emulate faults in the system and apply the diagnostic and the algorithm for recovering the system performance. In the interface the signals from the three sensors are depicted, from the top to down, the first on the top is the signal of Angular Velocity Sensor 1, following down; the signal of the Angular Velocity Sensor 2 signal and the next one in order is the signal from the angle sensor. Each signal has on its right side the corresponding transformation for the necessary operations that the method for recovering the system's performance needs.

In order to perform the method it is necessary to integrate the signals from the angular velocity sensors and derivate the signal from the angle sensor as it was explained above. The complete platform and its interconnection are shown in Fig. 3.

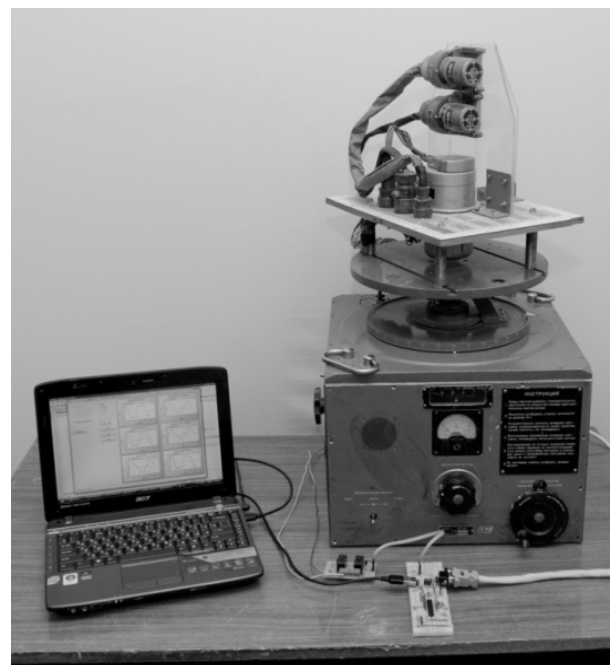
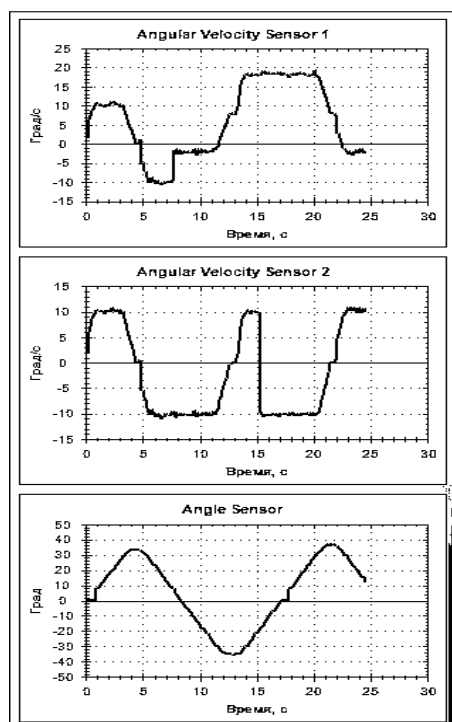


Fig. 3. The complete platform

The program is able to emulate different kind of faults as well as different faults can be inserted into the system at a time and in different sensors too. The Fig. 4 shows an example of this possibility, in this figure we can appreciate how there is a fault in the sensor 1, shifting the voltage of the signal and in the sensor 2 the signal is inverted, proving an inversion of the transfer coefficient.

The Fig. 4 shows the principles of the platform. The platform can emulate faults in the system and watch how it responds to certain faults. This helps to explain the processes in the fault-tolerant system and to developers to understand how fault-tolerant concepts are applied to recover the system's performance in case that the faults permit it.

Fig. 4. Faults in AVS₁ and AVS₂

2. Diagnostic model for the GSU

The GSU is able to measure the angular velocity and the position angle due to the sensors on it. It is necessary to state one angle sensor and two angular velocity sensors as minimum to guaranty a diagnosis in the GSU, as it is shown in Fig. 5.

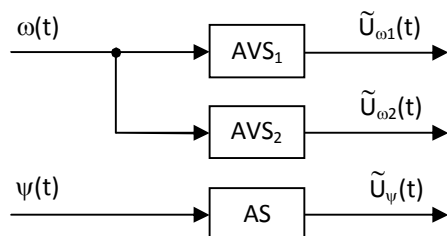


Fig. 5. Functional Scheme of GSU

The characteristic equations of the sensors are shown in (1):

$$\begin{aligned}\tilde{U}_{\omega 2}(t) &= \tilde{K}_{\omega 2} \cdot \omega(t) + U_0^{\omega 2}, \\ \tilde{U}_{\omega 1}(t) &= \tilde{K}_{\omega 1} \cdot \omega(t) + U_0^{\omega 1}, \\ \tilde{U}_{\psi}(t) &= \tilde{K}_{\psi} \cdot \psi(t) + U_0^{\psi},\end{aligned}\quad (1)$$

where $\tilde{U}_{\omega 2}(t)$ – AVS₂ output;

$\tilde{U}_{\omega 1}(t)$ – AVS₁ output;

$\tilde{U}_{\psi}(t)$ – AS output;

$\tilde{K}_{\omega 2}, \tilde{K}_{\omega 1}, \tilde{K}_{\psi}$ – transfer-Coefficient of the sensors;

$\omega(t)$ – angular velocity;

$\psi(t)$ – angle position;

$U_0^{\omega 2}, U_0^{\omega 1}, U_0^{\psi}$ – values of drift from zero.

In order to develop a reliable method for detecting and diagnosing faults in the GSU, it is necessary to build a methodology in base of the analysis of the input-output signals of the three sensors above described. We must use diagnostic signs of the system as well as parameters of faults. The fact of determining the existence of a fault in the GSU leads to find the place, class and kind of the fault, in Fig. 6 is shown the general scheme of the method. Once, that a fault has presented in the GSU and the complete process has been performed to obtain the diagnosis (a complete characterization and behavior of the system according to the current fault), we will be able to go on into the next and very important step, this step consists to determine the possibility of recovering the system reliability and its functional status.

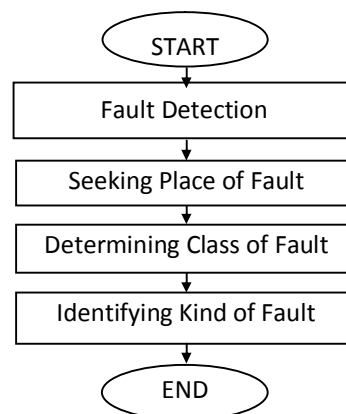


Fig. 6. Scheme of the method

According to the study and analysis of the GSU, there are very specific faults in the unit, leading us to understand the behavior of the system or even better, the sensors' behavior. The kinds of faults are determined by the letter "d" and are following defined:

- d1 – positive power supply cable broken;
- d2 – negative power supply cable broken;
- d3 – signal cable broken;
- d4 – irremovable positive voltage shift;
- d5 – removable positive voltage shift;
- d6 – removable negative voltage shift;
- d7 – irremovable negative voltage shift;
- d8 – change of the transfer coefficient;
- d9 – reorientation of the transfer coefficient.

The following hypothesizes have been defined in developing the diagnostic process for the gyroscopic sensors.

1. Only can be one faulty sensor at the moment of diagnose.

2. Each sensor can present one or two kind of faults at a time.

3. Only “Shift” and “Coefficient” fault type can occur at a time in one sensor.
4. The input signal must be of the kind to determine the type of fault above described.
5. A kind of fault can independently appear from each others.

3. Recovering Method for the GSU

3.1. Fault Detection

First we must supervise the state of the GSU and identify the existence of a fault in the system. In the Fig. 7 is depicted the general scheme. The comparison between the three sensors Angular Sensor (AS), AVS₁ and AVS₂, is carried on by differences between their output values.

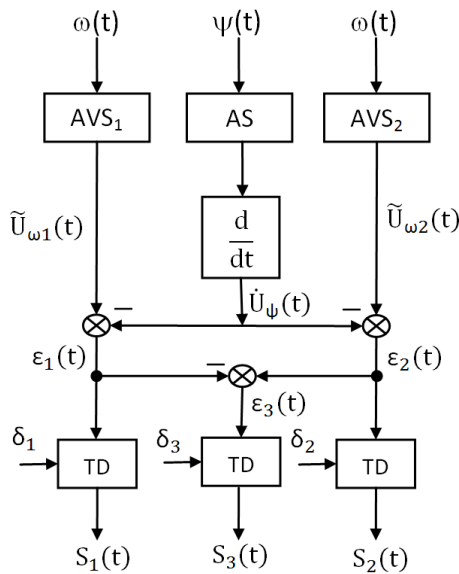


Fig. 7. Comparison diagram between the three sensors

The errors in Fig. 7 are represented by the following equations (2).

$$\begin{aligned}\varepsilon_1(t) &= \tilde{U}_{\omega 1}(t) - \dot{U}_{\psi}(t), \\ \varepsilon_2(t) &= \tilde{U}_{\omega 2}(t) - \dot{U}_{\psi}(t), \\ \varepsilon_3(t) &= \tilde{U}_{\omega 1}(t) - \tilde{U}_{\omega 2}(t),\end{aligned}\quad (2)$$

where $\varepsilon_1(t)$ – error between AVS₁ and AS;
 $\varepsilon_2(t)$ – error between AVS₂ and AS;
 $\varepsilon_3(t)$ – error between AVS₁ and AVS₂;
 $U_{\omega 2}(t)$ – AVS₂ output;
 $U_{\omega 1}(t)$ – AVS₁ output;
 $U_{\psi}(t)$ – derived AS output.

After the calculation of the errors between the sensors, it is applied a Threshold Device (TD) that is in charge to determine the existence of a fault in the GSU in case that some error value is over the threshold value

δ_{si} , we obtain with this, the value of the indicator S_i . This process is represented by the equations (3).

$$\begin{aligned}S_1[k] &= \{|\tilde{U}_{\omega 1}[k] - \dot{U}_{\psi}[k]| > \delta_{s1}\}, \\ S_2[k] &= \{|\tilde{U}_{\omega 2}[k] - \dot{U}_{\psi}[k]| > \delta_{s2}\}, \\ S_3[k] &= \{|\tilde{U}_{\omega 1}[k] - \tilde{U}_{\omega 2}[k]| > \delta_{s3}\},\end{aligned}\quad (3)$$

where $S_i[k]$ – indicator of presence of fault;

$\tilde{U}_{\omega 1}[k], \tilde{U}_{\omega 2}[k], \dot{U}_{\psi}[k]$ – sampled output sensors;

δ_{si} – threshold value.

Therefore, if one of the indicators S_i has a value equal to 1, so there is a fault in the GSU, but if the result is 0, then the GSU properly works. If there is a fault in the GSU so we go on to the next stage of the process.

3.2. Seeking for Place of Fault

Once a fault in the GSU has been determined, we proceed to find the place where the fault has occurred, this means, which of the three sensors is not properly working.

Table 1
Indicator of faults' place

	$\tilde{U}_{\omega 2}$	$\tilde{U}_{\omega 1}$	$\dot{U}_{\psi}$
S_1	0	1	1
S_2	1	0	1
S_3	1	1	0

In order to find the place of fault, we use the S_i indicators; the Table 1 shows the three possible combinations of the indicators when a fault has occurred, helping us how to determine the place of fault or which sensor is wrongly working.

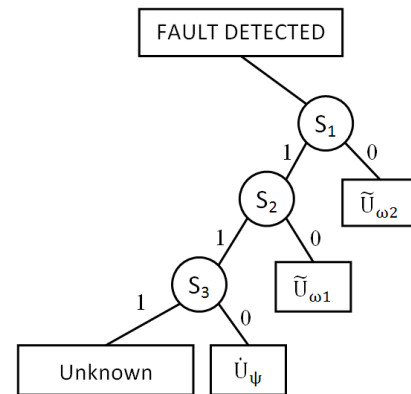


Fig. 8. Flow Tree for Seeking the Place of Fault

The flow tree for this procedure is shown in Fig. 8. According to Table 1, it is possible to develop the three following statements for determining the place of fault. Once the place where the fault is found, the next step; it is to determine the class of fault.

If $S_1=0$ THEN fault in AVS_2 ,
 If $S_2=0$ THEN fault in AVS_1 ,
 If $S_3=0$ THEN fault in AS.

3.3. Determining the Class of Fault

In this stage of the method we will work with the signal of the faulty sensor, comparing its signal with the signals of the others sensors that are working well. This stage is based in the fact that only one or two classes of fault can occur in the faulty sensor at a time of the detection.

Class "Broken"

This class is characterized by constants voltages at the output of the faulty sensor, the mathematical model for determining this class is shown in (4).

$$Z_{Bi} = \left\{ \sum_{n=0}^k \tilde{U}_{vi}(n+1) - \tilde{U}_{vi}(n) > \delta_{Bi} \right\}, \quad (4)$$

where Z_{Bi} – indicator of class "Broken";

$\tilde{U}_{vi}(n)$ – output sample of the faulty sensor;

$\delta_{Bi}(n)$ – threshold value for class "Broken".

Every truly result of this statement is counted (N) times, and at the end of the process, it is compared to another threshold of reliability ρ_B , as is shown in statement (5).

$$Z'_{Bi} = \{N > \rho_B\}, \quad (5)$$

where Z'_{Bi} – indicator of reliability for class "Broken";

N – counter of truly result of Z'_{Bi} ;

ρ_B – threshold of reliability for class "Broken".

If N is bigger than ρ_B , so the class of fault is determined as "Broken".

Class "Shift"

This class is defined by a constant shift of the output voltage in the faulty sensor. Then, in the method we applied a comparison between the three sensors, taking samples during a period of time, these values were saved into variables defined by ε_i , which ones we are going to use to determine this class of fault.

As faulty sensor is defined, so we will use the values of the errors that do not work properly, and calculate a mean of them by (6).

$$\Delta\varepsilon_s = \frac{\varepsilon_{s1} + \varepsilon_{s2}}{2}, \quad (6)$$

where $\Delta\varepsilon_s$ – average value of the error out of tolerance;

ε_{s1} – first error signal out of tolerance;

ε_{s2} – second error signal out of tolerance.

Then, we apply the mathematical model presented in (7) in order to check if the class of fault is "Shift".

$$Z_{Si} = \left\{ \sum_{n=0}^k |\Delta\varepsilon_s(n+1) - \Delta\varepsilon_s(n)| > \delta_{Si} \right\},$$

where Z_{Si} – Indicator of class "Shift";

$\Delta\varepsilon_s(n)$ – Sample of the average value

of the two errors out of tolerance;

$\delta_{Si}(n)$ – Threshold value for class "Shift".

And counting every result above the threshold value δ_{Si} , this statement indicates if the voltage shift is constant as in this class of fault must behave; in that case the indicator for this class will be applied, as it is shown in (8).

$$Z'_{Si} = \{N > \rho_S\}, \quad (8)$$

where Z'_{Si} – Indicator of reliability for class "Shift";

N – Counter of truly result of Z'_{Si} ;

ρ_S – Threshold of reliability for class "Shift".

Class "Coefficient"

This class has a constant difference value from the right coefficient value when the sensor is properly working. We will use the average result of the output of the two sensors that work well, represented by equation (9).

$$\tilde{U}_c = \frac{U_1 + U_2}{2}, \quad (9)$$

where $\tilde{U}_c$ – average value of the two sensors that do work well;

U_1 – value of the first sensor that work well;

U_2 – value of the second sensor that work well.

It is necessary to obtain the average value of the change of the transfer coefficient by equation (10).

$$\Delta K = \frac{1}{m} \sum_{n=1}^k \frac{\tilde{U}_c(n)}{\hat{U}_i(n)}, \quad (10)$$

where ΔK – average values of change of transfer coefficient well;

$\tilde{U}_c(n)$ – average values of the two sensors that do work well;

$\hat{U}_i(n)$ – values of the faulty sensor.

And apply a threshold value to determine if there is a change in transfer coefficient. Moreover, we can obtain and index of change in the transfer coefficient by means of the errors that can be obtained by (11) and (12).

$$\Delta\varepsilon_c = \frac{\varepsilon_{c1} + \varepsilon_{c2}}{2}, \quad (11)$$

where $\Delta\varepsilon_c$ – average value of the errors out of tolerance;

ε_{c1} – first error out of tolerance;

ε_{c2} – second error out of tolerance.

$$Z_{Ci} = \left\{ \sum_{n=0}^k |\Delta \varepsilon_c(n+1) - \Delta \varepsilon_c(n)| > \delta_{Ci} \right\}, \quad (12)$$

where Z_{Ci} – indicator of class "Coefficient";

$\Delta \varepsilon_c(n)$ – sample of the average value of the two errors out of tolerance;

$\delta_{Ci}(n)$ – threshold value for class "Coefficient".

We need counting (N) as well as every result above, the threshold value δ_{Ci} . Then, if a change in the transfer coefficient has occurred, so the difference between the values in Z_{Ci} will not be constant. Now, considering both results we can define the following statement:

If $\Delta K = 1$ & $N > p_c$ THEN class of fault is "Coefficient".

The decision tree for defining the class of fault is depicted in Fig. 9.

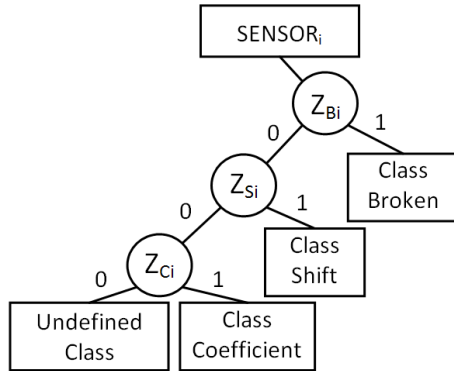


Fig. 9. Decision Tree to determine the Class of Fault

3.4. Defining the Kind of Fault

Now it is necessary to define the kind of fault that has occurred in the GSU. In order to define the kind of fault, we will support on different sort of conditionals and indicators to define the fault respectively.

Type of fault "Broken"

In this kind of fault, we have three different types: Positive power supply broken, negative power supply broken and signal cable broken. The statements (13) define the corresponding kind of fault. We use a tolerance value called δ_{tb} . The Fig. 10 shows the decision tree to define what kind of fault "Broken" is in the system.

$$\begin{aligned} Z_{1+} &= \{U_{\min} + \delta_{tb} > U_{\delta} > U_{\min} - \delta_{tb}\}, \\ Z_{1-} &= \{U_{\max} + \delta_{tb} > U_{\delta} > U_{\max} - \delta_{tb}\}, \end{aligned} \quad (13)$$

where Z_{1+} – indicator for positive power supply fault;

Z_{1-} – indicator for negative power supply fault;

Z_s – indicator for signal supply fault;

$U_{\max}$ – maximum voltage value;

$U_{\min}$ – minimum voltage value;

δ_{tb} – threshold value for this kind of fault.

The class "Broken" has been defined, then; the method starts looking for what kind of "Broken" fault is. The method uses the statements in (13) and follows the process defined in Fig. 10.

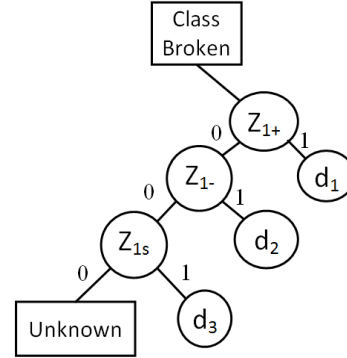


Fig. 10. Decision Tree to define type of fault Broken

In Fig. 11, an example of this type of fault for a positive power supply fault has been performed in the signal of the AVS₂.

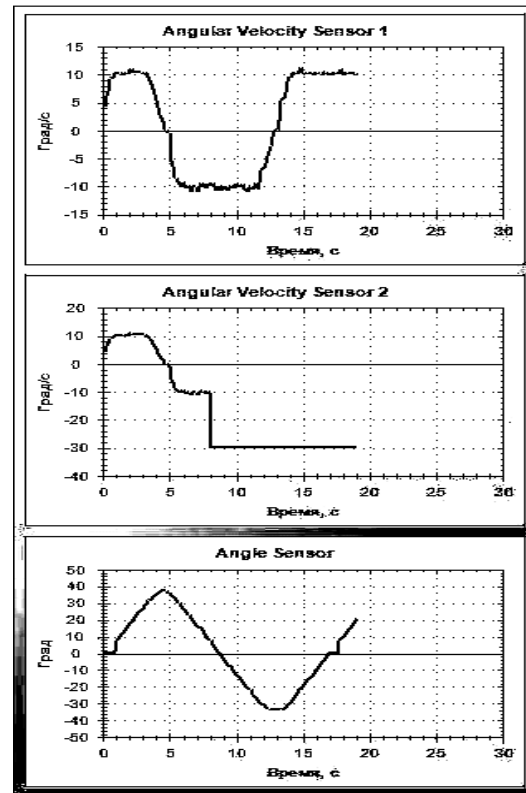


Fig. 11. Positive power supply fault in AVS₂

Unfortunately the method cannot recover from this type of faults due to one of the three cables is damaged.

Type of fault "Shift"

This kind of fault has four different types: Irremovable positive voltage shift, removable positive voltage shift, removable negative voltage shift and irremovable negative voltage shift.

The statements in (14) represent each case for defining this kind of fault.

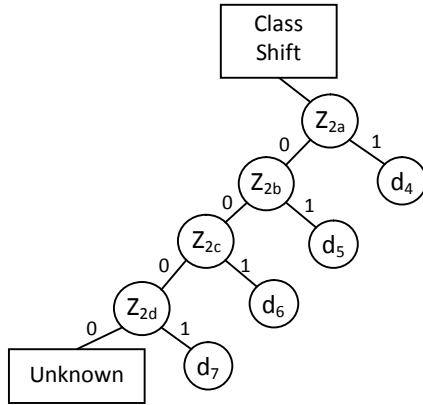


Fig. 12. Decision Tree to define type of fault "Shift"

The decision tree depicted in Fig. 12 shows the procedure to define what type of shift fault is in the system.

$$\begin{aligned}
 Z_{2a} &= \{\Delta\varepsilon > \delta_{\max+}\}, \\
 Z_{2b} &= \{\delta_{\min+} > \Delta\varepsilon > \delta_{\max+}\}, \\
 Z_{2c} &= \{\delta_{\min-} > \Delta\varepsilon > \delta_{\max-}\}, \\
 Z_{2d} &= \{\Delta\varepsilon > \delta_{\max-}\},
 \end{aligned} \quad (14)$$

where Z_{2a} – irremovable positive voltage shift;
 Z_{2b} – removable positive voltage shift;
 Z_{2c} – removable negative voltage shift;
 Z_{2d} – irremovable negative voltage shift;
 $\delta_{\max, \min}$ – threshold values for this kind of fault;
 $\Delta\varepsilon$ – average value of ε_1 and ε_2 .

When the method has defined that this fault is removable, the method takes $\Delta\varepsilon$ value and added to the wrong sensor's signal rightly to recover the system's performance.

An example of this kind of fault is shown in Fig. 13.

This example shows the case of an irremovable negative voltage shift fault in the second sensor of angular velocity.

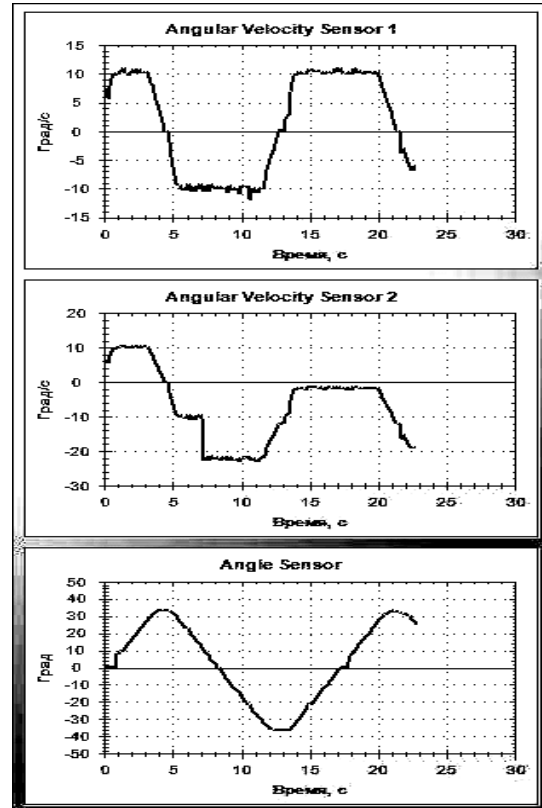


Fig. 13. Irremovable negative voltage shift fault in AVS_2

Type of fault "Change in Transfer Coefficient"

In this kind of fault, there are two different definitions: Transfer coefficient decreased and reorientation of transfer coefficient. Their corresponding statements are shown in (15).

$$\begin{aligned}
 Z_{3a} &= \{0 > \Delta K > K_i\}, \\
 Z_{3b} &= \{-K > \Delta K > 0\},
 \end{aligned} \quad (15)$$

where Z_{3a} – transfer coefficient decreased indicator;

Z_{3b} – reorientation of transfer coefficient indicator;

ΔK – average value of the affected transfer coefficient;

K_i – coefficient value of the faulty sensor in normal state.

The decision tree for this process is shown in Fig. 14, where it is depicted how the method proceeds in the different cases that can be presented.

Once, the type of coefficient fault is defined, we proceed to compensate the wrong coefficient with the value of ΔK , accordingly and only if ΔK is less than the 10% of the correct value of the coefficient.

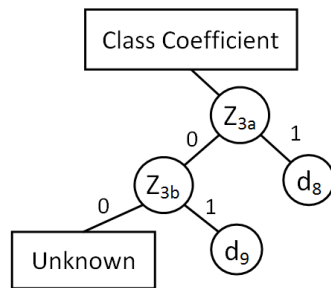


Fig. 14. Flow Tree to define type of fault "Coefficient"

In Fig. 15, we can appreciate a reorientation of the transfer coefficient in sensor one, AVS₁. It is possible to see how the signal has inverted according to the signals of the others sensors.

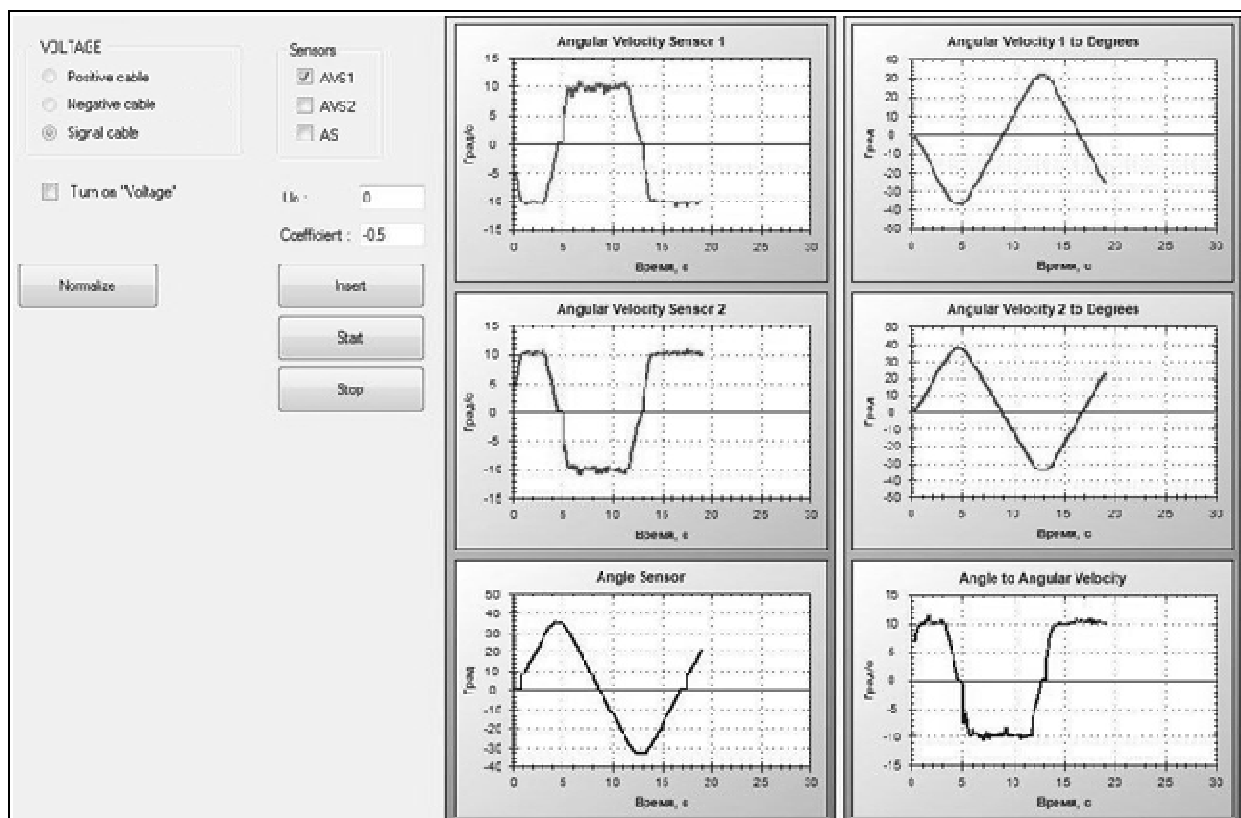


Fig. 15. Reorientation of transfer coefficient in AVS₁

The signals from the three sensors are dynamically depicted the graphic interface in a personal computer program. This interface let us study the behavior of the unit and shows dynamically the current state of the sensors. This entire complex permits us to understand a reliable way to test and develops a fault-tolerant process applied to a gyroscopic sensors unit or even another kind of systems.

This complex is a useful tool in the comprehension of the concepts and processes that a fault tolerant method is involved and provides a feasible and graphics way to do it, everything in a dynamic and real interface.

Conclusions

In the present work a complete complex for the study of a fault-tolerant system is presented. The complex works with real sensors, permits us to understand the behavior of this kind of system and how a method to recover or keep the system's performance is applied. The complex brings up a diagnostic model to different kind of possible faults that can occur in the unit of gyroscopic sensors and dynamically emulates these faults. These faults are reflected on their signals; these signals are monitored in real time and depicted on the screen of a graphic interface in a computer.

A fault-tolerant method is proposed and developed and a complete complex has built to study the methodology of the diagnostic process.

References

1. Kulik, A.S. *Fault Diagnosis in Dynamic Systems via Signal-Parametric Approach* [Text] / A.S. Kulik // *IFAC / IMACS Symposium of fault detection, supervision and a technical process – SAFE PROCESS 91, Baden-Baden. – 1991. – Vol. 1. – P. 157 – 162.*
2. Kulik, A.S. *Systems Fault-Tolerant support for a Gyroscopic-Sensor Unit* [Text] / A.S. Kulik, F. Kozij // *Engineering Simulation. – 1996. – Vol. 13. – P. 955 – 965.*
3. Кулик, А.С. *Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени*

[Текст] / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 28 – 33.

4. Кулик, А.С. Концепция активной отказоустойчивости спутниковых систем ориентации и стабилизации [Текст] / А.С. Кулик // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – № 2 (36). – С. 101 – 108.

5. Stengel, Robert F. *Intelligent Failure-Tolerant Control* [Text] / Robert F. Stengel // *IEEE Control Systems*, June 1991. – P. 14 – 23.

6. Guillaume, J.J. *Fault-Tolerant flight Control and Guidance Systems* [Text] / J.J. Guillaume // *Springer-Verlag London Limited*, 2009. – P. 3 – 16.

Поступила в редакцию 10.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедры информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПЛАТФОРМА ДЛЯ НАВЧАННЯ РОЗРОБНИКІВ СИСТЕМИ ВІДМОВСТІЙКОСТІ

А.С. Кулік, А.Г. Чухрай, Х.П. Мартінес-Бастіда

У цій статті представлено програмно-апаратний комплекс. Даний комплекс було розроблено для навчання розробників технічним системам для того, щоб вдосконалити підхід відмовостійкості, який застосовується у блоці гіроскопічних датчиків (БГД). Метод відмовостійкості, який застосовується у комплексі, може здійснювати повну діагностику БГД, спостерігаючи за його станом за допомогою декількох порівнянь, визначаючи можливе існування відмови у блоці. Як тільки відмова була виявлена у системі даний метод може знайти місце відмови, дозволяючи нам визначити вид відмови, виявленої у блоці, та це діагностування веде до виконання правильних дій для оптимального відновлення роботи БГД.

Ключові слова: система відмовостійкості, система управління, відмовостійкість, блок гіроскопічних датчиків.

КОМПЛЕКС ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ РАЗРАБОТЧИКОВ СИСТЕМ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ

А.С. Кулик, А.Г. Чухрай, Х.П. Мартинес-Бастид

В данной статье представлен программно-аппаратный комплекс. Данный комплекс был разработан для обучения разработчиков техническим системам для усовершенствования подхода отказоустойчивости, применяемого в блоке гироскопических датчиков (БГД). Метод отказоустойчивости, применяемый в комплексе, может осуществлять полную диагностику БГД, наблюдая за его состояние с помощью нескольких сравнений, определяя возможное существование отказа в блоке. Как только отказ был обнаружен в системе, данный метод может найти место отказа, позволяя нам определить вид отказа, обнаруженного в блоке, и данное диагностирование ведет к осуществлению правильных действий для оптимального восстановления работы БГД.

Ключевые слова: система отказоустойчивости, система управления, отказоустойчивость, блок гироскопических датчиков.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Системы управления летательными аппаратами», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Чухрай Андрей Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Системы управления летательными аппаратами», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: achukhray@gmail.com.

Мартинес-Бастид Хуан Пабло – аспирант каф. «Системы управления летательными аппаратами», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: jpbastida@hotmail.com.

УДК 656.7.071: 658.386

А.М. СУББОТА, О.Э. КОПЫСОВ

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

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ САМОЛЕТА В РЕЖИМЕ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

Одной из важнейших проблем развития современной авиации является обеспечение регулярности полетов днем и ночью и при различных погодных условиях. Анализ общей эффективности авиации показывает, что ее повышение может быть достигнуто за счет снижения минимума погодных условий, при которых возможен взлет и посадка. Для достижения этого в работе предложен один из возможных вариантов построения системы управления самолетом в режиме посадки за счет использования в обратной связи эталонной модели совместно с системой компенсации влияния случайных возмущений.

Ключевые слова: эффективность авиации, взлет, посадка, система управления, эталонная модель, погрешность, система компенсации погрешности.

Введение

Одной из важнейших проблем развития современной авиации является обеспечение регулярности полетов днем и ночью и при различных погодных условиях. Анализ повышения общей эффективности авиации показывает, что она непосредственно связана с требованием снижения минимума допустимых погодных условий, при которых возможны взлет и посадка. В качестве характеристик минимума погодных условий обычно выбирают допустимые значения высоты облачности и дальности горизонтальной видимости. При этом под термином «посадка» понимают всю совокупность таких этапов полета как выход в район аэродрома посадки, предпосадочное маневрирование, заход на посадку, выравнивание и приземление на взлетно-посадочную полосу (ВПП). В системах посадки I и II категорий управление самолетом на этапах выравнивания и приземления осуществляется вручную, в то время как в системах III категории согласно требованиям ИКАО должен осуществляться постоянный инструментальный контроль и автоматическое управление вплоть до приземления [1]. Из сказанного выше вытекают соответственно задачи разделения функционирования пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) современных летательных аппаратов, что связано, во-первых, с особенностями построения как информационной части комплексов для различных категорий систем, так и с особенностями процессов управления, что связано с существенно различными аэродинамическими характеристиками самого летательного аппарата (ЛА) на отдельных этапах посадки и взлета.

Конечная цель этапа захода на посадку – это вывод ЛА в заданную с жесткими ограничениями область воздушного пространства с требуемыми

параметрами пространственного положения самолета, где происходит принятие решения о приземлении на ВПП или уход на второй круг. Отсюда понятно то внимание, которое уделяется автоматизации процессов захода на посадку, посадке и совершенствованию технических средств ее обеспечения. Этап посадки непосредственно связан с выравниванием и приземлением ЛА на ВПП. Данный этап характеризуется существенной нестационарностью режима полета как из-за изменения скорости, большого угла атаки, приближающегося к критическому значению, так и вследствие аэродинамического влияния Земли.

Движение самолета при заходе на посадку может быть рассмотрено как движение, состоящее из двух инвариантных, т.е. независимых или изолированных движений: бокового и продольного.

Боковое движение обеспечивает вывод самолета в плоскость посадочного курса, т.е. в вертикальную плоскость, проходящую через заданную траекторию и совпадающую с продолжением оси ВПП. Продольное движение обеспечивает вывод самолета в плоскость глиссады снижения, т.е. в плоскость, проходящую через заданную траекторию и перпендикулярную плоскости посадочного курса.

Анализ возможных схем управления посадкой самолета

Автоматическое управление самолетом в вертикальной плоскости при движении по посадочной глиссаде можно осуществить по схеме, показанной на рис.1 [1].

Заданное или требуемое значение угла тангажа вплоть до высот порядка 30 м может быть принято равным значению

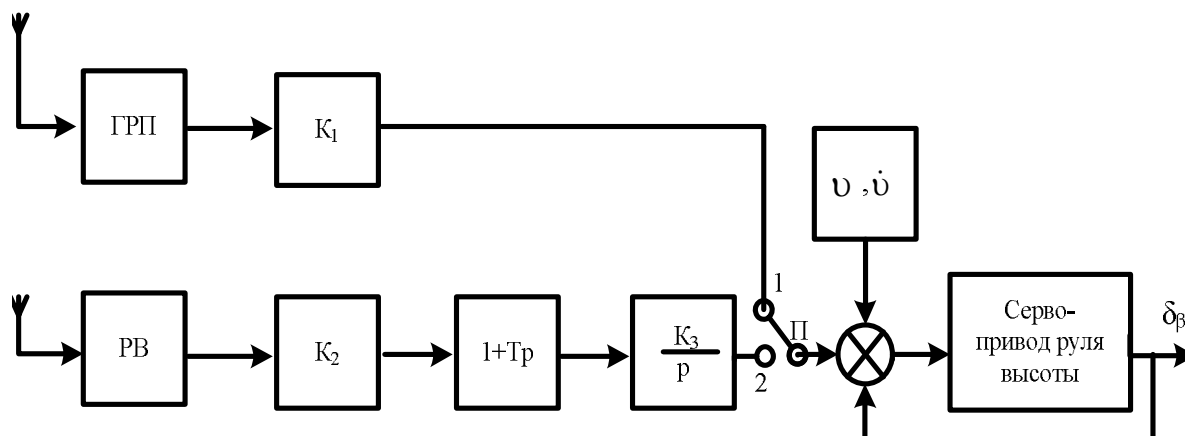


Рис. 1. Схема системы управления посадкой в зоне глиссадного маяка

$$v_{\text{гдд}} = K_1 \varepsilon_r, \quad (1)$$

где ε_r – отклонение от глиссады, измеряемое глиссадным радиоприемником (ГРП).

На рис.1. приняты следующие обозначения: ГРП – глиссадный радиоприемник, РВ – радиовысомер, K_1 , K_2 , K_3 – постоянные коэффициенты, T – постоянная времени форсирующего звена, v , $\dot{v}$ – соответственно угол и угловая скорость тангажа, δ_B – угол отклонения руля высоты, П – переключатель.

В общем случае закон управления угловым положением руля высоты δ_B представим в виде:

$$\delta_B = K_v(v - v_{\text{зад}}) + K_{\dot{v}}\dot{v}, \quad (2)$$

где K_v и $K_{\dot{v}}$ – соответственно постоянные коэффициенты преобразования сигналов по отклонению угла тангажа и его скорости.

В том случае, если переключатель П находится в положении 2, т.е. используется информация радиовысомера, то требуемое значение угла тангажа определяется согласно следующему выражению:

$$v_{\text{зад}} = K_2(1 + Tr)h + \frac{K_3}{p}(1 + Tr)h, \quad (3)$$

где h – относительная высота полета;

K_2 , K_3 – передаточные числа.

Переключатель П устанавливается в положение 2 на последней фазе посадки.

В общем случае закон управления тангажом при различных положениях переключателя П должен удовлетворять выражению (2). При этом функциональная схема системы управления углом тангажа при выполнении посадки упрощенно может быть представлена в виде, изображенном на рис. 2.

На рис. 2 обозначено: ДУ, ДУС – соответственно датчики угла и угловой скорости тангажа, Р – регулятор, УМ – усилитель мощности, СП – сервопривод, РВ – руль высоты.

Система управления посадкой повышенной точности

Точность выдерживания траектории глиссады, как видно из рис. 2, всецело зависит от точностных характеристик датчиков угла (ДУ) и угловой скорости (ДУС). Поскольку корпуса ДУ и ДУС жестко закреплены на корпусе ЛА, подверженном вибрационным колебаниям и различного рода перегрузкам, то в выходных сигналах ДУ и ДУС наряду с полезным выходным сигналом появляются соответственно погрешности $\xi_{\text{ДУ}}$ и $\xi_{\text{ДУС}}$.

Чтобы добиться высокой эффективности используемой информации, а также решения таких задач управления как управление посадкой ЛА, невозможно обойтись без использования различных методов ее обработки. К основным методам обработки информации необходимо отнести оптимальную фильтрацию и оптимальное управление, реализуемые в современных ПНК. Наилучшие результаты повышения качественных характеристик измерительных комплексов достигаются в системах со структурной избыточностью различными способами совместной обработки однородной информации, которая поступает от нескольких измерителей. Сюда, в первую очередь, следует отнести [2]:

- взаимную компенсацию и фильтрацию ошибок измерительных приборов, измеряющих один и тот же навигационный параметр;

- оптимальное оценивание вектора состояния с использованием априорной информации о контролируемом процессе и текущих измерениях.

Ниже для рассмотренных задач управления углом тангажа предлагается схема системы, объединяющая два принципа: принцип компенсации погрешностей измерителей и принцип построения адаптивных систем с эталонной моделью в контуре обратной связи (рис. 3).

На схеме рис. 3 введены следующие обозначения: 1 – задатчик, 2 – вычислитель, 3 – усилитель мощности, 4 – сервопривод, 5 – руль высоты, 6 – летательный аппарат, 7 – датчик угла, 8 – датчик угловой скорости, 9 – эталонная модель динамики ЛА, 10, 11, 12 – преобразователи, 13 – предварительный вычислитель.

Принцип действия системы, изображенной на рис. 3, заключается в следующем. На входы предва-

рительного вычислителя 13 сигналы об углах тангажа и угловой скорости тангажа одновременно поступают как с выходов реальных измерителей 7 и 8, так и с выходов преобразователей этих параметров 11 и 12, связанных с выходами эталонной модели 9.

На вход эталонной модели через преобразователь 10 непосредственно подается результирующий сигнал поворота выходного вала сервопривода по тангажу ψ с реальной скоростью тангажа $\dot{\psi}$.

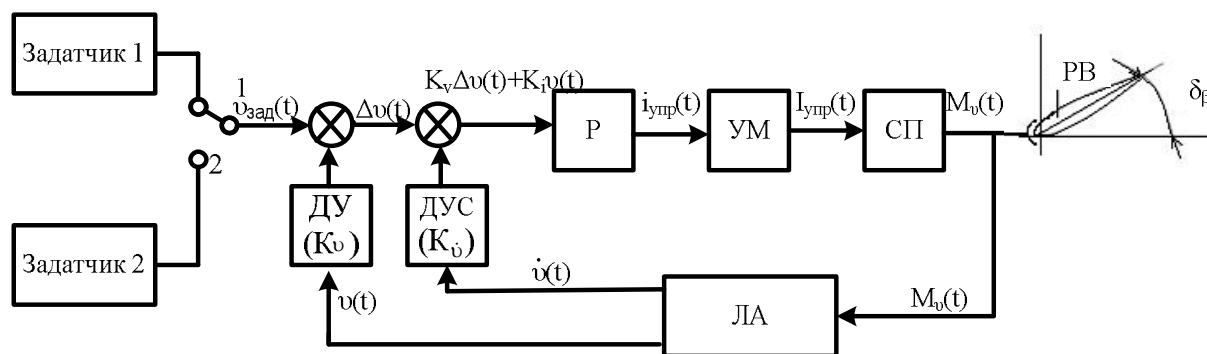


Рис. 2. Обобщенная функциональная схема управления углом тангажа

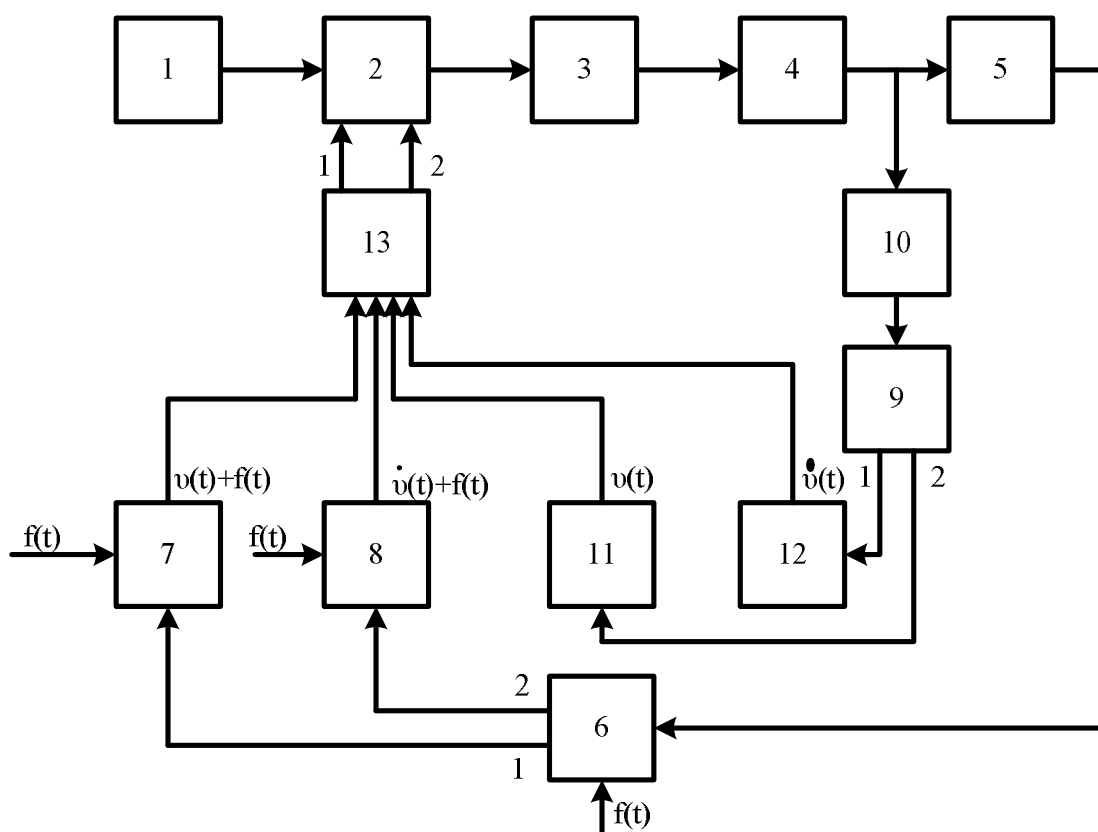


Рис. 3. Схема системы управления углом тангажа с эталонной моделью и системой компенсации погрешности

Компьютерное моделирование предлагаемой системы управления посадкой самолета

Рассмотрим схему моделирования предложенной системы управления в среде MATLAB/Simulink, которая приведена на рис. 4.

Схема состоит из следующих блоков:

– Step – блок, выполняющий функцию генерирования входного сигнала управления;

– PowerAmp – блок, описывающий работу усилителя мощности, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{PA}(s) = \frac{U_{PA}(s)}{\varepsilon(s)} = K_{PA} = 2; \quad (4)$$

– SDrive – блок, при помощи которого реализуется динамика сервопривода в канале тангажа, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{SD}(s) = \frac{\delta_{SD}(s)}{U_{PA}(s)} = \frac{k}{Ts+1} = \frac{1,3}{0,4s+1}; \quad (5)$$

– ContrObj – блок, реализующий динамику летательного аппарата по управляющему воздействию, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{co}^u(s) = \frac{\omega_z^u(s)}{\delta_{SD}(s)} = \frac{1,863s^2 + 0,104s - 1,53 \cdot 10^{-18}}{s^3 + 1,121s^2 + 12s + 0,6976}; \quad (6)$$

– ContrObjDist – блок, реализующий динамику летательного аппарата по возмущающему воздействию, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{co}^f(s) = \frac{\omega_z^f(s)}{F_{dist}(s)} = \frac{0,18s^2 + 1,3 \cdot 10^{-4}s + 1,82 \cdot 10^{-19}}{s^3 + 1,121s^2 + 12s + 0,6976}; \quad (7)$$

– Sum1 – сравнивающее устройство, выходной сигнал которого равен:

$$\varepsilon(s) = U_s(s) - \omega_z^{cor}(s) - v^{cor}(s); \quad (8)$$

– Sum2 – сравнивающее устройство, выходной сигнал которого равен:

$$\omega_z(s) = \omega_z^u(s) - \omega_z^f(s); \quad (9)$$

– Int – блок, выполняющий интегрирование выходного сигнала блока Sum2, т.е. выходом блока является изображение значения угла тангажа летательного аппарата $v(s)$, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{int}(s) = \frac{v(s)}{\omega_z(s)} = \frac{1}{s}; \quad (10)$$

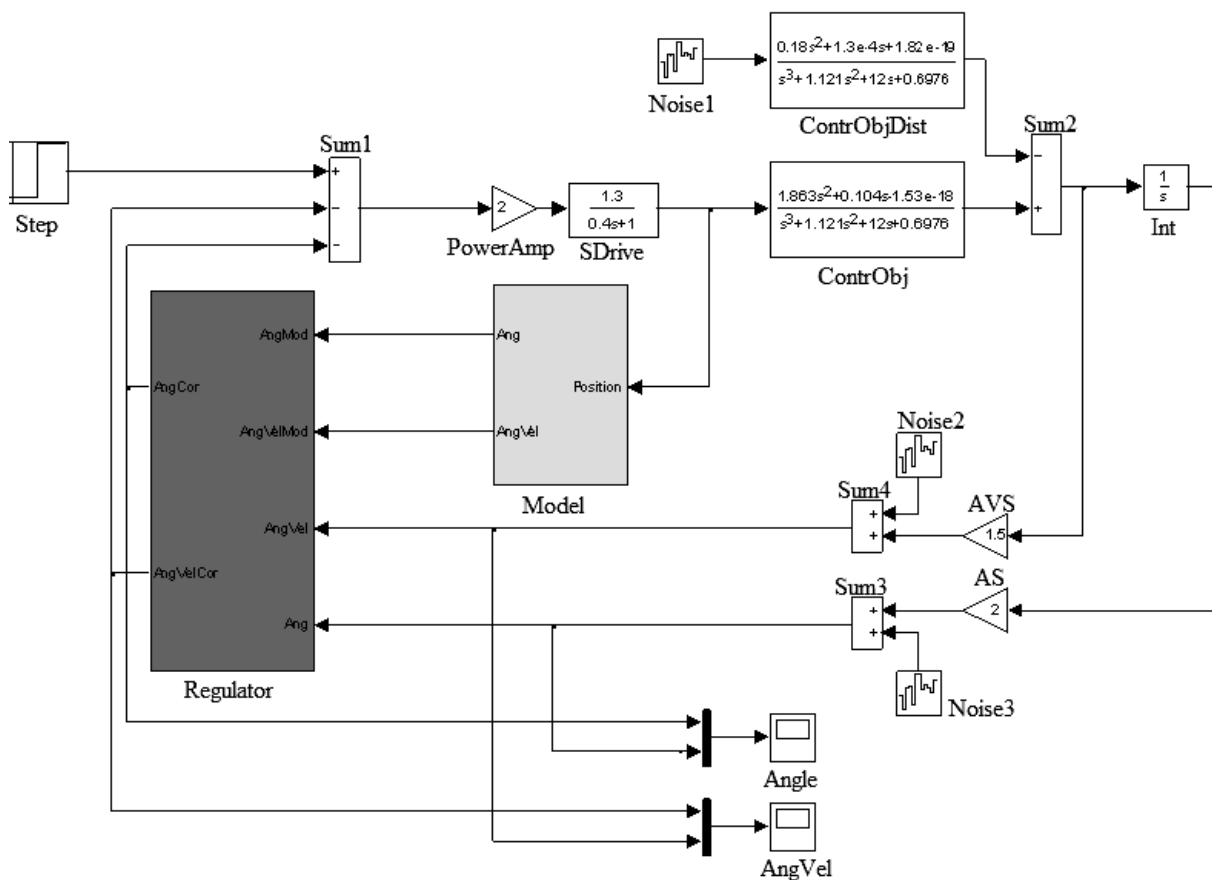


Рис. 4. Схема моделирования системы управления в среде MATLAB/Simulink

– AVS – блок, описывающий работу датчика угловой скорости тангажа, его передаточная функция имеет вид:

$$W_{AVS}(s) = \frac{U_{\omega}(s)}{\omega_z(s)} = K_{AVS} = 1,5; \quad (11)$$

– AS – блок, описывающий работу датчика угла тангажа, передаточная функция которого имеет вид:

$$W_{AS}(s) = \frac{U_v(s)}{v(s)} = K_{AS} = 2; \quad (12)$$

– Noise1, Noise2, Noise3 – блоки, выполняющие функцию генерирования случайным образом возмущающих воздействий;

– Sum3, Sum4 – блоки, реализующие суммирование полезных сигналов датчиков угловой скорости

сти тангажа и угла тангажа со случайными возмущающими воздействиями Noise2, Noise3 соответственно;

– Model – блок, при помощи которого реализуется эталонная модель летательного аппарата в канале тангажа;

– Regulator – блок, выполняющий функцию регулятора и реализующий алгоритм управления.

Структура блока Regulator приведена на рис. 5.

Предлагаемый алгоритм управления позволяет избавиться от случайных составляющих, которые входят в состав выходных сигналов датчика угловой скорости и датчика угла тангажа летательного аппарата и оказывают негативное влияние на процесс управления летательным аппаратом.

Структура блока Model представлена на рис. 6.

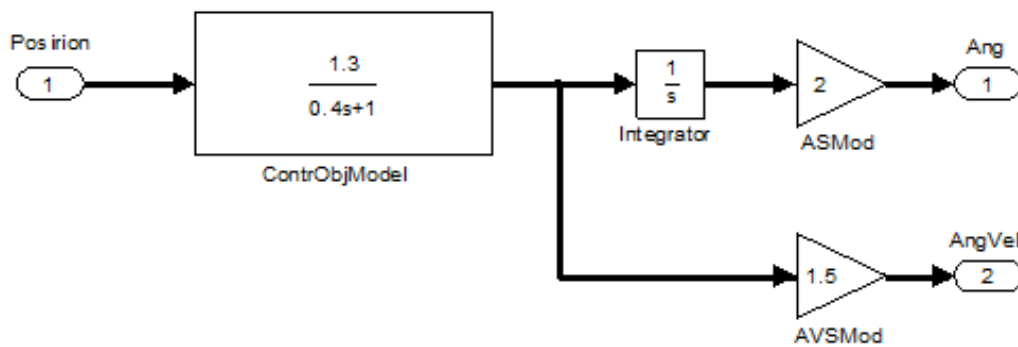


Рис. 5. Структура блока Regulator

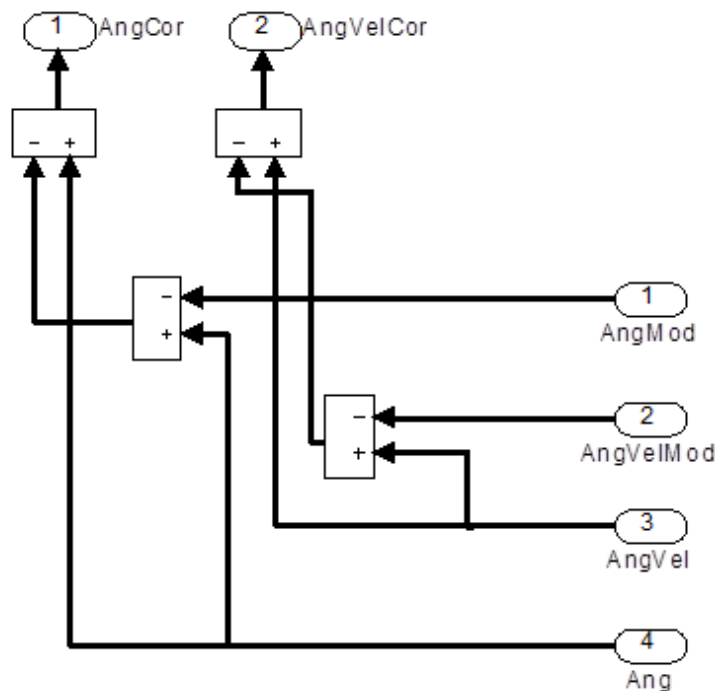


Рис. 6. Структура блока Model

В состав блока Model входят следующие элементы:

– ContrObjModel – блок, реализующий эталонную модель объекта управления, передаточная функция которой имеет вид:

$$W_{CO}^m(s) = \frac{\omega_z(s)}{\delta_{SD}(s)} = \frac{K_{co}}{T_{co}s + 1} = \frac{18}{4,5s + 1}; \quad (13)$$

– Integrator – блок, реализующий модель интегрирующего устройства:

$$W_{int}(s) = \frac{v(s)}{\omega_z(s)} = \frac{1}{s}; \quad (14)$$

– ASMod, AVSMod – блоки, реализующие модели датчиков угла тангажа и угловой скорости тангажа соответственно, передаточные функции которых имеют вид:

$$W_{AS}^m(s) = \frac{U_A(s)}{v(s)} = 2; \quad (15)$$

$$W_{AVS}^m(s) = \frac{U_{AV}(s)}{\omega_z(s)} = 1,5. \quad (16)$$

Анализ результатов компьютерного моделирования

Результаты моделирования приведены на рис. 7 и 8.

На рис. 7 представлены результаты измерений угловой скорости тангажа без алгоритма устранения влияния погрешностей приборов и с алгоритмом.

На рис. 8 приведена разность между сигналом угловой скорости тангажа, подверженным влиянию шумов, и сигналом после применения коррекции.

На рис. 9 представлены результаты измерений

угла тангажа летательного аппарата также с учетом и без учета алгоритма устранения погрешностей.

На рис. 10 приведена разность между сигналом угла тангажа, подверженным влиянию шумов, и сигналом после применения коррекции.

Анализ полученных в результате моделирования переходных процессов позволяет установить, что использование эталонной модели в структуре системы управления позволяет значительно повысить точность управления летательным аппаратом и устранить влияние случайных возмущающих воздействий, действующих на самолет и на измерители, особенно в процессе управления на этапах приземления.

Заключение

Рассмотрена задача повышения точности управления угловым положением самолета в режиме приземления.

Предложена схема системы управления, использование которой позволяет повысить точность управления и избавиться от влияния шумов за счет вибрации корпуса в выходных сигналах датчиков угла и угловой скорости в канале тангажа. Аналогичные схемы также возможно применять и в каналах крена и курса.

Рассмотрен пример реализации предлагаемого метода в среде MATLAB / Simulink, который показывает, что применение предлагаемого метода действительно дает возможность повысить точность управления угловым положением самолета, что повышает безопасность и общую эффективность авиации.

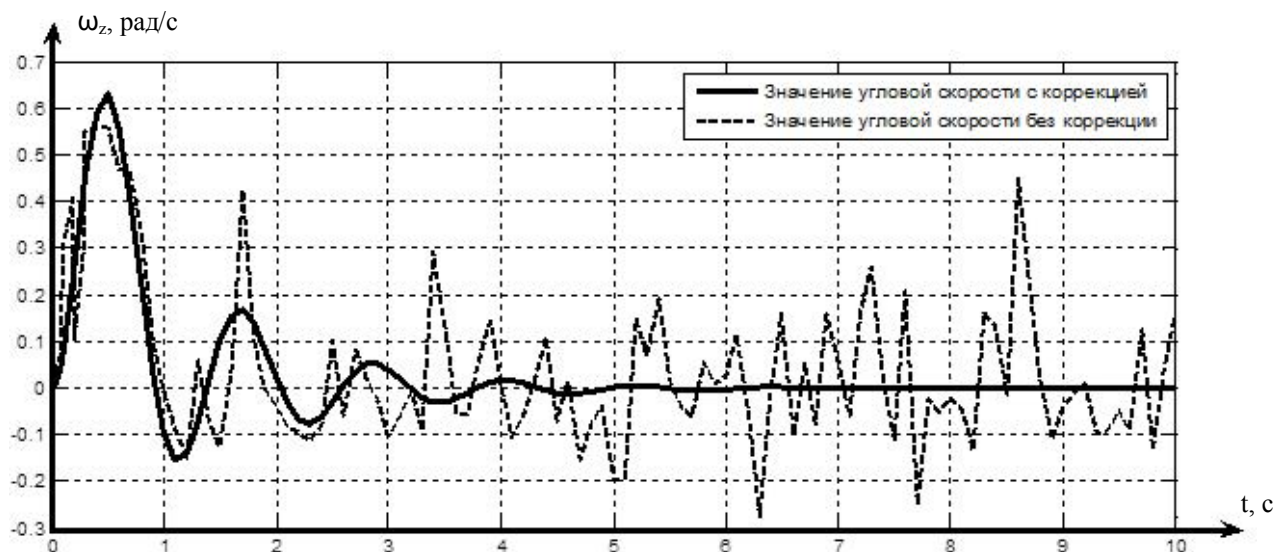


Рис. 7. Изменение во времени угловой скорости летательного аппарата

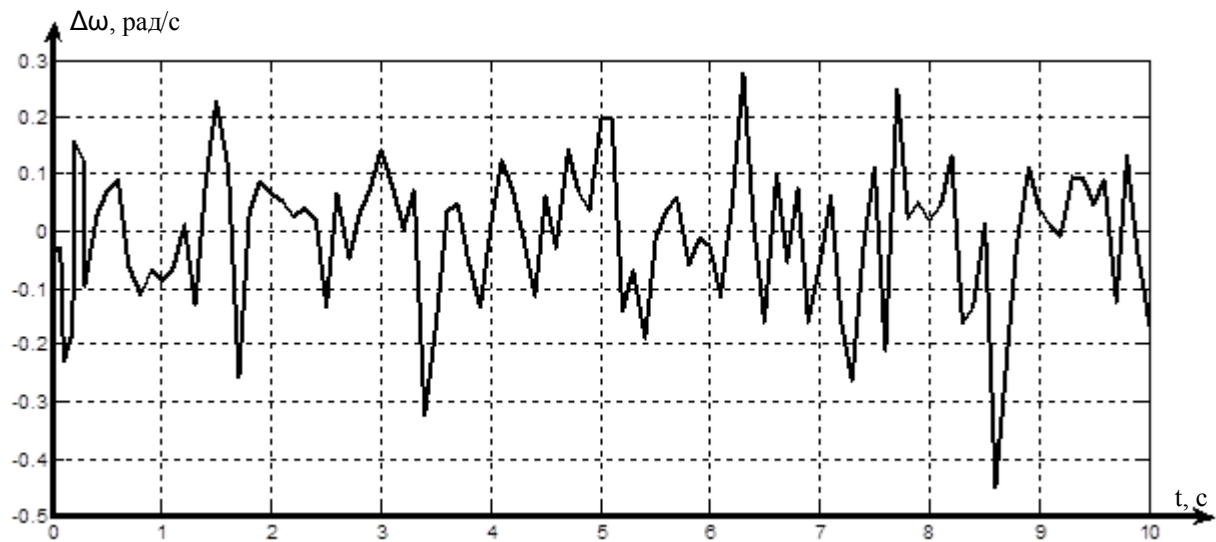


Рис. 8. Сигнал разности между зашумленным и скорректированным сигналами угловой скорости

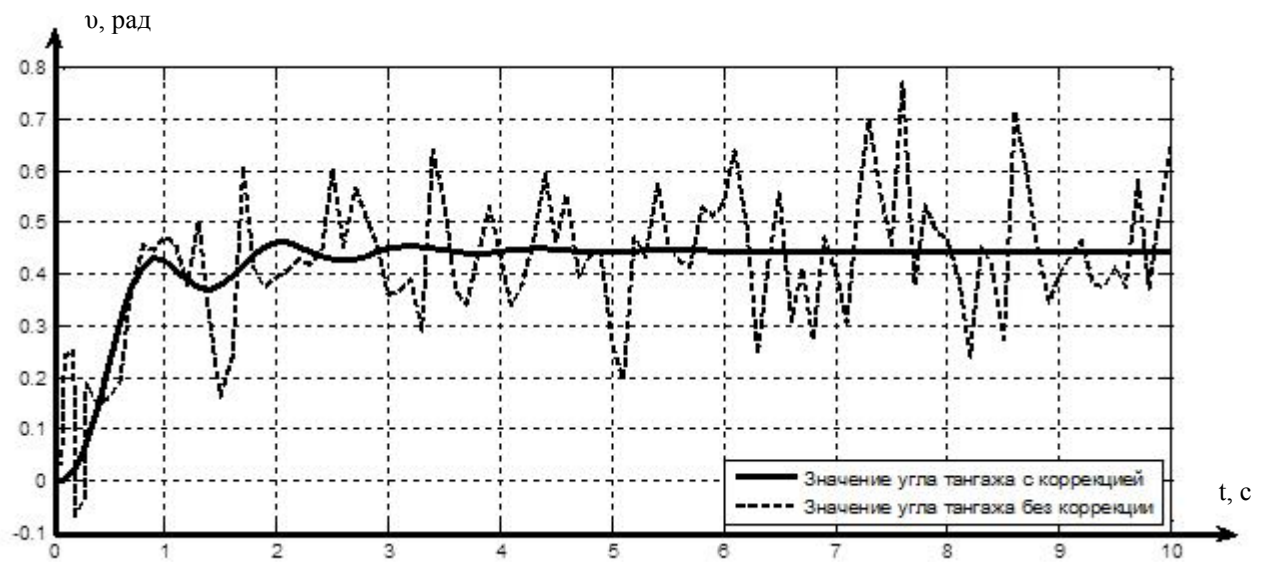


Рис. 9. Изменение во времени угла тангажа летательного аппарата

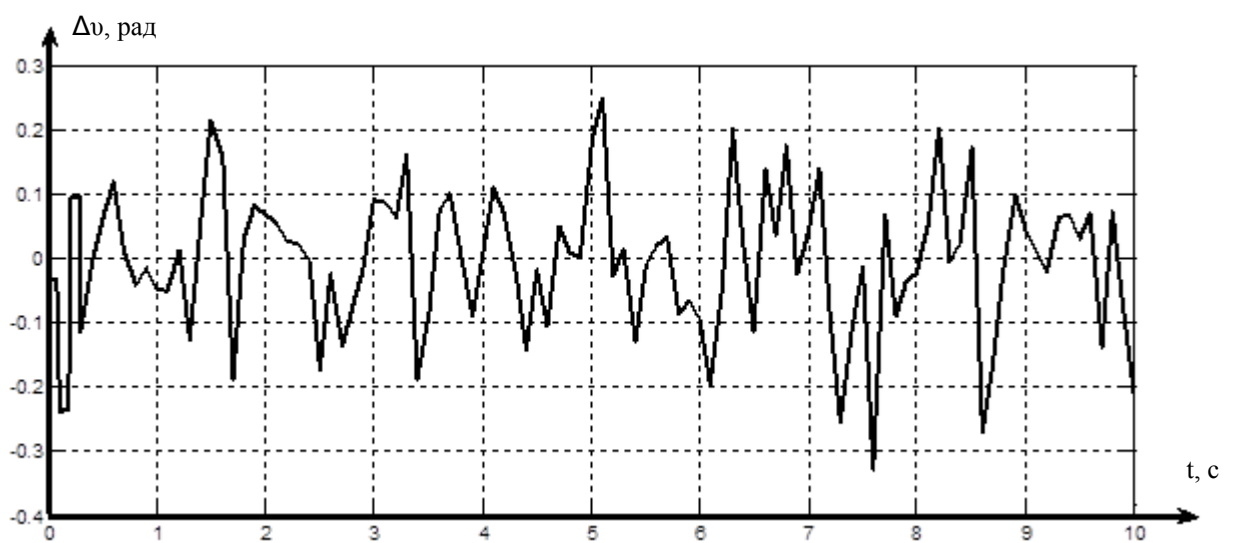


Рис. 10. Сигнал разности между зашумленным и скорректированным сигналами угла тангажа

Литература

1. Боднер, В.А. Системы управления летательными аппаратами [Текст] / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
2. Бесекерский, В.А. Теория систем автоматического управления [Текст] / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – СПб.: Профессия, 2007. – 752 с.
3. Бурханов, М.В. Справочник штурмана [Текст] / М.В. Бурханов. – М.: Военное дело, 2008. – 560 с.
4. Moiz, I. Civil Avionics Systems. Professional Engineering Publishing [Text] / I. Moiz, A. Seabridge. –

American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. – 508 p.

5. Гордиенко, В.А. Оборудование самолетов [Текст]: учебник / В.А. Гордиенко, Н.Д. Кошевой. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 261 с.
6. Суббота, А.М. Функциональные системы и информационно-измерительные комплексы аэрокосмической техники [Текст]: учеб. пособие / А.М. Суббота, С.Н. Фирсов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 83 с.

Поступила в редакцию 9.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий каф. авиационных приборов и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ УПРАВЛІННЯ КУТОВИМ ПОЛОЖЕННЯМ ЛІТАКА У РЕЖИМІ ПРИЗЕМЛЕННЯ

А.М. Суббота, О.Е. Копысов

Однією з найважливіших проблем розвитку сучасної авіації є забезпечення регулярності польотів вдень і вночі при різних погодних умовах. Аналіз ефективності авіації показує, що її підвищення може бути досягнуте за рахунок зниження мінімуму погодних умов, при яких можливий зліт та посадка. Для досягнення цього в роботі запропоновано один з можливих варіантів побудови системи управління літаком у режимі посадки за рахунок використання у зворотному зв'язку еталонної моделі разом з системою компенсації впливу випадкових збурень.

Ключові слова: ефективність авіації, зліт, посадка, система управління, еталонна модель, похибка, система компенсації похибки.

IMPROVING THE ACCURACY OF AN AIRCRAFT ANGULAR POSITION IN LANDING MODE

A.M. Subbota, O.E. Kopysov

One of the major problems of modern aviation is to ensure flight regularity during day and night in all weather conditions. Analysis of the effectiveness of aviation shows that increasing of it can be achieved by reducing the minimum weather conditions in which can be possible taking off and landing. To achieve this in practice it is proposed one possible construction of the aircraft control system in landing mode by using a feedback reference model together with the system.

Key words: efficiency of aviation, takeoff, landing, control system, reference model, error, system error compensation.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Копысов Олег Эдуардович – ассистент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, e-mail: olegkopysov@yandex.ru

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Україна

ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ПІДВИЩЕННЯ КОРОЗІЙНОЇ СТІЙКОСТІ ТА МЕЖІ ВИТРИВАЛОСТІ СТАЛЕВИХ ЛОПАТОК ВАКУУМНИМ ТЕРМОЦИКЛІЧНИМ АЗОТУВАННЯМ У ПЛАЗМІ ПУЛЬСУЮЧОГО ТЛІЮЧОГО РОЗРЯДУ

У статті розроблена технологічна база для формування зміцненого поверхневого шару вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду на основі автоматизованої системи контролю та управління. Розроблена функціональна схема автоматизованої системи контролю, а також визначені основні її параметри. Розроблен алгоритм технологічного процесу, який дозволяє контролювати та змінювати режими та технологічні параметри процесу дифузійного насичення на початковому етапі. Розроблена установка, яка дає можливість отримати пульсуючий тліючий розряд.

Ключові слова: дифузійний шар, азотування, алгоритм, цикл, насичення, імпульс.

Вступ

Неадитивний вплив експлуатаційних факторів на сталеві лопатки компресора АГТД представляє собою складний процес, який залежить від величини цих факторів. У зв'язку з цим доцільно досліджувати конструктивні матеріали зі зміцненим поверхневим шаром в умовах одночасної дії факторів від мінімального до максимального їх значення. При вирішенні таких складних задач, для скорочення об'єму необхідних експериментальних робіт та отримання максимальної інформації з проведених досліджень, слід використовувати методи математичного планування експерименту. Метою статті є розробити діючий комплекс технологічного забезпечення процесу зміцнення поверхневих шарів деталей вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду (ВТАППТР).

Розробка технологічної бази

Відомо, що одним з найбільш перспективним методом низькотемпературного іонного азотування є обробка металевих матеріалів у плазмі тліючого розряду, палаючого в середовищі азоту, іноді з додаванням вуглеводнів [1], зокрема, його вдосконалений варіант - газотермоцикліческое іонне азотування в переривистому режимі [2]. Формування зміцнених поверхневих шарів вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду здійснювалося за допомогою установки ВПА-1, загальний вигляд якої наведено на рис. 1.



Рис. 1. Загальний вигляд установки ВПА-1

Основні технічні дані ВПА-1 наведені у табл. 1.

Для забезпечення процесу за заданими режимами у залежності від необхідної структури та товщини дифузійного шару, здійснення автоматичного контролю параметрів технологічного процесу, підвищення безпеки робіт та відтворюваності результатів поверхневого зміцнення, на технологічній базі Інституту проблем міцності ім. Г.С. Писаренка НАН України під керівництвом доктора технічних наук, професора Ляшенка Б.А. створено діючий комплекс технологічного забезпечення процесу зміцнення поверхневих шарів деталей ВТАППТР на основі автоматизованої системи контролю та управління (АСКУ) (рис. 2).

Таблиця 1

Основні технічні дані установки ВПА-1

Найменування основних параметрів і характеристик	Значення параметрів і характеристик
Розміри робочої камери: діаметр висота, мм	600 1200
Розміри деталей, що обробляються: діаметр, мм довжина, мм	до 500 до 700
Максимальна маса садки, кг	400
Тривалість циклу зміцнення деталі, год.	0,5 ... 24
Температура азотування, °С	300...900
Товщина азотованого шару, мм	до 0,8
Максимальна витрата робочого газу, л/год.	30
Споживча потужність, кВт	20
Напруга мережі, В	220
Витрата води для охолодження, м ³	2
Маса установки, кг	650
Площа, яку займає установка, м ²	6

До основних параметрів автоматизованої системи контролю та управління технологічним процесом відносяться:

1. Система вимірювання та регулювання температури.

а) пірометр часткового випромінювання типу "Смотрич 1-1-03":

- діапазон вимірювання температури – 300...700, °С;
- межа припустимого значення похибки, – 1%;
- час встановлення показань – 0,025, с;
- споживча потужність – 25, Вт.

б) вимірювальний та регулюючий прилад типу РТЭ-4.1-12-220:

- межа припустимої приведеної похибки – 0,25, %;
- максимальний струм комутації – 2, А;
- кількість аналогових входів – 1, шт.;
- кількість дискретних виходів – 2, шт.;
- споживча потужність – 5, Вт.

2. Система електроживлення:

- діапазон задавання вихідної напруги – 0...1000, В;
- дискретність задавання напруги – 1, В;
- похибка вимірювання напруги – 1, %;

3. Система вакуумування:

- тип реєструючого пристрою – РВЭ-4.1 (з манометричним перетворювачем ПМТ-6.3);
- діапазон вимірювання тиску – $10^{-1} \dots 10^5$, Па;
- максимальний струм комутації вихідних сигналів – 2, А;
- максимальна напруга комутації – 250, В;
- кількість вихідних дискретних сигналів – 2, шт.

АСКУ працює наступним чином. Після завантажування у вакуумну камеру (ВК) деталь оператор на ПЕОМ задає необхідне значення тиску газу у ВК. Через блок комутації (БК) з ПЕОМ команда поступає на блок управління системи вакуумування (БУСВ) і далі на електромагнітні клапани (КЭМ – 1, КЭМ – 2) та вакуумні насоси (ВН – пусковий та робочий). Ступінь вакуумування у ВК вимірюється за допомогою блоку вимірювання вакууму, інформація з якого поступає через БК на ПЕОМ. Після досягнення заданої величини вакуумування у ВК автоматично відключається пусковий ВН та включається робочий ВН. При цьому оператор задає на ПЕОМ робочу ступінь вакуумування у ВК. Управління подачею газу у ВК протягом усього процесу дифузійного насичення здійснюється через БК та блок забезпечення газом (БЗГ). Величину робочого тиску у камері в процесі азотування підтримують в залежності від площі, маси та конфігурації деталі, що обробляється.

Для забезпечення необхідних параметрів технологічного процесу ВТАППТР на ПЕОМ АСКУ задають швидкість зростання робочої напруги, що подається на електроди установки, та її максимальне значення. Через БК сигнал поступає на блок задавання та регулювання напруги (БЗРН) і далі через датчик короткого замикання (ДКЗ), на установку ВТАППТР. ДКЗ спрацьовує у разі переходу у ВК тліючого розряду у дуговий (поява мікродуг). Він подає сигнал на тиристорний регулятор напруги (що входить до складу БЗРН), і напруга на деталі знижується на величину, визначену цим регулятором (попередньо задану оператором з ПЕОМ через БК).

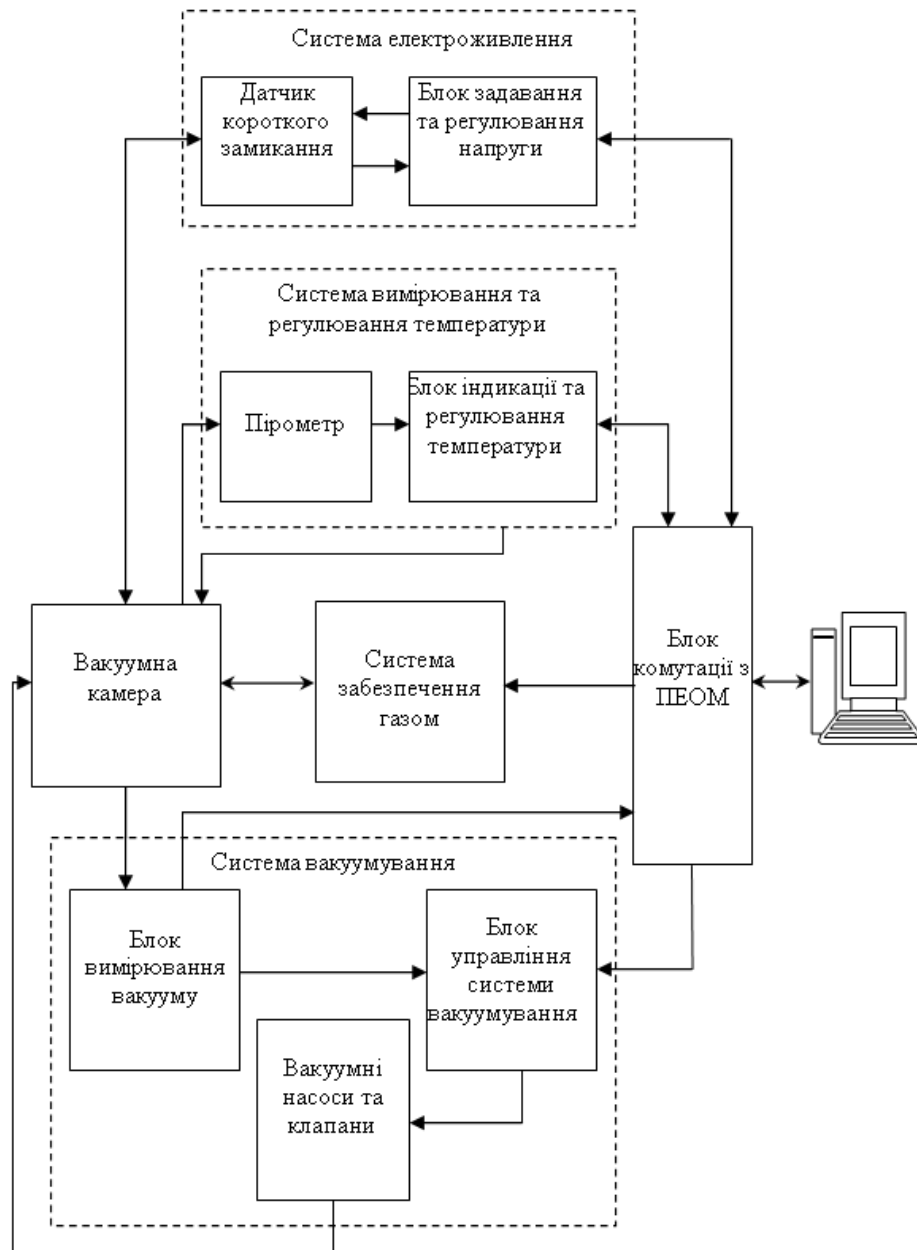


Рис. 2. Функціональна схема АСКУ технологічним процесом

Температурний режим процесу задають шляхом встановлення оператором (з ПЕОМ через БК) на блоці індикації та регулювання температури (БІРТ) верхнього та нижнього порогів температури. Інформація про поточну температуру деталі у ВК знімається пірометром системи вимірювання та регулювання температури і потрапляє до БІРТ. При досягненні заданої температури процесу азотування відбувається автоматичне зниження вихідної напруги та охолодження деталі до величини нижнього порогу температури. Потім вихідна напруга знову автоматично підвищується до досягнення верхнього порогу температури деталі. Таким чином, відбувається автоматичне регулювання процесу азотування: величини спрацювання регулятора напруги (верхнього

та нижнього порогів температури) можуть задаватися у межах $1...200^{\circ}\text{C}$, що дозволяє подавати на деталь пульсуючу напругу та отримувати пульсуючі термоцикли, що значно підвищує швидкість дифузійного насичення деталі азотом.

Час азотування залежить від матеріалу деталі, маси садки, необхідних товщини та фазового складу дифузійного шару.

Під час технологічного процесу ВТАПШТР АСКУ виконує наступні функції програмного забезпечення:

- вимірювання температури за допомогою пірометра;
- обмін даними з електронним пристроєм установки;

- автоматичне управління температурою процесу за допомогою ПЕОМ;
- генерування повідомлень про критичний та аварійний стан технологічних параметрів процесу та стабілізація його режимів;
- архівування історії зміни параметрів;
- відображення значень поточних параметрів у реальному часі, аварійних повідомлень, архіву історії зміни параметрів на дисплеї автоматизованого робочого місця (АРМа) диспетчера (рис. 3);
- експорт даних архіву історії у таблиці Microsoft Excel.

Розробка технологічного процесу

Технологічні методи зміцнення сталевих лопаток, що використовуються, необхідні, але недостатні, вони обмежені рівнем розвитку галузей техніки й технологій, які їх реалізують, ресурс зміцнених ними сталевих лопаток не відповідає сучасним технічним вимогам, а в багатьох випадках залишається низьким і потребує вдосконалення, тому потрібні нові технології, які відповідатимуть експлуатаційним характеристикам. Однією з таких технологій, є вакуумне термоциклічне азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду [3]. При ВТАПШТР відбувається поєднання переваг подавання на вхід вакуумної установки для азотування пульсуючого струму з високою напругою та періодичного чередування циклів насичення та розсмоктування азоту як за насичуючою здатністю атмосфери, так і за температурою.

Технологічний процес ВТАПШТР складається з трьох послідовних блоків: підготовчих операцій; дифузійного насичення деталей; завершальних операцій. Алгоритм технологічного процесу ВТАПШТР наведено на рис. 4.

Протягом всього процесу ВТАПШТР важливо ретельно контролювати та витримувати визначені значення технологічних параметрів.

Технологічний процес відбувається наступним чином. Деталь поміщують у герметичний контейнер та з'єднують з негативним полюсом джерела струму, а стінки контейнера – з позитивним. З контейнера відкачують повітря до тиску 1,33 Па, продувають його робочим газом протягом 5...15 хв. при тискові 1330 Па, знову відкачують контейнер до тиску 1,33 Па, за допомогою спеціальної установки подають на електроди пульсуючу напругу 1100...1400 В та збуджують тліючий розряд.

На цій стадії протягом 5...60 хв. здійснюється катодне розпилення, при якому деталь очищується. На етапі катодного очищення контролюється температура розігріву деталі T_d та час очищення. Якщо протягом 5...20 хв. деталь не нагрівається до температури $T_d=200^{\circ}\text{C}$, то збільшують напругу на 30...40 В, яка подається на установку.

Процес вимірювання температури повторюють та приймають рішення щодо необхідності подальшого збільшення напруги – і так рухаються за циклом. Якщо T_d перевищує 350°C , то зменшують тиск на 5...10 Па у вакуумній камері, вимірюють температуру T_d та приймають рішення щодо необхідності подальшого зменшення тиску.

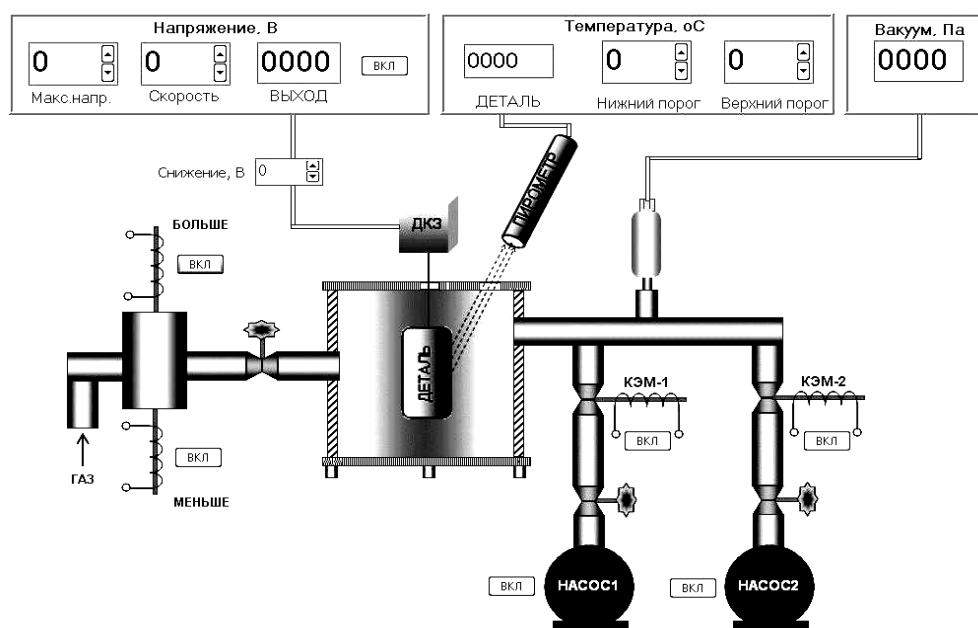


Рис. 3. Дисплей автоматизованої системи контролю та управління технологічним процесом ВТАПШТР

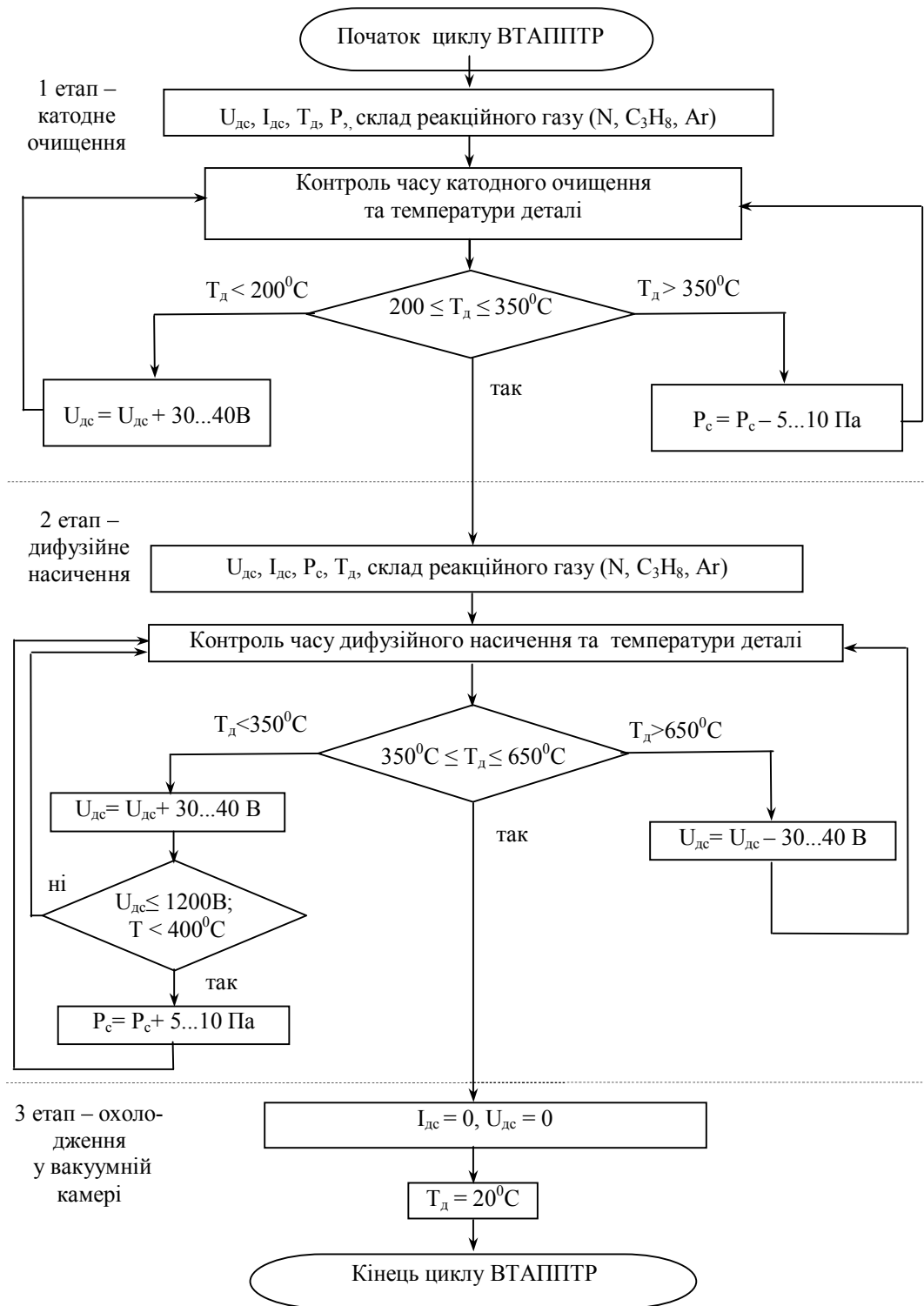


Рис. 4. Алгоритм технологічного процесу ВТАППТР

Далі напругу понижують до робочої, а тиск підвищують до 25...250 Па. При цих параметрах здійснюється власне процес дифузійного насичення азотом, причому напруга 1000...1200 В є пульсуючою з тривалістю імпульсу подачі струму $t = 10...20$ мс та величиною періоду подачі імпульсів $T = 40$ мс. При цьому скважність Q , яка дорівнює

відношенню величини періоду T подачі імпульсів до тривалості t одиночного імпульсу, знаходиться у межах 2...4. Величину скважності Q у таких межах обрано тому, що при $Q < 2$ можливе виникнення дугових розрядів, які спричиняють пошкодження поверхні деталі, а при $Q > 4$ зменшується ефективність іонної обробки.

На етапі дифузійного насичення контролюється температура розігріву деталі T_d та час насичення. Якщо T_d перебільшує 650°C , тоді зменшують напругу на 30...40 В, яка подається на установку, знову вимірюють температуру та приймають рішення щодо необхідності подальшого зменшення напруги – і так рухаються за циклом. Якщо ж температура деталі T_d стає меншою за 350°C то на 30...40 В збільшують напругу, яка подається на установку, знову вимірюють температуру та приймають рішення щодо необхідності подальшого збільшення напруги – і так рухаються за циклом. У разі, коли напругу підвищено до 1200 В, а температура T_d залишається меншою за 350°C – на 5...10 Па підвищують тиск у вакуумній камері, вимірюють температуру та приймають рішення щодо необхідності подальшого підвищення тиску.

У процесі дифузійного насичення відбувається циклічне припинення подавання у вакуумну камеру реакційного газу з тривалістю напівциклу 15...30 хв.

При цьому температура насичення азотом та деазотації (розсмоктування) є різною – вищою або нижчою температури евтектичного перетворення (591°C). З метою створення у модифікованому шарі зносостійкої карбонітридної ϵ -фази $[\text{Fe}_{2-3}(\text{N},\text{C})]$ та “зв’язування” кисню до складу реакційної суміші додавали 5% пропану. Після неізотермічного витримання деталі охолоджують під вакуумом до кімнатної температури та виймають з контейнера.

Ппульсуючий тліючий розряд (рис. 5) реалізується наступним чином: змінний струм через понижуючий трансформатор 6 (рис. 6) поступає на вхід електронного блоку управління 7, далі – на два комутуючі тиристори 1. Блок управління за допомогою змінного опору 8 дозволяє змінювати тривалість імпульсів подавання напруги на тиристори. Комутуючі тиристори регулюють амплітуду струму та тривалість його проходження по первинній обмотці підвищуючого трансформатора 2.

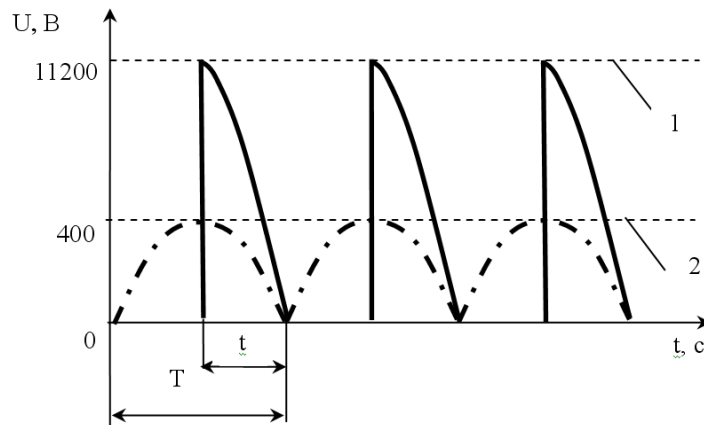


Рис. 5. Параметри струму, що подається на катод – деталь та анод – стінки вакуумної установки: 1 – режим із пульсуючою напругою; 2 – режим із постійною напругою.

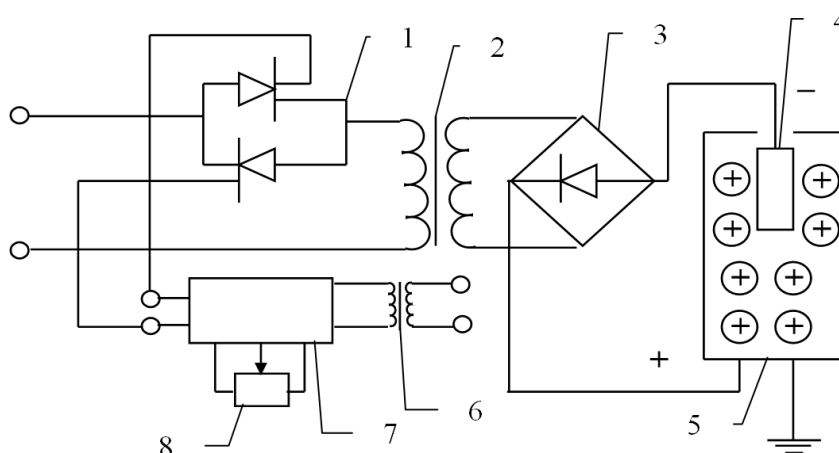


Рис. 6. Схема установки для реалізації ВТАПТР:

- 1 – комутуючі тиристори; 2 – підвищуючий трансформатор;
3 – діодний місток; 4 – катод-деталь; 5 – анод – стінка вакуумної камери;
6 – понижуючий трансформатор; 7 – блок управління; 8 – змінний опір

Із вторинної обмотки трансформатора 2 підвищена до 1000...1200 В напруга подається на випрямляючий діодний місток 3, на виході з якого отримується однополярна пульсуюча напруга, яка, у свою чергу, подається на катод-деталь 4 та анод-стілки вакуумної установки 5.

Завершальні операції полягають у вийманні оброблених деталей з вакуумної камери та її промиванні і протиранні.

Висновки

Визначено алгоритм технологічного процесу щодо підвищення межі витривалості та корозійної стійкості сталевих лопаток АГТД вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду на основі встановлення закономірностей впливу параметрів технологічного процесу на механічні властивості сталей, що дозволить логічно упорядкувати експериментальні дослідження з результатами математичного моделювання на спільній методологічній базі, проводячи формування зміцнених іонноазотованих поверхневих шарів та вибір кращих із них за обраними критеріями оптимізації.

Також розроблено діючий комплекс технологічного забезпечення процесу зміцнення поверхневих шарів деталей вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду на основі автоматизованої системи контролю та управління технологічним процесом.

Література

1. Пастух, И.М. Модификация металлов с применением азотирования в тлеющем разряде: состояние и перспективы [Текст] // И.М. Пастух // Проблемы трибологии. – 2004. – № 3. – С. 42–55.
2. Пат. 10014 Україна, МПК⁷ C23C8/06. Спосіб поверхневого зміцнення сталевих деталей іонно-плазмовим азотуванням у пульсуючому тліючому розряді / Ляшенко Б.А., Рутковський А.В., Мірненко В.І., Радько О.В.; Заявник та патентовласник Національна академія оборони України. – № 19782; Заявл. 19.09.06; Опубл. 15.12.06, Бюл. №12. – 5 с.
3. Нежведілов, А.Ю. Аналіз методів підвищення корозійної стійкості сталевих лопаток компресора ГТД [Текст] // А.Ю. Нежведілов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 6 (83). – С. 77–80.

Поступила в редакцию 3.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОВЫШЕНИЯ КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ И ПРЕДЕЛА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ СТАЛЬНЫХ ЛОПАТОК ВАКУУМНЫМ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИМ АЗОТИРОВАНИЕМ В ПЛАЗМЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ТЛЕЮЩЕГО РАЗРЯДА

А.Ю. Нежведилов

В статье разработана технологическая база для формирования упрочненного поверхностного слоя вакуумным термоциклическим азотированием в плазме пульсирующего тлеющего разряда на основе автоматизированной системы контроля и управления. Разработана функциональная схема автоматизированной системы контроля, а также определены основные ее параметры. Разработан алгоритм технологического процесса, который позволяет контролировать и изменять режимы и технологические параметры процесса диффузионного насыщения на начальном этапе. Разработана установка, дающая возможность получить пульсирующий тлеющий разряд.

Ключевые слова: диффузионный слой, азотирование, алгоритм, цикл, насыщение, импульс.

TECHNOLOGICAL BASES OF INCREASE OF CORROSIVE FIRMNESS AND LIMIT OF ENDURANCE OF STEEL SHOULDER-BLADES VACUUM THERMAL-CYCLE NITRIDINGS IN PLASMA PULSATING SMOULDERING DIGIT

A.Y. Nezhvedilov

In the article a technological base is developed for forming of the fixed superficial layer vacuum thermal-cycle nitridings in plasma of pulsating glow-discharge on the basis of CAS of control and management. The functional diagram of CAS of control is developed, and also its basic parameters are certain. Rozroblen algorithm of technological process, which allows to control and change the modes and technological parameters of process of diffusive satiation on the initial stage. Developed setting which enables to get a pulsating smouldering digit.

Key words: diffusive layer, nitriding, algorithm, cycle, satiation, impulse.

Нежведилов Артур Юсуфович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru

УДК 62-755

А.Н. ГОРБЕНКО

Керченский государственный морской технологический университет, Украина

ОБОБЩЕННОЕ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЕ УРАВНЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ РОТОРНЫХ МАШИН С АВТОБАЛАНСИРОМ

В работе рассматривается проблема нелинейной устойчивости многомассового автобалансирующего устройства пассивного типа, установленного на произвольную роторную машину. На основе уравнений возмущенного движения с суммарными обобщенными координатами автобалансира получено обобщенное характеристическое уравнение для анализа устойчивости механической системы. Предложена процедура понижения порядка характеристического уравнения для последующего приближенного анализа. Получены обобщенные формулы, позволяющие оценить спектр собственных чисел и область устойчивости автобалансировки роторной машины. Рассмотрены частные случаи.

Ключевые слова: роторная машина, ротор, автобалансировка, пассивный автобалансир, устойчивость, характеристическое уравнение.

1. Постановка проблемы. Анализ существующих исследований. Цель работы.

Среди способов снижения вибрации роторных машин (РМ) находят применение автобалансирующие устройства (АБУ) пассивного типа (см. например [1 – 7] и др.). При определенных условиях компенсирующие грузы (КГ) АБУ автоматически уравновешивают ротор, устраняя силы от дисбалансов и снижая вибрацию машины в процессе ее работы. Подобные устройства относятся к существенно нелинейным многомассовым механическим системам (МС) с нетривиальными свойствами, что вызывает трудности их исследования. В работах [5, 7] на основе единого общего подхода получены обобщенные уравнения движения роторных машин с многомассовым автобалансиром. В данной статье развиваются результаты этих работ. Целью статьи является получение и анализ обобщенного характеристического уравнения (ХУ), определяющего области устойчивости автобалансировки роторных машин с автобалансиром.

2. Уравнения возмущенного движения

Рассматриваемые МС состоят из обобщенной роторной машины (ОРМ) и многомассового автобалансира пассивного типа. Термин «обобщенная роторная машина», введенный в работе [7], здесь используется для того, чтобы подчеркнуть общность подхода и получаемых результатов. Взаимосвязь подсистемы ОРМ и подсистемы АБУ осуществляется через точку А крепления автобалансира к ротору.

Обобщенные уравнения возмущенного движения МС «ОРМ-АБУ» в режиме автобалансировки в неподвижной системе координат имеют вид [5, 7]:

$$\begin{cases} [M_\Sigma] \{\ddot{q}\} + [H] \{\dot{q}\} + [K] \{q\} + mR \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{\ddot{f}_a\} \end{Bmatrix} = \{0\}; \\ \{\ddot{\psi}\} + h_\phi \{\dot{\psi}\} + \frac{1}{2R} [d_c] [T]^{-1} \{\ddot{q}_a\} = \{0\}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\{q\} = \left(\{q_r\}^T \{q_a\}^T \right)^T = q_i$, $i = 1, 2, \dots, n_r$;

$$\{q_r\} = q_{ir}, \quad i_r = 1, 2, \dots, n_b; \quad \{q_a\} = \begin{Bmatrix} x_A \\ y_A \end{Bmatrix};$$

$$\{f_a\} = [T] \{\psi\};$$

$$\{\ddot{f}_a\} = [T] \left(\{\ddot{\psi}\} + 2\omega [E_c] \{\dot{\psi}\} - \omega^2 \{\psi\} \right);$$

$$[d_c] = 2 \sum_{j=1}^n \begin{bmatrix} \sin^2 \alpha_j & -\sin \alpha_j \cos \alpha_j \\ -\sin \alpha_j \cos \alpha_j & \cos^2 \alpha_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (n - D_c) & -D_s \\ -D_s & (n + D_c) \end{bmatrix};$$

$$D_c = \sum_{j=1}^n \cos 2\alpha_j; \quad D_s = \sum_{j=1}^n \sin 2\alpha_j; \quad [E_c] = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$[T(t)] = \begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t \\ \sin \omega t & \cos \omega t \end{bmatrix}; \quad [T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t \\ -\sin \omega t & \cos \omega t \end{bmatrix};$$

$[M_\Sigma]$, $[H]$, $[K]$ – квадратные матрицы инерции, демпфирования (и/или гироскопичности) и жесткости РМ размером (n_r, n_r) , где $n_r = n_b + 2$;

ω – угловая скорость вращения ротора;

n , m , R – количество КГ в АБУ, масса одного КГ и радиус окружности его движения в АБУ;

h_ϕ – коэффициент демпфирования движения КГ в АБУ, c^{-1} ;

α_j – постоянный угол расположения j -го КГ в АБУ при идеальной автобалансировке.

Уравнения (1) составлены относительно независимых вариаций обобщенных координат (ОК) МС: вектора $\{q\}$ ОК ОРМ и вектора $\{\psi\}$ суммарных ОК автобалансира. В свою очередь в структуре вектора $\{q\}$ ОК ОРМ отдельно выделяется подвектор $\{q_a\}$ текущих координат точки А крепления АБУ к валу ротора, характеризующие её поперечные отклонения.

Отметим, что по сравнению с обозначениями в [7] здесь опущен символ вариации «δ» для упрощения формы записи.

Суммарные обобщенные координаты АБУ представляют собой смещение общего центра масс всех КГ АБУ от его положения при идеальной (синхронной) автобалансировке. Эти суммарные ОК АБУ в проекциях на координатные оси, вращающиеся вместе с ротором, имеют вид:

$$\{\psi\} = \begin{Bmatrix} \psi_s \\ \psi_c \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\sum_{j=1}^n \psi_j \sin \alpha_j \\ \sum_{j=1}^n \psi_j \cos \alpha_j \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

а в проекциях на неподвижные координатные оси:

$$\{f_a\} = \begin{Bmatrix} f_{as} \\ f_{ac} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\sum_{j=1}^n \psi_j \sin(\omega t + \alpha_j) \\ \sum_{j=1}^n \psi_j \cos(\omega t + \alpha_j) \end{Bmatrix}. \quad (3)$$

Связь между ними:

$$\{f_a\} = [T] \{\psi\} \text{ или } \{\psi\} = [T]^{-1} \{f_a\}. \quad (4)$$

Уравнения (1) движения МС выписаны с использованием ОК АБУ $\{\psi\}$ в форме (2). Эти же уравнения могут быть выписаны и через суммарные ОК АБУ $\{f_a\}$ в форме (3), для чего следует выполнить замену переменных (4).

Тогда обобщенная система уравнений возмущенного движения МС примет вид [5, 7]:

$$\begin{aligned} [M_\Sigma] \{\ddot{q}\} + [H] \{\dot{q}\} + [K] \{q\} + mR \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{\ddot{f}_a\} \end{Bmatrix} &= \{0\}; \\ \{\ddot{f}_a\} + [H_\phi] \{\dot{f}_a\} - [K_\phi] \{f_a\} + & \\ + \frac{1}{2R} [T] [d_c] [T]^{-1} \{\ddot{q}_a\} &= \{0\}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $[H_\phi] = \begin{bmatrix} h_\phi & 2\omega \\ -2\omega & h_\phi \end{bmatrix}$; $[K_\phi] = \begin{bmatrix} \omega^2 & -h_\phi \omega \\ h_\phi \omega & \omega^2 \end{bmatrix}$.

Уравнения возмущенного движения (1) или (5) определяют области устойчивости автобалансировки МС. Количество уравнений в них равно $(n_r + 2)$, независимо от числа n КГ в АБУ.

3. Переход к автономным уравнениям возмущенного движения

Приведенные выше системы дифференциальных уравнений движения неавтономны и содержат периодические коэффициенты. Исследование устойчивости таких уравнений сталкивается с повышенными трудностями. Методы общей теории устойчивости движения для таких задач отличаются высокой сложностью и низкой эффективностью. Поэтому в подобных ситуациях обычно пытаются каким-либо способом преобразовать исходную систему к системе автономных уравнений с постоянными коэффициентами. Согласно Ляпунову такое преобразование всегда существует, хотя общего способа его осуществления к настоящему времени не получено.

В данном разделе рассматриваются возможности перехода к автономным уравнениям для общего случая МС ОРМ с АБУ. В качестве исходных будем использовать уравнения движения (1).

Переход к дифференциальным уравнениям с постоянными коэффициентами осуществляется путем некоторой замены переменных. В силу отсутствия общего способа формирования матрицы перехода, попытаемся «сконструировать» один из ее вариантов, исходя из следующих соображений.

В уравнения возмущенного движения (1) периодические коэффициенты входят в виде матриц $[T]$ и $[T]^{-1}$, представляющих собой матрицы перехода от неподвижных координат к системе координат, вращающейся синхронно с ротором, и обратно. Причем преобразованию фактически подвергаются только переменные ОРМ (в общем случае векторы $\{q_a\}$ и $\{q_r\}$). Обобщенные координаты АБУ $\{\psi\}$ отсчитываются во вращающейся системе, и поэтому нет необходимости их преобразовывать.

С учетом общей структуры уравнений (1) и указанных особенностей, естественным образом будем предполагать, что необходимая замена переменных ОРМ представляет собой:

$$\{q\} = \begin{Bmatrix} \{q_r\} \\ \{q_a\} \end{Bmatrix} = [T_s] \{w\} = \begin{bmatrix} [T_r] & [0] \\ [0] & [T] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{w_r\} \\ \{w_a\} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

$$\text{или } \{q_r\} = [T_r] \{w_r\}; \quad \{q_a\} = [T] \{w_a\},$$

$$\text{где } \{w\} = \begin{Bmatrix} \{w_r\} \\ \{w_a\} \end{Bmatrix}; \quad [T_s] = \begin{bmatrix} [T_r] & [0] \\ [0] & [T] \end{bmatrix};$$

$[T_s]$ – общая блочно диагональная матрица преобразования вектора ОК ОРМ;

$\{w\}$ – вектор новых ОК ОРМ, состоящий из подвекторов $\{w_r\}$ и $\{w_a\}$, аналогично исходным ОК ОРМ;

$[T_r]$, $[T]$ – матрицы преобразования векторов $\{q_r\}$ и $\{q_a\}$ в $\{w_r\}$ и $\{w_a\}$ соответственно.

Здесь матрица $[T(t)]$ известна (см. в (1)) и обеспечивает устранение периодических коэффициентов в уравнениях движения подсистемы АБУ в (1). Матрица $[T_r(t)]$ подлежит определению в зависимости от конкретного устройства роторной машины.

Отметим, что производные матрицы $[T(t)]$ могут быть выражены через саму матрицу:

$$[\dot{T}] = \omega[T][E_c]; \quad [\ddot{T}] = \omega^2[T][E_c]^2 = -\omega^2[T]. \quad (7)$$

Отметим также, что матрицы $[T]$ и $[E_c]$ перестановочны (коммутативны).

Будем полагать, что матрица $[T_r(t)]$ обладает аналогичными свойствами:

$$[\dot{T}_r] = [T_r][E_R]; \quad [\ddot{T}_r] = [T_r][E_R]^2, \quad (8)$$

где $[E_R]$ – некоторая постоянная матрица.

Тогда для общей матрицы перехода справедливо:

$$[\dot{T}_s] = [T_s][N_R]; \quad [\ddot{T}_s] = [T_s][N_R]^2, \quad (9)$$

где

$$[N_R] = \begin{bmatrix} [E_R] & [0] \\ [0] & \omega[E_c] \end{bmatrix}.$$

Далее в уравнениях движения (1) делаем замену переменных (6) и после преобразований с учетом (7)-(9) умножаем уравнения движения ОРМ слева на обратную матрицу $[T_s]^{-1}$. Тогда получаем уравнения возмущенного движения в новых переменных:

$$[M_\Sigma^*]\{\ddot{w}\} + [H^*]\{\dot{w}\} + [K^*]\{w\} + mR \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{f_\psi\} \end{Bmatrix} = \{0\};$$

$$\{\ddot{\psi}\} + h_\phi\{\dot{\psi}\} +$$

$$+ \frac{1}{2R}[d_c]\left(\{\ddot{w}_a\} + 2\omega[E_c]\{\dot{w}_a\} - \omega^2\{w_a\}\right) = \{0\},$$

где

$$\{f_\psi\} = \{\ddot{\psi}\} + 2\omega[E_c]\{\dot{\psi}\} - \omega^2\{\psi\}; \quad \{w\} = \begin{Bmatrix} \{w_r\} \\ \{w_a\} \end{Bmatrix};$$

$$[M_\Sigma^*] = [T_s]^{-1}[M_\Sigma][T_s];$$

$$[H^*] = [T_s]^{-1}[H][T_s] + 2[M_\Sigma^*][N_R];$$

$$[K^*] = [T_s]^{-1}[K][T_s] + [T_s]^{-1}[H][T_s][N_R] + [M_\Sigma^*][N_R]^2.$$

Здесь в ходе преобразований периодическая матрица $[T]$ сократилась в уравнениях подсистемы АБУ, а также в последнем слагаемом подсистемы ОРМ.

$[M_\Sigma^*]$, $[H^*]$ и $[K^*]$ – преобразованные матрицы, в общем случае содержат периодические коэффициенты. Однако при выполнении некоторых требований к ним периодические коэффициенты могут взаимно сокращаться и в целом уравнения движения (10) становятся уравнениями с постоянными коэффициентами.

Таким образом, для возможности рассматриваемого преобразования необходимо, чтобы МС роторной машины допускала существование такой переменной матрицы $[T_s]$ структуры (6), которая обеспечивает требование постоянства одновременно трех матриц $[M_\Sigma^*]$, $[H^*]$ и $[K^*]$ преобразованной модели движения РМ. Для этого, в частности достаточно свойства перестановочности $[T_s]$ с соответствующими матрицами исходной модели РМ.

Безусловно описанный способ перехода к автономным уравнениям не является универсальным, однако он применим к целому ряду практически важных моделей МС РМ с АБУ, обладающих осесимметричными свойствами.

4. Обобщенное характеристическое уравнение устойчивости роторных машин с автобалансиром

В данном разделе рассматривается проблема аналитического исследования устойчивости автобалансировки по первому приближению на основе уравнений возмущенного движения с постоянными коэффициентами (10).

Перепишем систему уравнений возмущенного движения (10) в полной блочно-матричной форме:

$$\begin{bmatrix} [M_r^*] & [M_{ra}^*] & [0] \\ [M_{ar}^*] & [M_{a\Sigma}^*] & mR[E] \\ [0] & \frac{1}{2R}[d_c] & [E] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\ddot{w}_r\} \\ \{\ddot{w}_a\} \\ \{\ddot{\psi}\} \end{Bmatrix} +$$

$$+ \begin{bmatrix} [H_r^*] & [H_{ra}^*] & [0] \\ [H_{ar}^*] & [H_a^*] & 2mR\omega[E_c] \\ [0] & \frac{\omega}{R}[d_c][E_c] & h_\phi[E] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\dot{w}_r\} \\ \{\dot{w}_a\} \\ \{\dot{\psi}\} \end{Bmatrix} +$$

$$+ \begin{bmatrix} [K_r^*] & [K_{ra}^*] & [0] \\ [K_{ar}^*] & [K_a^*] & -mR\omega^2[E] \\ [0] & -\frac{\omega^2}{2R}[d_c] & [0] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{w_r\} \\ \{w_a\} \\ \{\psi\} \end{Bmatrix} = \{0\}, \quad (11)$$

$$\text{где } [E_c] = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad [E] = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Здесь матрицы $[M_\Sigma^*]$, $[H^*]$ и $[K^*]$ представлены соответствующими блоками, а индексом «*» подчеркивается, что это постоянные матрицы, полученные в результате преобразования к автономным уравнениям.

Выполним традиционную подстановку вариаций ОК МС вида:

$$\begin{Bmatrix} \{W_r\} \\ \{W_a\} \\ \{\Psi\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \{W_r\} \\ \{W_a\} \\ \{\Psi\} \end{Bmatrix} e^{\lambda t}, \quad (12)$$

где λ – характеристическое число;

$\{W_r\}$, $\{W_a\}$, $\{\Psi\}$ – постоянные амплитуды.

Поставляя (12) в (11), получаем систему алгебраических уравнений задачи собственных значений, которую представим в форме матриц многочленов (λ -матриц):

$$\begin{bmatrix} [A_r(\lambda)] & [A_{ra}(\lambda)] & [0] \\ [A_{ar}(\lambda)] & [A_{a\Sigma}(\lambda)] & mR[S_\omega(\lambda)] \\ [0] & \frac{1}{2R}[d_c][S_\omega(\lambda)] & \lambda(\lambda+h_\phi)[E] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{W_r\} \\ \{W_a\} \\ \{\Psi\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (13)$$

$$[S_\omega(\lambda)] = (\lambda^2 - \omega^2)[E] + 2\omega\lambda[E_c];$$

$$[A_r(\lambda)] = [M_r^*]\lambda^2 + [H_r^*]\lambda + [K_r^*];$$

где $[A_{ra}(\lambda)] = [M_{ra}^*]\lambda^2 + [H_{ra}^*]\lambda + [K_{ra}^*];$

$$[A_{ar}(\lambda)] = [M_{ar}^*]\lambda^2 + [H_{ar}^*]\lambda + [K_{ar}^*];$$

$$[A_{a\Sigma}(\lambda)] = [M_{a\Sigma}^*]\lambda^2 + [H_{a\Sigma}^*]\lambda + [K_{a\Sigma}^*].$$

Подматрицы, входящие в (13), имеют следующие размеры: $[S_\omega(\lambda)]$, $[d_c]$, $[E]$, $[E_c]$, $[A_{a\Sigma}(\lambda)]$ – размером (2,2); $[A_r(\lambda)]$ – размером (n_b , n_b); $[A_{ra}(\lambda)]$, $[A_{ar}(\lambda)]$ – размерами (n_b , 2) и (2, n_b) соответственно.

Из (13) получаем обобщенное характеристическое уравнение, записанное в форме определителя от блочной λ -матрицы:

$$\begin{vmatrix} [A_r(\lambda)] & [A_{ra}(\lambda)] & [0] \\ [A_{ar}(\lambda)] & [A_{a\Sigma}(\lambda)] & mR[S_\omega(\lambda)] \\ [0] & \frac{1}{2R}[d_c][S_\omega(\lambda)] & \lambda(\lambda+h_\phi)[E] \end{vmatrix} = 0. \quad (14)$$

Обобщенное ХУ (14) определяет области устойчивости автобалансировки ОРМ с автобалансиром. Однако его аналитическое применение в форме

определителя (14) или в форме характеристического полинома существенно затруднено вследствие очень высокого порядка (даже в случаях простейших РМ). Поэтому представляется актуальным получить ряд других форм представления ХУ. Эти формы ХУ являются точными, но отличаются пониженным порядком определителя и могут служить основой для разработки методов приближенного аналитического исследования устойчивости рассматриваемых МС.

Прежде всего заметим, что уравнения задачи собственных значений (13) могут быть записаны более компактно, если в них исключить амплитуды $\{W_r\}$ части ОК ОРМ. Тогда получим следующую форму ХУ МС [5]:

$$\begin{vmatrix} [S_a(\lambda)] & mR[S_\omega(\lambda)] \\ \frac{1}{2R}[d_c][S_\omega(\lambda)] & \lambda(\lambda+h_\phi)[E] \end{vmatrix} = 0, \quad (15)$$

где

$$[S_a(\lambda)] = [A_{a\Sigma}(\lambda)] - [A_{ar}(\lambda)][A_r(\lambda)]^{-1}[A_{ra}(\lambda)].$$

Особенностью (15) является то, что влияние движения всей внешней части ОРМ на движение точки крепления АБУ и на движение КГ в АБУ сведено в одну квадратную матрицу $[S_a(\lambda)]$ размером (2,2). В результате этого размерность системы уравнений сократилась с ($n_r + 2$) до 4 уравнений независимо от степени сложности роторной машины. При этом, однако, матрица $[S_a(\lambda)]$ более сложным образом зависит от λ , за исключением простейших случаев отсутствия внешней части РМ. Её элементы представляют собой дробно-рациональные функции λ . В случае, если РМ имеет только две степени свободы, то $[S_a(\lambda)] = [A_{a\Sigma}(\lambda)]$. Отметим также, что будем полагать выполненным условие $|A_r(\lambda)| \neq 0$, поскольку рассматриваются РМ, которые будучи без АБУ являются устойчивыми и невырожденными.

Далее обратим внимание, что в (15) три из четырех подматриц имеют заданный вид независимо от устройства ОРМ. Причем диагональная подматрица подсистемы АБУ $\lambda(\lambda+h_\phi)[E]$ отличается предельно простой структурой. Это дает возможность, воспользовавшись некоторыми свойствами определителей [8], еще понизить порядок определителя ХУ (15) (см. [5]).

Можно показать, что обобщенное ХУ (15) может быть представлено в следующей эквивалентной форме определителя второго порядка:

$$\left| \lambda(\lambda+h_\phi)[E] - \frac{1}{2} m [R(\lambda)] \right| = 0, \quad (16)$$

где $[R(\lambda)] = [d_c][S_\omega(\lambda)][S_a(\lambda)]^{-1}[S_\omega(\lambda)]$

$$\text{или } [R(\lambda)] = [S_a(\lambda)]^{-1} [S_\omega(\lambda)] [d_c] [S_\omega(\lambda)]$$

$$\text{или } [R(\lambda)] = [S_\omega(\lambda)] [d_c] [S_\omega(\lambda)] [S_a(\lambda)]^{-1}.$$

Физический смысл обобщенного ХУ в форме (16) состоит в том, что оно, по сути, представляет собой ХУ подсистемы АБУ, но с учетом влияния на нее подсистемы ОРМ.

Выражение, входящее в определитель (16) представляет собой сумму полиномиальной матрицы подсистемы АБУ и неполиномиальной матрицы влияния подсистемы ОРМ. Матрица $[R(\lambda)]$ является сложной матричной функцией размером (2,2), элементы которой представляют собой дробно-рациональные функции от λ . Причем, имеется три варианта для матричной функции $[R(\lambda)]$, которые эквивалентны друг другу в смысле неизменности корней определителя (16).

Подчеркнем еще раз, что все полученные варианты ХУ (14)-(16) являются точными и эквивалентными друг другу в смысле одинаковости спектра собственных чисел МС. Уравнения (15), (16) не упрощают задачу для точного анализа, поскольку появляются дробно-рациональные зависимости от λ , однако позволяют работать с матрицами пониженного порядка. В частности в (16) определитель имеет минимально возможный порядок (2, 2).

Покажем теперь возможность теоретически точного разложения на множители характеристического уравнения (16).

Раскрывая определитель в (16), получаем следующую форму записи обобщенного ХУ МС:

$$\lambda^2 (\lambda + h_\phi)^2 - \frac{1}{2} m \operatorname{tr}(R) \lambda (\lambda + h_\phi) + \frac{1}{4} m^2 |R| = 0, \quad (17)$$

где $|R| = R_{11}R_{22} - R_{12}R_{21}$; $\operatorname{tr}(R) = R_{11} + R_{22}$ – определитель и след матрицы $[R(\lambda)]$; R_{ij} – элементы этой же матрицы. Отметим, что для всех трех вариантов матрицы $[R(\lambda)]$ в (16) ее определитель и след одинаковы в соответствии с их свойствами [8].

Заметим далее, что выражение (17) представляет собой квадратное уравнение относительно величины $\lambda(\lambda + h_\phi)$ и допускает разложение на два сомножителя. Используя эту особенность можно показать, что задача фактически сводится к анализу условий равенства нулю одного сомножителя вида

$$\lambda^2 + \lambda h_\phi + \frac{1}{4} m q(\lambda, j) = 0, \quad (18)$$

где $q(\lambda, j) = -\operatorname{tr}(R) + j\sqrt{(\operatorname{tr}(R))^2 - 4|R|}$; $j = \pm 1$.

Физически значения параметра $j = \pm 1$ соответствуют двум различным формам собственных колебаний КГ в АБУ.

В свою очередь выражение (18) можно рассматривать как квадратичный полином относительно λ . Отсюда можно непосредственно выразить собственные числа МС, соответствующие подсистеме АБУ, как функции от $q(\lambda, j)$ (или от $[R(\lambda)]$):

$$\lambda = -\frac{1}{2} h_\phi + \frac{1}{2} k \sqrt{h_\phi^2 - m q(\lambda, j)}, \quad k = \pm 1, j = \pm 1. \quad (19)$$

Выражение (19) определяет две пары комплексно-сопряженных собственных чисел подсистемы АБУ. Следует иметь в виду, что подкоренные выражения в (18) и (19) в общем случае могут быть как отрицательными, так и положительными.

Таким образом, в результате показанной цепочки преобразований (16) – (19) удастся последовательно снизить степень основной (чисто полиномиальной) части ХУ – сначала до 4-й степени в (17), затем до второй степени в (18) и наконец до первой степени в (19). Полученные формы записи обобщенного ХУ могут быть использованы для приближенного аналитического определения границ устойчивости автобалансировки ОРМ. Кроме того, выражение (19) непосредственно может использоваться как итерационная формула для приближенного определения собственных чисел и собственных частот колебаний МС.

5. Обобщенное характеристическое уравнение в частных (особых) случаях

В данном разделе рассматриваются некоторые особенности частных случаев, связанных с особым геометрическим расположением КГ в АБУ при идеальной автобалансировке. Целесообразность анализа этих частных случаев обоснована в работах [4, 5]. В полученных выше уравнениях возмущенного движения и в ХУ геометрия расположения КГ учитывается матрицей $[d_c]$ и её параметрами (см. (1)):

$$[d_c] = \begin{bmatrix} (n - D_c) & -D_s \\ -D_s & (n + D_c) \end{bmatrix}; \quad (20)$$

$$|d_c| = n^2 - D_c^2 - D_s^2 = n^2 (1 - D),$$

$$\text{где } D = \frac{1}{n^2} (D_c^2 + D_s^2); \quad 0 \leq D \leq 1;$$

$$D_c = \sum_{j=1}^n \cos 2\alpha_j; \quad D_s = \sum_{j=1}^n \sin 2\alpha_j; \quad 0 \leq D_c^2, D_s^2 \leq n^2.$$

Здесь D – это обобщенный геометрический параметр расположения КГ в АБУ при автобалансирующем режиме движения. В процессе эксплуатации ОРМ он может изменяться в диапазоне $D=0 \dots 1$.

1. Частный случай $D=0$. При этом имеет место:

$$[d_c] = n[E]; \quad |d_c| = n^2; \quad (21)$$

$$D_c^2 + D_s^2 = 0; \quad D_c = D_s = 0.$$

Как видим, матрица $[d_c]$ стала пропорциональной единичной матрице. В этом случае в системе (5) взаимно сокращаются периодические коэффициенты, и обобщенные уравнения движения в неподвижной системе координат приобретают автономный вид:

$$\begin{aligned} [M_\Sigma] \{\ddot{q}\} + [H] \{\dot{q}\} + [K] \{q\} + mR \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{\ddot{f}_a\} \end{Bmatrix} &= \{0\}; \\ \{\ddot{f}_a\} + [H_\phi] \{\dot{f}_a\} - [K_\phi] \{f_a\} + \frac{n}{2R} \{\ddot{q}_a\} &= \{0\}. \end{aligned} \quad (22)$$

Для получения ХУ, соответствующего уравнениям движения (22) в неподвижной системе координат, необходимо выполнить цепочку преобразований, аналогичную (11)-(15).

После преобразований получаем обобщенное ХУ для частного случая $D=0$:

$$\begin{vmatrix} [B_r(\lambda_0)] & [B_{ra}(\lambda_0)] & [0] \\ [B_{ar}(\lambda_0)] & [B_{a\Sigma}(\lambda_0)] & mR\lambda_0^2[E] \\ [0] & \frac{n}{2R}\lambda_0^2[E] & [B_\phi(\lambda_0)] \end{vmatrix} = 0, \quad (23)$$

или в более компактной форме записи:

$$\begin{vmatrix} [S_0(\lambda_0)] & mR\lambda_0^2[E] \\ \frac{n}{2R}\lambda_0^2[E] & [B_\phi(\lambda_0)] \end{vmatrix} = 0, \quad (24)$$

$$\begin{aligned} [B_\phi(\lambda_0)] &= [E]\lambda_0^2 + [H_\phi]\lambda_0 - [K_\phi] = \\ &= (\lambda_0^2 + h_\phi - \omega^2)[E] - (2\omega\lambda_0 + h_\phi\omega)[E_c]; \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} [B_r(\lambda_0)] &= [M_r]\lambda_0^2 + [H_r]\lambda_0 + [K_r]; \\ [B_{ra}(\lambda_0)] &= [M_{ra}]\lambda_0^2 + [H_{ra}]\lambda_0 + [K_{ra}]; \\ [B_{ar}(\lambda_0)] &= [M_{ar}]\lambda_0^2 + [H_{ar}]\lambda_0 + [K_{ar}]; \\ [B_{a\Sigma}(\lambda_0)] &= [M_{a\Sigma}]\lambda_0^2 + [H_a]\lambda_0 + [K_a]; \\ [S_0(\lambda_0)] &= \end{aligned}$$

$$= [B_{a\Sigma}(\lambda_0)] - [B_{ar}(\lambda_0)][B_r(\lambda_0)]^{-1}[B_{ra}(\lambda_0)].$$

Здесь матрицы $[M_\Sigma]$, $[H]$ и $[K]$ представлены соответствующими блоками.

Подматрицы, входящие в (23), имеют следующие размеры: $[B_\phi(\lambda_0)]$, $[E]$, $[E_c]$, $[B_{a\Sigma}(\lambda_0)]$ – размером (2,2); $[B_r(\lambda_0)]$ – размером (n_b, n_b) ; $[B_{ra}(\lambda_0)]$, $[B_{ar}(\lambda_0)]$ – размерами $(n_b, 2)$ и $(2, n_b)$ соответственно. Отметим, что все подматрицы, входящие в (24), имеют размер (2, 2).

Обобщенное ХУ (24) может быть также представлено в следующих эквивалентных формах определителя второго порядка:

$$\begin{aligned} \left| [B_\phi(\lambda_0)] - \frac{1}{2}nm\lambda^4[S_0(\lambda_0)]^{-1} \right| &= 0; \\ \left| [S_0(\lambda_0)] - \frac{1}{2}nm\lambda^4[B_\phi(\lambda_0)]^{-1} \right| &= 0; \end{aligned} \quad (25)$$

$$\text{или} \quad \left| [S_0(\lambda_0)][B_\phi(\lambda_0)] - \frac{1}{2}nm\lambda^4[E] \right| = 0.$$

Формы (25) представляют собой определители второго порядка и получены с использованием их свойств [8]. Отметим также, что при получении уравнений (24) и (25) предполагалось, что $|B_r(\lambda_0)| \neq 0$, $|S_0(\lambda_0)| \neq 0$ и $|B_\phi(\lambda_0)| \neq 0$.

Особенность частного случая $D=0$ состоит в том, что при этом отпадает необходимость перехода от неподвижной к вращающейся системе координат для устранения периодических коэффициентов. Поэтому матрицы динамической модели ОРМ имеют более простой вид, что расширяет возможности аналитического исследования устойчивости в пространстве параметров МС. Примером этого может служить точное решение, полученное в работе [6]. Кроме того, при $D=0$ (в отличие от общего случая параметра D) может быть исследована автобалансировка более широкого класса роторных машин (в силу отсутствия требования осесимметричности её свойств) методами теории устойчивости автономных систем.

2. Частный случай $D=1$. При этом имеет место:

$$|d_c| = 0; \quad D_c^2 + D_s^2 = n^2. \quad (25)$$

Равенство нулю определителя $|d_c|$ приводит к тому, что формы записи обобщенного ХУ (17), (19), соответствующие вращающейся системе координат, приобретают более простой вид:

$$\lambda(\lambda + h_\phi) \left(\lambda(\lambda + h_\phi) - \frac{1}{2}m \operatorname{tr}(R) \right) = 0; \quad (26)$$

$$\lambda = -\frac{1}{2}h_\phi \pm \frac{1}{2}\sqrt{h_\phi^2 + 2m \operatorname{tr}(R)}. \quad (27)$$

Как видим в этом частном случае в собственном спектре МС всегда присутствуют собственные числа $\lambda_1=0$ и $\lambda_2=-h_\phi$. Это дает возможность понизить порядок ХУ МС, что расширяет возможности дальнейшего аналитического исследования. Отметим также, что наличие нулевого корня требует его дополнительного анализа.

Заключение

Таким образом, в работе получено обобщенное характеристическое уравнение (14), определяющее области устойчивости роторной машины с многомассовым автобалансиром пассивного типа. Полученные эквивалентные формы представления обоб-

щенного ХУ (15)–(19) позволяют повысить эффективность применения приближенных методов аналитического исследования устойчивости рассматриваемых МС. Показано, что задача упрощается при анализе частных случаев особого расположения КГ в АБУ, при которых геометрический параметр D принимает значения $D=0$ и $D=1$. Исследование этих частных случаев, с одной стороны, расширяет возможности аналитического определения границ устойчивости для сложных РМ, а с другой стороны – дает наиболее важную информацию для эффективного практического применения пассивного АБУ.

Результаты получены на основе единого общего подхода и применимы для роторных машин весьма широкого класса.

Литература

1. Нестеренко, В.П. Автоматическая балансировка роторов приборов и машин со многими степенями свободы [Текст] / В.П. Нестеренко. – Томск: Изд-во Томского ун-та, 1985. – 84 с.
2. Філімоніхін, Г.Б. Зрівноваження і вібровальні роторів автобалансирами з твердими коригувальними вантажами [Текст] / Г.Б. Філімоніхін. – Кіровоград: КНТУ, 2004. – 352 с.

3. Горбенко, А.Н. Об устойчивости автобалансирующего ротора с помощью шариков [Текст] / А.Н. Горбенко // Проблемы прочности. – 2003. – № 3 (363). – С. 120-129.

4. Горбенко, А.Н. Изменение границы устойчивости автобалансирующего ротора шарами в процессе эксплуатации [Текст] / А.Н. Горбенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 8 (55). – С. 156-159.

5. Горбенко, А.Н. Основы общего подхода к анализу устойчивости роторных машин с пассивным автобалансиром [Текст] / А.Н. Горбенко; Керченский гос. морской технол. ун-т. – Керчь, 2008. – 52 с. – Рус. – Деп. в ГНТБ Украины 07.07.2008, №108 – Ук2008.

6. Горбенко, А.Н. Аналитическая оценка эксплуатационной устойчивости автобалансирующего ротора на основе точного решения частной задачи [Текст] / А.Н. Горбенко // Двигатели внутреннего сгорания. – 2009. – № 2. – С. 109-114.

7. Горбенко, А.Н. Общая структура уравнений движения роторных машин с автобалансиром пассивного типа [Текст] / А.Н. Горбенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 8 (85). – С. 71-76.

8. Гантмахер, Ф.Р. Теория матриц [Текст] / Ф.Р. Гантмахер. – М.: Наука, 1988. – 552 с.

Поступила в редакцию 19.09.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры А.А. Кислый, Керченский государственный морской технологический университет, Керчь, Украина.

УЗАГАЛЬНЕНЕ ХАРАКТЕРИСТИЧНЕ РІВНЯННЯ СТІЙКОСТІ РОТОРНИХ МАШИН З АВТОБАЛАНСИРОМ

О.М. Горбенко

У роботі розглядається проблема нелінійної стійкості багатомасового автобалансируючого пристрою пасивного типу, встановленого на довільну роторну машину. На основі рівнянь збудженого руху з сумарними узагальненими координатами автобалансира отримано узагальнене характеристичне рівняння для аналізу стійкості механічної системи. Запропонована процедура пониження порядку характеристичного рівняння для подальшого наближеного аналізу. Отримані узагальнені формули, що дозволяють оцінити спектр власних чисел і область стійкості автобалансування роторної машини. Розглянуті окремі випадки.

Ключові слова: роторна машина, ротор, автобалансування, пасивний автобалансир, стійкість, характеристичне рівняння.

THE GENERALIZED CHARACTERISTIC EQUATION OF STABILITY OF ROTOR MACHINES WITH THE AUTOBALANCER

A.N. Gorbenko

The problem of nonlinear stability of the multimass passive autobalancer installed on rotor machine is considered in the article. On the basis of the perturbed movement equations with the sum generalized coordinates of the autobalancer the generalized characteristic equation for the analysis of stability of mechanical system is received. Procedure of reduce of an order of the characteristic equation for the following approached analysis is offered. The generalized formulas which allow to estimate a spectrum of eigenvalues and region of autobalancing stability of rotor machine are received. Special cases are considered.

Key words: rotor machine, rotor, autobalancing, the passive autobalancer, stability, the characteristic equation.

Горбенко Александр Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры судовых энергетических установок Керченского государственного морского технологического университета, Керчь, Украина, e-mail: gan@kerch.net., www.gorbenko-a-n.narod.ru.

УДК 621.671:532.528:629.76.017.2

Ю.А. ЖУЛАЙ¹, С.И. ДОЛГОПОЛОВ²¹ *Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Украина,*² *Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Украина***ВЛИЯНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВИБРАЦИЙ КОНСТРУКЦИИ И ПУЛЬСАЦИЙ ЖИДКОСТИ НА КОЭФФИЦИЕНТ УСИЛЕНИЯ ПИТАЮЩЕГО ТРУБОПРОВОДА**

Получено выражение для коэффициента усиления питающего трубопровода жидкостной ракетной двигательной установки при совместных продольных колебаниях конструкции трубопровода с сильфоном, и жидкости в нем. Для конкретной системы питания показано, что взаимодействие продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости может существенно изменять модуль коэффициента усиления питающего трубопровода и его собственную частоту колебаний. Это обусловлено близостью частот колебаний парциальных систем конструкции трубопровода и жидкости, а также учетом демпфирования в трубопроводе.

Ключевые слова: жидкостная ракета, продольные колебания корпуса, жидкостная ракетная двигательная установка, кавитация в насосах, коэффициент усиления, взаимодействие колебаний.

Введение

Механизм потери устойчивости по отношению к продольным колебаниям (POGO) жидкостных ракет связан [1, 2] с возрастанием кругового коэффициента усиления замкнутой динамической системы жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) – корпус ракеты вследствие близости резонансных частот колебаний жидкости в питающем трубопроводе и собственных частот колебаний корпуса ракеты. Основными звеньями этой системы являются корпус ракеты (колебательное звено), двигатель (источник энергии) и его питающие трубопроводы, осуществляющие положительную обратную связь [2]. Входным параметром питающего трубопровода как звена рассматриваемой системы ЖРДУ – корпус ракеты является давление компонента топлива на выходе из бака, а выходным – давление на входе в двигатель. Поэтому основной характеристикой питающего трубопровода как звена системы является коэффициент усиления.

В работах [3, 4] показано, что в системах питания ЖРДУ взаимодействие продольных колебаний конструкции питающего трубопровода и жидкости может оказывать существенное влияние на границу области устойчивости по отношению к кавитационным колебаниям и их частоты. При анализе же устойчивости по отношению к продольным колебаниям жидкостных ракет это взаимодействие, как правило, не учитывается [5].

Целью данной работы является исследование влияния совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости в нем на коэффициент усиления питающего трубопровода.

1. Коэффициент усиления

Расчетная схема питающего трубопровода ЖРДУ при взаимодействии продольных колебаний конструкции питающего трубопровода и жидкости в нем представлена на рис. 1.

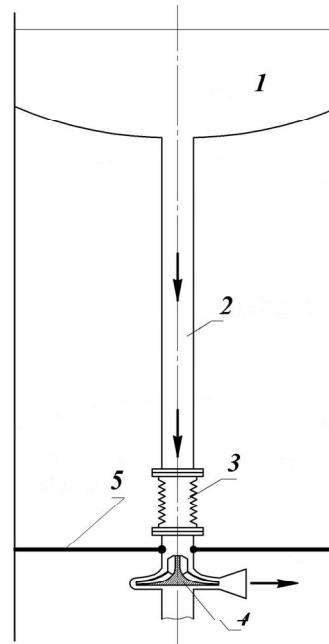


Рис. 1. Расчетная схема питающего трубопровода:
1 – бак; 2 – питающий трубопровод;
3 – сильфон; 4 – шнекоцентробежный насос;
5 – крепление двигателя

В состав питающего трубопровода входит сильфон, который при продольных колебаниях конструкции трубопровода может иметь определяющее

значение, так как при равной продольной силе продольные перемещения у сильфона, обычно, значительно больше, чем у трубопровода.

Для определения коэффициента усиления питающего трубопровода ЖРДУ при совместных продольных колебаниях конструкции и жидкости может быть использована математическая модель, представленная в работах [3, 4]. Она включает уравнение движения жидкости в питающем трубопроводе, уравнения для определения давлений на входе и выходе из насоса, уравнение движения жидкости в напорном трубопроводе, уравнения движения и состояния конструкции трубопровода с сильфоном. После преобразования Лапласа эти уравнения примут вид:

$$\begin{cases} \delta \bar{p}_B = \delta \bar{p}_1 + [R_1 + (J_1 + J_{OT})s] \delta \bar{G}_1 - R_{1M} \delta \bar{u}_z, \\ s \delta \bar{p}_1 = \left(-\frac{B_1}{\gamma_{ж}} + R_{K1}s \right) \delta \bar{G}_1 + \left(\frac{B_1}{\gamma_{ж}} + R_{K2}s \right) \delta \bar{G}_2 - \\ - d_{ж} \delta \bar{u}_z, \\ \delta \bar{p}_2 = (1+m) \delta \bar{p}_1 + s_2 \delta \bar{G}_2, \\ \delta \bar{p}_2 = (R_2 + s J_2) \delta \bar{G}_2, \\ C_M s \delta \bar{F}_z = (1 + \mu_z s) \delta \bar{u}_z + d_M s \delta \bar{p}_1, \\ m_M s \delta \bar{u}_z = -\delta \bar{F}_z, \end{cases} \quad (1)$$

где s – переменная преобразования Лапласа;

δ – символ, указывающий на малые отклонения параметра от его установившегося значения;

p_B – давление жидкости на выходе из бака;

p_1, G_1, p_2, G_2 – давление и расход на входе и выходе из насоса;

$F_z, \dot{u}_z$ – продольная сила и скорость перемещения конструкции трубопровода;

R_1, J_1, R_2, J_2 – коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивления питающего и напорного трубопроводов;

$\gamma_{ж}$ – удельный вес жидкости;

J_{OT} – коэффициент инерционного сопротивления, обусловленный наличием обратных течений на входе в насос;

B_1, B_2, T_K – упругость, сопротивление и постоянная времени кавитационных каверн;

m – тангенс угла наклона касательной к кавитационной характеристике насоса;

s_2 – тангенс угла наклона касательной к напорной характеристике насоса;

m_M – масса трубопровода;

C_M – податливость конструкции трубопровода с сильфоном;

μ_z – коэффициент демпфирования конструкции трубопровода;

$$R_{1M} = R_1 A_{ж} \gamma_{ж};$$

$$R_{K1} = B_2 - \frac{B_1 T_K}{\gamma_{ж}}; \quad R_{K2} = \frac{B_1 T_K}{\gamma_{ж}};$$

$$d_{ж} = -B_1 A_{ж}; \quad d_M = C_M A_{ЭФ};$$

$A_{ж}$ – площадь поперечного сечения трубопровода, занятого жидкостью;

$A_{ЭФ}$ – эффективная площадь сильфона.

В данной работе принято дополнительное предположение о том, что коэффициент формы колебаний питающего трубопровода по длине трубопровода постоянен.

Исключая из системы уравнений (1) все параметры, кроме $\delta \bar{p}_B$ и $\delta \bar{p}_1$ можно получить выражение для коэффициента усиления питающего трубопровода ЖРДУ:

$$k_p = \frac{\delta \bar{p}_1}{\delta \bar{p}_B} = 1 / \left[1 + k_1 + \frac{R_1 + s(J_1 + J_{OT})}{-\frac{B_1}{\gamma_{ж}} + R_{K1}s} \times \left(s - \frac{\left(-\frac{B_1}{\gamma_{ж}} + R_{K1}s \right) (1+m)}{R_2 - s_2 + s J_2} - k_2 \right) \right], \quad (2)$$

$$\text{где} \quad k_1 = \frac{R_{1M} d_M s}{m_M C_M s^2 + \mu_z s + 1};$$

$$k_2 = \frac{d_{ж} d_M s}{m_M C_M s^2 + \mu_z s + 1}.$$

Здесь параметры k_1 и k_2 отражают взаимодействие продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости. При $k_1=0$ и $k_2=0$ (2) обращается в известное выражение для коэффициента усиления k_p [6].

2. Результаты расчета коэффициента усиления

Рассмотрим влияние продольных связанных колебаний конструкции питающего трубопровода с сильфоном и жидкости в нем на его коэффициент усиления применительно к шнекоцентробежному насосу, которые представлены в работе [3]. Расчеты проводились для номинального режима работы насоса по числу кавитации $k^* = 0,146$ и параметру режима $q = 0,44$. Параметры, учитывающие кавитационные явления в насосе B_1, B_2 и T_K , определялись по гидродинамической модели [6–8].

В соответствии со значениями этих параметров частота колебаний парциальной системы жидкости

в питающем трубопроводе составляет $f_{ж} = 22,7$ Гц. Это подтверждается характером изменения коэффициента усиления питающего трубопровода, представленном на рис. 2 (кривая 1). Учет взаимодействия продольных колебаний конструкции питающего трубопровода и жидкости в нем приводит к существенному изменению его коэффициента усиления. Это наблюдается иногда даже при значительно отличающихся частотах колебаний парциальных систем жидкости $f_{ж}$ и конструкции питающего трубопровода f_T .

$$f_T = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{m_M C_M}}.$$

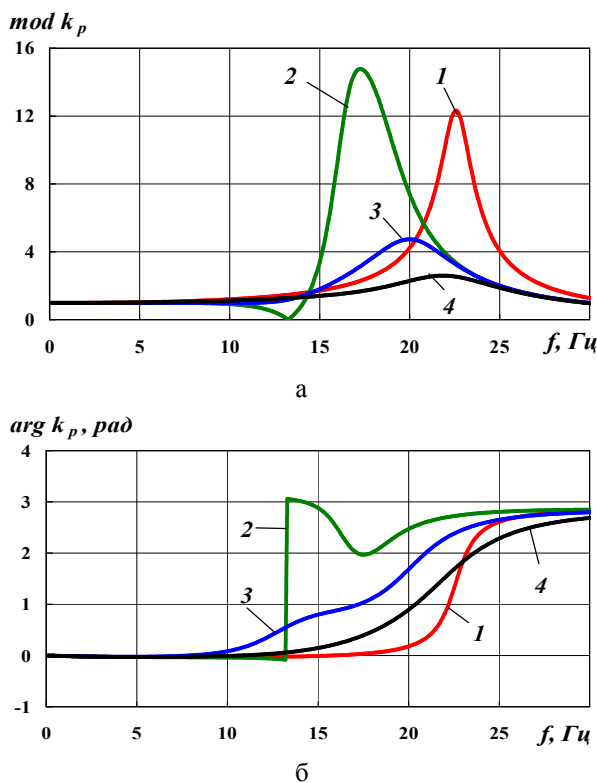


Рис. 2. Зависимости модуля (а) и аргумента (б) коэффициента усиления жидкости в питающем трубопроводе от частоты колебаний ($f_T = 13,2$ Гц): 1 – без учета взаимодействия конструкции трубопровода и жидкости; 2 – с учетом взаимодействия, $\mu_Z = 0$; 3 – с учетом взаимодействия, $\mu_Z = 0,005$; 4 – с учетом взаимодействия, $\mu_Z = 0,005$ и $f_T = 20$ Гц

Как показывает кривая 2 рис.2, полученная при $f_{ж} = 22,7$ Гц и $f_T = 13,2$ Гц ($\mu_Z = 0$) модуль коэффициента усиления k_p увеличился с 12,2 до 14,7, а резонансная частота колебаний связанной системы сместилась с 22,7 Гц до 17,4 Гц. Причиной такого сильного взаимодействия, при отличающихся значениях $f_{ж}$ и f_T , а также при отсутствии демпфиро-

вания в конструкции питающего трубопровода, являются большие значения коэффициентов связи R_{1M} , $d_{ж}$ и d_M для рассматриваемой системы питания ЖРДУ.

Существенное влияние на коэффициент усиления при совместных продольных колебаниях конструкции трубопровода и жидкости в нем оказывает демпфирование конструкции трубопровода. Это демонстрирует кривая 3, отличающаяся от кривой 2 (рис. 2) ненулевым демпфированием, которое не только уменьшает модуль коэффициента усиления, но и смещает резонансную частоту колебаний связанной системы в сторону частоты колебаний парциальной системы жидкости.

Одновременное введение демпфирования конструкции трубопровода в расчет коэффициента усиления и сближение частот колебаний парциальных систем жидкости $f_{ж} = 22,7$ Гц и конструкции питающего трубопровода $f_T = 20$ Гц приводит к дальнейшему смещению резонансной частоты колебаний связанной системы и уменьшению модуля коэффициента усиления (кривая 4). Таким образом, конструкция питающего трубопровода с сильфоном может играть роль демпфера продольных колебаний, так и уменьшения модуля коэффициента усиления.

Следует отметить, что в данной работе влияние сильфона на коэффициент усиления жидкости в питающем трубопроводе коренным образом отличается от встречаемого в литературе [2], где предполагается, что установка сильфона приводит лишь к дополнительной податливости жидкости. Здесь податливость сильфона вместе с массой конструкции питающего трубопровода составляет отдельное колебательное звено. Его взаимодействие с колебательной системой, которую составляют масса жидкости в питающем трубопроводе и, в основном, податливость кавитационных каверн в шнекоцентробежном насосе, и определяет коэффициент усиления питающего трубопровода ЖРДУ.

Заключение

Получено выражение для коэффициента усиления питающего трубопровода ЖРДУ при совместных продольных колебаниях его конструкции, включающей сильфон, и жидкости в нем. Для конкретной системы питания ЖРДУ показано, что такое взаимодействие существенно изменяет модуль коэффициента усиления жидкости в питающем трубопроводе и собственную частоту колебаний питающего трубопровода. Это обусловлено близостью частот колебаний парциальных систем конструкции

и жидкости, а также учет демпфирования в трубопроводе.

Перспективным в данном направлении исследования является проведение анализа устойчивости по отношению к продольным колебаниям корпуса жидкостной ракеты с учетом взаимодействия продольных колебаний конструкции питающего трубопровода и жидкости в нем.

Литература

1. Натанзон, М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты [Текст] / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
2. Колесников, К.С. Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем [Текст] / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 1971. – 260 с.
3. Жулай, Ю.А. Математическое моделирование совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости при кавитационных колебаниях в линиях питания ЖРД [Текст] / Ю.А. Жулай, С.И. Долгополов, Т.А. Грабовская // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 5 (62). – С. 58 – 63.
4. Пилипенко, О.В. Математическое моделирование совместных продольных колебаний конструкции трубопровода и жидкости в гидравлической системе при установке байпасного демпфирующего трубопровода [Текст] / О.В. Пилипенко, Ю.А. Жулай, С.И. Долгополов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 1/78. – С. 21 – 25.
5. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей [Текст] / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, Н.И. Довготько, Ю.Е. Григорьев, И.К. Манько, О.В. Пилипенко // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 11 – 37.
6. Пилипенко, В.В. Кавитационные колебания и динамика гидросистем [Текст] / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
7. Пилипенко, В.В. Кавитационные автоколебания [Текст] / В.В. Пилипенко. – К.: Наук. думка, 1989. – 316 с.
8. Пилипенко, В.В. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в инекоцентрических насосах различных типоразмеров [Текст] / В.В. Пилипенко, С.И. Долгополов // *Техническая механика*. – 1998. – №. 8. – С. 50 – 56.

Поступила в редакцию 12.10.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, профессор, зав. каф. технической механики А.А. Приходько, Днепрпетровский национальный университет, Украина.

ВПЛИВ ВЗАЄМОДІЇ ВІБРАЦІЙ КОНСТРУКЦІЇ Й ПУЛЬСАЦІЙ РІДИНИ НА КОЕФІЦІЄНТ ПІДСИЛЕННЯ ЖИВИЛЬНОГО ТРУБОПРОВОДУ

Ю.О. Жулай, С.І. Долгополов

Отримано вираз для коефіцієнта підсилення живильного трубопроводу рідинної ракетної рушійної установки при спільних поздовжніх коливаннях конструкції трубопроводу з сифоном, і рідини в ньому. Для конкретної системи живлення показано, що взаємодія поздовжніх коливань конструкції трубопроводу і рідини може істотно змінювати модуль коефіцієнта підсилення живильного трубопроводу і його власну частоту коливань. Це обумовлено близькістю частот коливань парціальних систем конструкції трубопроводу і рідини, та урахуванням демпфірування в трубопроводі.

Ключові слова: рідинна ракета, поздовжні коливання корпусу, рідинна ракетна рушійна установка, кавітація в насосах, коефіцієнт підсилення, взаємодія коливань.

INFLUENCE OF INTERACTION OF STRUCTURAL VIBRATIONS AND LIQUID PULSATIONS UPON THE AMPLIFICATION FACTOR OF THE FEEDING PIPELINE

Yu.A. Zhulay, S.I. Dolgoplov

An expression for amplification factor of the feeding pipeline of a propulsion system of liquid-propellant rocket at joint longitudinal oscillations of pipeline structure and liquid is received. For the specific power supply system it is shown that interaction of longitudinal oscillations of pipeline structure and liquid may essentially change the module of amplification factor of the feeding pipeline. This is caused by nearness of oscillation frequencies of the partial systems of pipeline structure and liquid, also regarding the damping in the pipeline.

Keywords: liquid-propellant rocket, longitudinal oscillations of the body, propulsion system of liquid-propellant rocket, pump cavitation, amplification factor, interaction of oscillations.

Жулай Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., ведущий научн. сотр. Института транспортных систем и технологий НАНУ, Днепрпетровск, Украина, e-mail: zhulay@westa-inter.com.

Долгополов Сергей Иванович – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., ст. научн. сотр. Института технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина.

UDC 629.7.036

A.M. SHOJAEI, V.S. CHIGRIN

National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine

DEVELOPMENT CONCEPT OF JET ENGINES FOR THE UNMANNED AERIAL VEHICLES

Based on published open sources, analyzed the problems solved by unmanned aerial vehicles (UAVs) and applied them to the types of gas turbine engines. Designing engine for the UAV can perform «from scratch» in designing a special engine for a specific aircraft. However, a more appropriate use of the gas generator is tested practice of modular development of gas turbine engines, upgrading them to solve specific problems. For supersonic UAV with a range of 500 km is reasonable to use a simplified and light turbojet, relatively inexpensive, although with worse performance characteristics compared with turbofan engines. The distinctive design features of these engines are a low number of compressor stages, single-stage turbine, double-bearing, single-shaft rotor, the simplified system starter, system lubrication and fuel. As objective function in designing for turbojet engines with short lifetime for the UAV is advisable to use at least economic cost to design, manufacture and operation of the engine at the given parameters of thrust and specific fuel consumption. An example of the design characteristics of the single-shaft turbojet calculation, developed for the UAV-based gas generator series turbofan training aircraft.

Key words: *Unmanned aerial vehicles (UAV), gas-turbine engines, turbojet, module Turbo-engine, supersonic UAV.*

Introduction

Since 1980s abroad are actively carried out extensive work to develop unmanned aerial vehicles (UAVs), the new generation, designed to perform various tasks in the interests of the armed forces. Currently, the development and mass production firms engaged in UAV many countries. The greatest success in this area has been made by the United States, Israel, France, Germany and Canada. Other countries are working actively toward unmanned aerial vehicles: Sweden, Japan, China, India, Iran, Australia, Poland, Bulgaria, Czech Republic, South Korea, South Africa, Brazil and others. According to reports, at the beginning of the XXI century in the armed forces of many countries were more than 120 types of UAV. Unmanned aerial vehicle-A kind of flying machine, which is administered by the pilot not on board. There are the following UAV: autonomously based on pre-programmed flight plans (uncontrollable), automatic complex dynamic automation systems, remotely piloted aircraft. By functionality can be divided into the UAV Target and decoy (simulation), and Reconnaissance UAV designed to simulate real conditions in enemy aircraft and air weapons, including cruise missiles, to work out ways and means of their destruction or training of personnel, as well as misinformation of enemy air defenses. Reconnaissance unmanned systems are used to provide battlefield intelligence, gather information and transmit it in real-time to data link

connecting the aircraft operator, even with the autonomous functioning of the aircraft.

In recent years abroad to work out the unmanned combat aerial vehicles (UCAV), capable of carrying various weapons to destroy the ground, surface and air targets.

Currently, UAVs are considered as a promising component of aerospace monitoring sites that are critical for safe operation of the fuel and energy complex. Given the specificity of propulsion for the short resource UAVs and UAV disposable, cost of engines, their development should be minimized, but it must be considered and a comparison of costs and the UAV performed its function, which justifies the relatively high cost propulsion system for unmanned aircraft for special purposes. Especially to the initial periods design, this can replace physical experiments and advanced testing facilities conducting full-scale mathematical modeling.

1. Raising of task

The gas turbine engines for UAVs occupy a fairly large part of the military aircraft engines (Fig. 1).

One characteristic of the modern approach to the design of jet engine is an integrated (system), the solution of design problems. Systematic approach to design means considering the engine as part of a complex that includes a power plant and airframe of the aircraft. In Fig. 2 shows the basic requirements that distinguish engines for military and civil purposes.

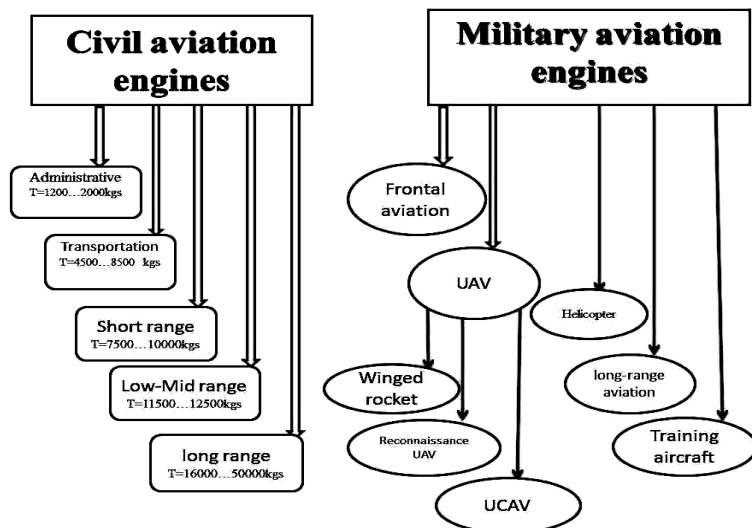


Fig. 1. The usage of gas turbine engines in aircraft

According to foreign experts [1], for unmanned aerial vehicles with a range of 500 km are advisable to use a simplified lightweight turbojet, relatively inexpensive, although with poorer performance characteristics when compared with bypass engines (turbofan jet engine).

Civil aviation	Military aviation
⇒ Low consumption fuel	⇒ HIGH thrust
⇒ ELIGIBILITY FOR ECOLOGY	⇒ High resistance to effects
	⇒ Incomprehensible
⇒ Low mass	
⇒ High reliability	
⇒ Maintainability	
⇒ Low costs life cycle	

Fig. 2. Modern requirements, applicable to the jet engines

The distinctive design features of these engines are a small number of compressor stages (for example, on a tactical version of the rocket «Tomahawk» with J402-CA-400 engine compressor has two stages – centrifugal and axial), single-stage turbine, double-bearing and single-shaft rotor, simplified launch systems, lubrication and fuel supply. As an objective function in designing short lifetime jet engine for the UAV, it is advisable to use least economic cost to design, manufacture and operation of the engine at the given parameters of thrust and specific fuel consumption.

2. Decision of the put task

The determining factor for selecting the type of propulsion and thermodynamic parameters of the engine cycle, according to [2], in the design stage of technical

proposals is a system that is a UAV with its terms and conditions. Consider the approach to the selection of the main parameters of the thermodynamic cycle in case the engine for unmanned aircraft takeoff weight of 5000 kg, with a controllable air intake, which is the main mode of cruise flight at an altitude of 25000 ... 40000 ft, (9....12 km) and $K = 8$ at a cruise speed to $M = 2$, the airborne speed $V = 240$ km/h [3]. The main requirement in this case is the provision of required level of thrust jet engine at cruising flight.

As a first approximation demanded thrust power at cruising jet engine for the sample must be at least 6,1 kN, takeoff thrust during takeoff distance

800 m – 14 kN.

The temperature of stagnation at the flight altitude of 10 km in jet engine is $T_H^* = 223$ K.

The inlet gas temperature at the turbine T_G^* is usually determined by the achieved level of technology or other specific limitations.

In this case the amount is reasonable to limit values from 1250 ... 1275 K based on the requirements of without cooling blades and nozzle apparatus disk turbine (to reduce the cost of the engine). And optimum pressure in cycle

$$CPR_{c \text{ optimal}} = \sqrt{\left(\frac{T_G^*}{T_H^*}\right)^{\frac{k}{k-1}}} = \sqrt{\left(\frac{1250}{223}\right)^{3,5}} = 20,4.$$

With optimal value of $\pi_{C \text{ opt}}$ can be calculated the optimum pressure ratio of compressor:

$$CPR_{\text{optimal}} = \frac{\pi_{\text{opt}}}{\sigma_{\text{inlet}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}}} = 2,7,$$

where $\sigma_{\text{inlet}} = 0,97$ – coefficient of restitution to the adjustable air intake.

As well known [4], compressor pressure ratio economical (CPR_{econ}) does not coincide with CPR_{optimal} . CPR_{econ} , at which the engine has a specific fuel consumption minimum (SFC min) most economical, is significantly higher than CPR_{optimal} , at which the engine has a maximum specific thrust. Therefore, for further calculations, we accept $CPR = 5$.

The results of calculating thermodynamic turbojet performed by the method [5] on the maximum take-off conditions are presented in Table 1.

Table 1
Thermic calculation of turbojet single-shaft

BASIC DATA	
Thrust R = 14000.0N	$T_c=1250.0K$ $H_u=43000.kDj/kg$
$S_{inlet} = .97$	$S_c = .96$ $\eta_c = .86$ $\eta_t = .89$
$KCIc = .98$	$FIc = .98$ $PIc = 5.0$
$G_{охл} = 3.00\%$	$P_H = 101300.Па$ $T_H = 288.K$
Without afterburning mode $TG = 1250.K$	
$G_{air} = 19.99 kg/c$	$PIc = 5.0$
$R_{уд} = 700.4$	$C_{уд} = .10805$ $R = 14000.0$
$PI_{it} = 1.95$	$PIc = 2.38$
$P_c = 491305.$	$P_G = 471653.$ $P_t = 241257.3$
$T_c = 483.5$	$T_t = 1090.6$ $C_c = 686.0$
$H_c = 196794.$	$H_t = 198770.7$
$Cla = 210. m/c$	$Dk1 = .381 m$ $D_{вт1} = .133 m$
$D_{ср} = .286 m$	$ДЛИНА РЛ = .124 m$
$a1 = 327.9 m/c$	$W1k = 442.6 m/c$ $U1k = 389.6 m/c$

The indexes in table 1:

H_U – calorific value of the fuel; S_{inlet} – coefficient of restitution in regulated air intake; η_c and η_t – Compressor efficiency and Turbine efficiency; S_c – Pressure recovery distortion in the combustion chamber; $KCIc$ – the completeness of combustion ratio; FIc the coefficient rate of the nozzle; π_C^* – pressure ratio of compressor; $G_{охл}$ – selection of air cooling, and the needs of the aircraft; G_{air} – Engine air flow; $R_{уд}$ – specific thrust, $C_{уд}$ – specific fuel consumption; P_c , P_G , P_t , T_c , T_t – Pressure and temperature behind compressor and turbine; C_c – velocity of the gas from jet nozzle.

The calculation of the altitude – velocity has shown that the designed engine with the program adjustment $n_{TKnp.} = \text{const}$ and all conditions controlled nozzle when flying at an altitude of 10,000 m and $M = 2$ provides traction 10,8 kN, which is somewhat higher required thrust. If using an unregulated supersonic nozzle in the same conditions provides traction 7 kN, which is close to the necessary value. This significantly simplifies the design of the nozzle and the engine control system, reduced weight and cost of power plant, significantly reduced the specific fuel consumption (from 0,1418 kg / N·h to 0,1308 kg/N·h). Fuel consumption per hour during the flight of the UAV to cruising in this case is 916 kg/h. The low temperature at the compressor inlet at takeoff and cruise modes (T_{inlet}^* not more than 500 K) and at the outlet of the compressor (T_{outlet}^* not more than 600 K) can be used in the compressor design cheap materials (steel) or, if the goal is to reduce the mass of the propulsion system alloys titanium. Contemporary methodology for creating advanced gas turbine engines of all engine building companies based on the advanced development of scientific and technological potential for key technologies, sites, systems, basic gas generators. It is advisable to use this methodology to reduce time and reduce the cost of engine development for UAVs. For example, on unmanned reconnaissance and target Tupolev TU-143, «REYS» turbojet TR3-117 is based on a gas generator turbo shaft engine TV3-117 used and well

proven in the Mi-8, Mi-17, Mi-24, Mi-28, Ka-27, Ka-50 and others. On UAVs developed in Russia «Skat» take-off mass 10000 kg plan to install the RD-5000B thrust 49,5 kN, established on the basis of two engines RD-93 (modified RD-33 turbofan aircraft MIG-29) [6]. For the turbojet, discussed in the example, you can use a gas generator series Turbofan Engine RT.172-26 «Adur» MK.101 development Rolls-Royce, Turbomeca [7] (air flow through the first stage – 20,8 kg/s, $\pi_C^* = 4$, $T_G^* = 1490 K$) gas generator or series design turbofan ZMKB «Progress» DW-2 training and combat aircraft L39MS/L-59 [8] (air flow through the first stage – 20,24 kg/s, $\pi_C^* = 6$, $T_G^* = 1352 K$). Both engines have a modular design that greatly simplifies the design process based on the series turbojet gas generator. It is possible to use gas generators with the same parameters of some other series engines. When using a gas generator engine DW-2 and a small decrease in cycle parameters to simplify the design and provide a resource ($\pi_{HP}^* = 5,5$, $T_G^* = 1275 K$), engine provides a thrust at takeoff 14,23 kN, when flying at cruising – 7,07 kN, which satisfies the above example.

Conclusions

1. The determining factor for selecting the type of UAV propulsion and thermodynamic parameters of the engine cycle is a system that is a UAV with its conditions of use and power plant.
2. As an objective function in designing short life-time jet engine for the UAV, it is advisable to use least economic cost to design, manufacture and operation of the engine at the given parameters of thrust and specific fuel consumption.
3. For supersonic UAV with a range of 500 km is advisable to use a simplified light turbojet, developed on the basis of mass-produced gas generator turbine engines.

References

1. Иностранные авиационные двигатели: Справочник ЦИАМ [Текст] / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. – 592 с.
2. Михайлов, А.Е. Выбор параметров силовой установки для беспилотного летательного аппарата одноразового применения [Текст] / А.Е. Михайлов, Д.А. Ахмедзянов // Молодой ученый. – 2011. – Т.1, 4(27). – С. 25 – 28.
3. Никитин, Г.А. Основы авиации [Текст]: моногр. / Г.А. Никитин, Е.А. Баканов. – М.: Транспорт, 1984. – 261 с.
4. Ахмедзянов, А.М. Выбор параметров авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учеб.

пособие / А.М. Ахмедзянов, Ю.Г. Арьков, Х.С. Гумеров. - Уфа: УАИ, 1986. - 70 с.

5. Павленко, Г.В. Термодинамический расчет газотурбинных двигателей и установок [Текст]: учеб. пос. / Г.В. Павленко. - Х.: ХАИ, 2007. - 64 с.

6. Боевой беспилотный «Скат» будет оснащен пилотажными двигателями [Текст]: [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://lenta.ru/news/2007/08/31/skat/>. - 31.08.2007 г.

7. Нерубасский, В.В. Турбореактивные двух-

контурные двигатели для боевой авиации [Текст]: В 4-х ч.; ч 4. - Двигатели с форсажными камерами: Справочное пособие / В.В. Нерубасский. - Х.: ХАИ, 2011. - 284 с.

8. Нерубасский, В.В. Турбореактивные двухконтурные двигатели для региональных пассажирских, административных и учебно-тренировочных самолетов [Текст]: В 4-х ч. ч 3. - Двигатели малой тяги: Справочное пособие / В.В. Нерубасский. - Х.: ХАИ, 2008. - 217 с.

Поступила в редакцию 11.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник В.В. Логинов, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Украина.

КОНЦЕПЦІЯ РОЗРОБКИ ГТД ДЛЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

А.М. Шоджаї, В.С. Чигрин

По матеріалах відкритих видань проаналізовано завдання, що вирішуються безпілотними літальними апаратами (БПЛА) і вживані для них типи газотурбінних двигунів. Розробку двигуна для БПЛА можна виконувати «з нуля», проектуючи спеціальний двигун для конкретного літального апарату. Проте доцільнішим є використання газогенераторів перевірених практикою розробок модульних ГТД, модернізуючи їх для вирішення конкретних завдань. Для надзвукових БПЛА з дальністю польоту до 500 км доцільно використовувати спрощені легкі ТРД, порівняно недорогі, хоча і з гіршими технічними характеристиками в порівнянні з ТРДД. Відмітними конструктивними особливостями таких двигунів є компресор з малим числом ступенів, одноступінчата турбіна, двоопорний одновальний ротор, спрощені системи запуску, мастильна і паливопостачання. Як цільову функцію при проектуванні малоресурсних ГТД для БПЛА доцільно використовувати мінімум економічних витрат на проектування, виробництво і експлуатацію двигуна при заданих параметрах тяги і питомої витрати палива. Наведений приклад проектувального розрахунку характеристик одновального ТРД, що розробляється для БПЛА на базі газогенератора серійного ТРДД учбово-тренувального літака.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, турбореактивний двигун, газогенератор, модульний ГТД.

КОНЦЕПЦИЯ РАЗРАБОТКИ ГТД ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.М. Шоджаи, В.С. Чигрин

По материалам открытой печати проанализированы задачи, решаемые беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) и применяемые для них типы газотурбинных двигателей. Разработку двигателя для БПЛА можно выполнять «с нуля», проектируя специальный двигатель для конкретного летательного аппарата. Однако более целесообразным является использование газогенераторов проверенных практикой разработок модульных ГТД, модернизируя их для решения конкретных задач. Для сверхзвуковых БПЛА с дальностью полета до 500 км целесообразно использовать упрощенные легкие ТРД, сравнительно недорогие, хотя и с худшими техническими характеристиками по сравнению с ТРДД. Отличительными конструктивными особенностями таких двигателей являются компрессор с малым числом ступеней, одноступенчатая турбина, двухопорный одновальный ротор, упрощенные системы запуска, смазки и топливопитания. В качестве целевой функции при проектировании короткоресурсных ГТД для БПЛА целесообразно использовать минимум экономических затрат на проектирование, производство и эксплуатацию двигателя при заданных параметрах тяги и удельного расхода топлива. Приведен пример проектировочного расчета характеристик одновального ТРД, разрабатываемого для БПЛА на базе газогенератора серийного ТРДД учебно-тренировочного самолета.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, турбореактивный двигатель, газогенератор, модульный ГТД.

Шоджаи Амир Мохаммад – студент каф. конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ashojaei577@gmail.com.

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: chigrin_vs@rambler.ru.

УДК 662.7, 662.8.

Я.А. КУМЧЕНКО**НПП «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина**

ЕДИНАЯ ВОЛНОВАЯ ПРИРОДА ЗАРЯДОВ ВСЕХ ИЕРАРХИЧЕСКИХ УРОВНЕЙ В РЕЗОНАТОРНОЙ КОНЦЕПЦИИ «КАШТУЛ» НА ПРИМЕРАХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО И ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЕЙ И ЕЕ ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЯХ

Работа развивает идеи Фарадея (1832 г.) о волновой природе силовых взаимодействий. Впервые с единых позиций предложена физическая модель зарядов в виде объектов-резонаторов с пульсирующими поверхностями. Автор углубил результаты своих работ по общему механизму силовых взаимодействий различных иерархических уровней, строго придерживаясь твердого убеждения механиков прошлого столетия о многоликост, но единой природе этих явлений. Согласно им размеры объектов любых иерархических уровней имеют резонансный характер, а сами объекты выступают в роли резонаторов. Обмен волновой энергией между ними определяет характер их взаимодействия – притяжение, отталкивание или их отсутствие при резонансе. Определены величины акустических, гравитационных, электрических и других зарядов волновой природы. Они зависят от интенсивности волновой энергии активного резонатора как аккумулятора и источника волновой энергии, величины поверхностей излучения (поглощения), соотношения их частот, разности фаз колебаний и т.д. Т.к. гравитационный заряд намного меньше электрического за счет несоизмеримости периодов колебаний их поверхностей, сравнение гравитации протонов с их электростатическим взаимодействием глубоко ошибочно. Получены уточненные законы Ньютона и Кулона, в которых отсутствует сингулярность.

Ключевые слова: резонатор, единая волновая природа зарядов, пульсирующая поверхность заряда-резонатора, сингулярность.

1. Введение. Постановка проблемы

На III Международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее» автором [1] очень пространно (углубленно) был освещен вопрос о **волновой** природе зарядов различных иерархических уровней, в том числе и электрического заряда и его полярности. В подтверждение того, что идея автора о волновой природе силовых взаимодействий не нова, приводим полный текст письма М. Фарадея Королевскому обществу под названием «Открытие Фарадея», опубликованного в 40-х годах прошлого столетия в сборнике статей «Электромагнитные волны», вып. I, под редакцией А.А. Лебединского [2]. Ниже приводятся как вступление к письму от издательства, так и сам текст М. Фарадея в оригинале, который широкой научной общественности мира не известен.

От издательства. Печатаемый ниже текст письма был найден в конце 1938 г. в архивах Королевского общества и опубликован в *Wifeless Engineer* №176. 1938 г. Письмо это было написано М. Фарадеем и датировано 12 марта 1832 г. На конверте письма было написано: «Новые воззрения, подлежащие в настоящее время хранению в архивах Королевского общества».

Некоторые результаты исследований, описанных в двух статьях под заглавием «Экспериментальные работы с электричеством», недавно прочтенных в Королевском обществе, и вопросы, вытекающие из них в связи с другими взглядами и опытами, привели меня к заключению, что на распространение магнитного воздействия требуется время, т.е. – при воздействии одного магнита на другой отдаленный магнит или кусок железа влияющая причина (которую я позволю себе назвать магнетизмом) распространяется от магнитных тел постепенно и для своего распространения требует определенного времени, которое очевидно, окажется весьма незначительным.

Я полагаю также, что электрическая индукция распространяется точно таким же образом. Я полагаю, что распространение магнитных сил от магнитного полюса похоже на колебания частиц воздуха, т.е. я намерен приложить теорию колебаний к магнитным явлениям, как это сделано по отношению к звуку, и является наиболее вероятным объяснением световых явлений.

По аналогии я считаю возможным применить теорию колебаний к распространению электрической индукции. Эти воззрения хочу проверить экспериментально, но так как мое время занято исполнением служебных обязанностей, что может вызвать прод-

ление опытов, которые, в свою очередь, могут явиться предметом наблюдения, я хочу, передавая это письмо на хранение Королевскому обществу, закрепить открытие за собой определенной датой и, таким образом, иметь право, в случае экспериментального подтверждения, объявить эту дату датой моего открытия. В настоящее время, насколько мне известно, никто из ученых, кроме меня, не имеет подобных взглядов.

Королевский институт

М. Фарадей 12 марта 1832 г.

Настоятельная необходимость радикального пересмотра картины мира обосновывается не только автором статьи. В 1996 году в Бостонском университете состоялся симпозиум, посвященный концептуальным основаниям квантовой теории поля (КТП) и т.н. стандартной модели (СМ) с ее возможностью описать фундаментальные взаимодействия в рамках единой теоретической структуры [4].

Как известно, КТП является теоретической парадигмой современной фундаментальной физики - физики элементарных частиц и космологии. Из библиографических материалов симпозиума [5] видно, что большинство физиков, занимающих лидирующие позиции в области КТП, не согласны с общепринятой в настоящее время парадигмой современной картины мира, которая оставляет открытыми такие основополагающие вопросы как:

1. Что такое пространство и время?
2. Объяснение автономности уровней иерархии масштабов, их энергии и выяснение характера связи между ними.
3. Объяснение причинности протекающих процессов.
4. Что является источником сил?
5. Как объяснить принцип редукционизма, который неоднократно обнаруживал свою несостоятельность?
6. Отсутствуют обоснования природы элементарных частиц.
7. Что такое материя?
8. Является ли мир непрерывным или дискретным (дисперсным)?

Автор данной работы полностью присоединяется к точке зрения, например, Дж. Стэнга, высказанной им в рамках указанного симпозиума, что для создания адекватной теории «квантовой гравитации» необходим радикально новый подход и в настоящее время «мнение о том, что проблема квантовой гравитации нуждается в нестандартном подходе, становится преобладающей» (см. [6], стр. 1028).

В связи с такими авторитетными мнениями многих известных ученых нами и предложена своя альтернативная парадигма наблюдаемой картины мира, которая устраняет большинство перечислен-

ных недостатков теперешних взглядов как на микро-, так и на макроуровне. Она имеет волновую резонаторную природу для всех масштабных уровней, в том числе включая и планеты Солнечной системы. Ее суть в следующем [8, 11-16]:

Источником энергии (сил) взаимодействия для любых масштабных уровней является вселенское универсальное волновое поле и в его иерархическом смысле. При этом следует учитывать следующее:

1) он (источник) и является универсальной причиной явлений, протекающих в макро- и микромире;

2) материальные макро- и микромиры несут дискретный характер [10];

3) носителями волновой энергии являются замкнутые устойчивые системы резонаторного характера, способные ее локализовать в безызлучательном и непоглощательном смысле и обмениваться ею при потере устойчивости;

4) детерминированный подход к изучению физического взаимодействия между носителями волновой энергии в системе первоначального масштабного уровня (до взаимодействия) предполагает иметь его конечным результатом переход к новой устойчивой системе со своим масштабным уровнем. При отталкивании между носителями энергии первоначальный масштабный уровень меньше конечного, а притяжении – наоборот. При одинаковых масштабных уровнях взаимодействие отсутствует, что отвечает устойчивому (установившемуся) состоянию системы;

5) масштаб системы и саму систему, в которой развивается изучаемое явление, назовем **пространством**, которое имеет материальный характер;

6) величину продолжительности протекающих при этом силовых взаимодействий назовем **временем**;

7) обязательность перехода в состояние стабильности (устойчивости) в новой замкнутой системе с уже ее масштабным уровнем как результат взаимодействия между носителями волновой энергии прежней системы диктует основополагающий принцип единства **пространства-времени**;

8) энергия «КАШТУЛ» может трансформироваться и локализоваться в иерархическом плане в изучаемом пространстве в автономных устойчивых подсистемах-резонаторах, которые и составляют всю систему;

9) силовая связь между автономными подсистемами-резонаторами объясняется отсутствием резонанса между взаимодействующими агентами обмена волновой энергией (резонаторами различных масштабов). Она подтверждается исследованиями П.Н. Лебедева, М.И. Карновского и автора этой работы [6-11];

10) вот почему в рамках единой резонаторной природы силовых взаимодействий для всех мас-

штабных уровней принцип редукционизма отпадает из-за его ненадобности;

11) если один из двух обменивающихся волновой энергией источников (резонаторов) будет иметь большую (меньшую) частоту собственных колебаний, то они будут притягиваться (отталкиваться) между собой [3 – 8].

В рамках предлагаемой автором альтернативной парадигмы силовых взаимодействий приведем показательный опыт Андраде (см. [11]).

На рис. 1, а, б представлены: а – стеклянные шарики, висящие в воздухе, б – воздушные шарики, находящиеся в водной среде.

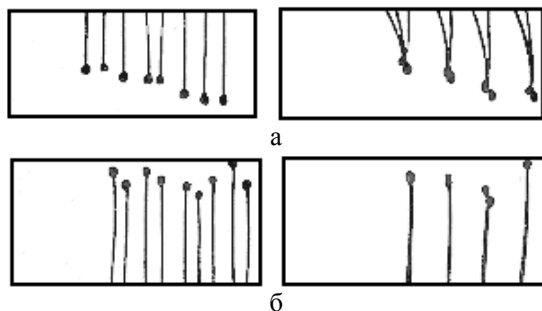


Рис. 1. Поведение аэрозольных частиц в акустическом поле

При отсутствии акустического поля шарики не взаимодействуют, при его наложении они притягиваются в **пучности стоячих волн**. При снятии волнового поля шарики приходили в первоначальное невзаимодействующее положение. Отсюда вывод – именно волновой процесс является причиной силовых взаимодействий между шариками.

На рис. 2 (см. [11]) представлена характерная кривая акустических взаимодействий двух резонаторов (опыты П.Н. Карновского и М.И. Карновского). Из нее видно, что неодинаковость рабочих частот резонаторов приводит их или к притягиванию, или к отталкиванию между собой.

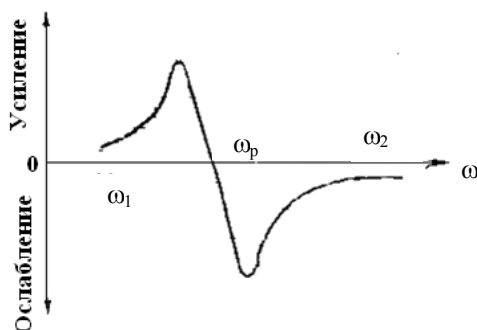


Рис. 2. Кривая силовых взаимодействий двух резонаторов, в области ω_2 – они притягиваются, в области ω_1 – они отталкиваются, при $\omega_1 = \omega_2$ (резонанс) – силовые взаимодействия отсутствуют

При резонансе ($\omega_1 = \omega_2 = \omega_p$) механическое взаимодействие между ними отсутствует (условие равновесия). Это вытекает из 11 и 12 пунктов обоснований сущности модели.

В результате тщательных экспериментов с резонаторами П.Н. Лебедев сделал вывод, что взаимодействие между акустическими, гидродинамическим и электромагнитными резонаторами имеет **абсолютно одинаковый характер**.

Следуя П.Н. Лебедеву, автор сделал, на его взгляд обоснованное, заключение о единой резонаторной волновой природе взаимодействий для макро- и микроуровней в иерархическом смысле.

В рамках предлагаемого здесь единого волнового и резонаторного механизма силовых взаимодействий автор и предложил универсальную волновую константу (инвариант) для всех дисперсных (дискретных) систем макро- и микромира на примере планет Солнечной системы, находящихся в устойчивом резонансном состоянии [7, 13]:

$$K = \frac{4\pi^2 R^3}{MT_p^2} = \left(\frac{\rho T^2}{3\pi} \right)^{-1} = \gamma, \quad (1)$$

где R – радиус планет, T_p – период их колебаний как нулевых источников волновых процессов; M – масса планет и самого Солнца; ρ – их плотности.

Видно, что он для всех планет Солнечной системы равен постоянной гравитации.

Результаты расчетов K для всех планет Солнечной системы, Луны и Солнца приведены в табл. 1, где также приведены значения периодов затухающих колебаний $T_{зат}$, которые взяты из экспериментальных данных.

В своих построениях автор использовал результаты работ крымских астрофизиков [20], где отмечается, что при изучении рентгеновских колебаний ядер Галактик со спутников «Ариэль» и «Exosat» определены их периоды колебаний (см. табл. 2), которые оказались равными 160 мин. Эти значения периодов совпадают с периодами Солнца и основными тонами колебаний его планет.

Кроме того, в экспериментальных работах [17, 20] были выявлены «сравнительно кратковременные феномены – предвестники землетрясений, длительность которых варьирует от 5-6 до 20 ч.». Исследование структуры динамического возмущения в этих опытах показало, что максимум спектра сосредоточен в области 132 – 139 мин. для данных наблюдений и в Боровом (Казахстан), и в Санкт-Петербурге, а также в 1987 году в Обнинске и Санкт-Петербурге (рис. 3 [17]).

Автор объясняет эти данные тем, что в результате планетарного воздействия вселенского волнового источника энергии «КАШТУЛ» было нарушено равенство в формуле (1).

Таблица 1

Сравнение параметров

Параметр/агент	Солнце	Меркурий	Венера	Земля	Марс	Луна
M , кг	$1,98 \cdot 10^{30}$	$3,28 \cdot 10^{23}$	$4,83 \cdot 10^{24}$	$5,98 \cdot 10^{24}$	$6,37 \cdot 10^{23}$	$7,34 \cdot 10^{22}$
R , м	$6,95 \cdot 10^8$	$2,57 \cdot 10^6$	$6,31 \cdot 10^6$	$6,38 \cdot 10^6$	$3,43 \cdot 10^6$	$1,74 \cdot 10^6$
T , мин	160	91	91	80	98,85	106,7
K , $m^3/kg \cdot c^2$	$7,24 \cdot 10^{-11}$	$7,01 \cdot 10^{-11}$	$7,01 \cdot 10^{-11}$	$7,41 \cdot 10^{-11}$	$7,08 \cdot 10^{-11}$	$6,91 \cdot 10^{-11}$
$T_{зат}$, мин.	167	93,5	93,5	84	101,8	108,6
$K_{зат}$, $m^3/kg \cdot c^2$	$6,67 \cdot 10^{-11}$	$6,67 \cdot 10^{-11}$	$6,67 \cdot 10^{-11}$	$6,67 \cdot 10^{-11}$	$6,67 \cdot 10^{-11}$	$6,67 \cdot 10^{-11}$

Таблица 2

Параметры галактических объектов

Объект	Сейфертовский тип	Период. мин
Солнце	-	160,0101 (± 1)
NGC 4151	Sy 1,5	160,0099 (± 5)
3C 273	Sy 1	160,0105 (± 7)
NGC 1275	Sy 2 (pec)	160,0094 (± 8)
NGC 3516	Sy 1	160,0100 (± 9)
NGC 4051	Sy 1	161,6 (± 8)

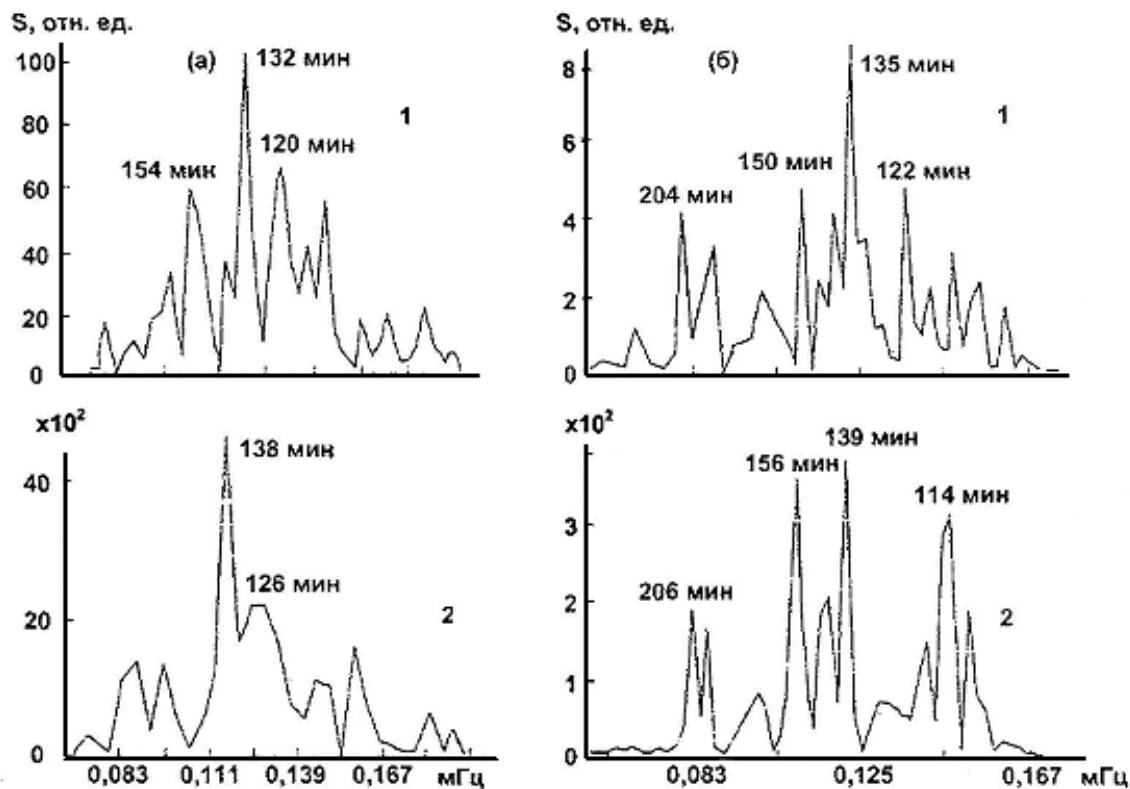


Рис. 3. Периодограммы сейсмических процессов, зарегистрированных в 1992 г. (а) в Боровом (1) и Санкт-Петербурге (2), а также в 1987 г. (б) в Обнинске (1) и Санкт-Петербурге (2)

Из равенства (1) видно, что при увеличении периода колебаний имеет место разуплотнение Земли, а при его уменьшении происходит ее сжатие, что и является причиной землетрясений. Отсюда автор и делает вывод о том, что одинаковые значения инварианта для всех планет Солнечной системы, а также планетарный характер предвестников землетрясений имеет место только при наличии универсального (вселенского) источника волновой энергии

«КАШТУЛ», энергия которого и «выстроила» Солнечную систему в том виде, в котором мы ее и наблюдаем в настоящее время. Этот источник и контролирует геодинамическую, геофизическую, гравитационную обстановку Земли.

Контроль этого источника энергии за кинематикой планет Солнечной системы и самого Солнца рассмотрим по аналогии с акустическими взаимодействиями нескольких источников, снова исполь-

зую основополагающий вывод П.Н. Лебедева о том, что акустические, гидродинамические и электромагнитные резонаторы имеют **абсолютно одинаковый характер** обмена волновой энергией. Для этого позаимствуем результаты работ сотрудников кафедры акустики МГУ А.Н. Иванникова, О.С. Тонаканова и др. (см. ссылки в [8, 16]), где применена новая методика исследования взаимодействия между источниками поля (резонаторами), основанная на энергетическом подходе. На рис. 4 представлены энергетические структуры ближнего звукового поля в плоскости, проходящей через центры источников звука.

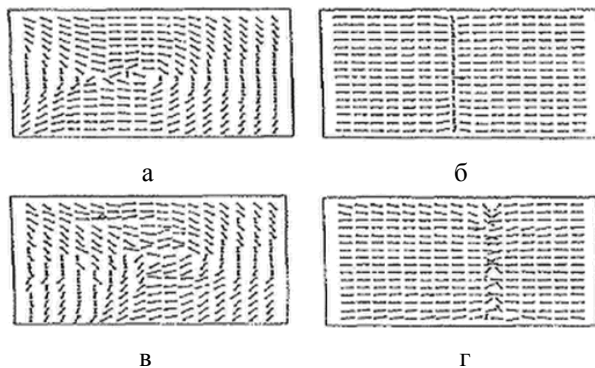


Рис. 4. Экспериментальное и теоретическое определение структуры акустического поля:

а, в – векторы активной интенсивности, имеющие вихревую природу; б, г – векторы реактивной интенсивности центра источников звука (а и б – расчет, в и г – эксперимент)

На рис. 4 а, в показаны векторы активной интенсивности, которые имеют вихревую природу. Из рис. 4. б, г видно, как реактивная интенсивность «стекает» в «узел», который совпадает с центром вихря.

Из этих экспериментов особо выделим следующие два факта: 1) реактивная составляющая интенсивности поля входит в нулевой источник колебаний со всех сторон шара и перпендикулярна его поверхности, 2) активная составляющая интенсивности имеет вихревой характер, чем и объясняется вращение шара в целом.

Опираясь на эти два факта, автор приходит к следующим выводам:

1. Процесс самогравитации Земли и всех планет Солнечной системы, как и самого Солнца, вызван реактивной составляющей интенсивности, причиной которой является универсальный (вселенский) волновой источник энергии «КАШТУЛ».

2. Активная (вихревая) его составляющая является причиной вращения всех планет Солнечной системы, а также самого Солнца.

Из формулы (1) можно записать следующее выражение для случая пульсации поверхности планет как волновых источников нулевого порядка:

$$\frac{R^3}{MT_{\pi}^2} = (\text{const})_{\pi}, \quad (2)$$

где R – радиус планеты;

M – ее масса;

T_{π} – период пульсации поверхности планеты;

$(\text{const})_{\pi}$ – постоянная величина для пульсирующих планет.

Из (1) и (2) можно представить в аналогичной форме константу для вращения планет и Солнца:

$$\frac{R^3}{MT_{\text{вр}}^2} = (\text{const})_{\text{вр}}, \quad (3)$$

где $T_{\text{вр}}$ – период вращения планеты.

Без вывода скажем, что периоды колебаний поверхностей планет и Солнца как источника колебаний нулевого порядка и периоды их вращения вокруг осей связаны между собой равенством:

$$T_{\text{вр}} = nT_{\pi}, \quad (4)$$

где n – число, связывающее эти периоды.

Например, период вращения Земли

$$T_{\text{врз}} = 9T_{\pi\text{з}},$$

где $T_{\text{врз}} = 24$ часа, $T_{\pi\text{з}} = 160$ мин., $n=9$.

В работе [4] определялась интерференционная картина от двух источников монопольного типа, находящихся в безграничной среде. Результаты их экспериментов и расчетные значения близки между собой, что свидетельствует о правильности выводов авторов. Схема взаимного расположения источников звука 1 и 2 и направления исследований параметров поля представлены на рис. 5 (см. [4]).

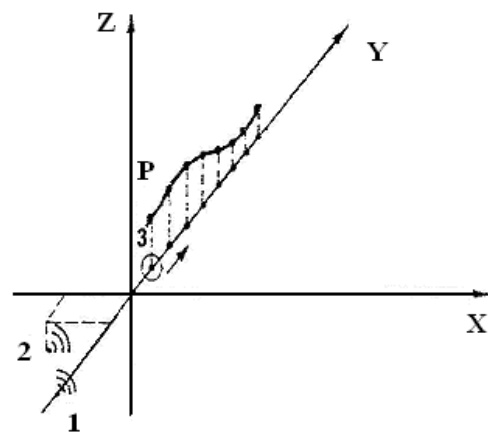


Рис. 5. Схема взаимного расположения источников звука 1 и 2 и направления исследования параметров

Структура участков звукового поля от двух источников звуков показана на рис. 6. (эксп. [17]).

На рис. 6.в показаны в изометрии эллиптические траектории движения частиц среды. Плоскости движения совпадают с плоскостями, определяемыми векторами активной и реактивной интенсивностей I_a и I_p . (6.а и 6.б).

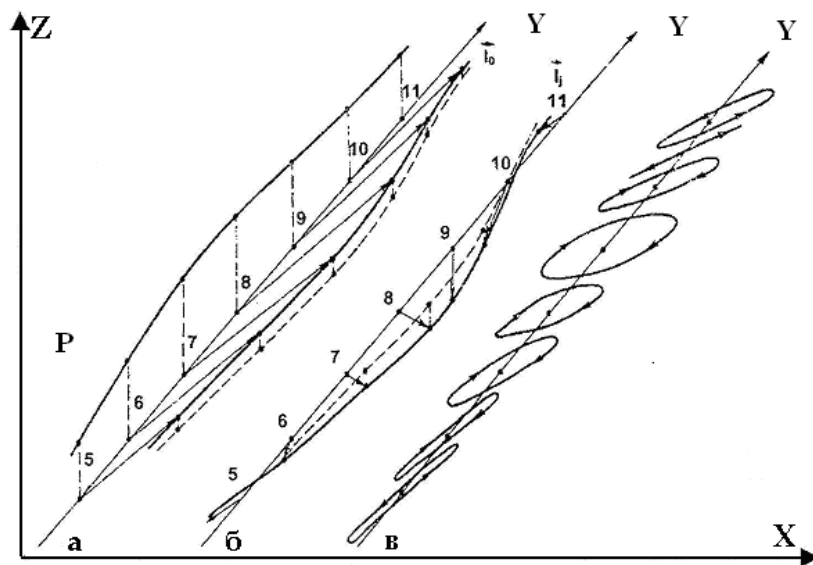


Рис. 6. Структура участков звукового поля от двух источников звука

Таким образом, как отмечается в [4], «по аналогии с другими видами волновых процессов для акустических полей в жидкостях и газах можно использовать понятие «поляризация», характеризующее поведение звуковой волны в данной точке поля. При этом состояние поляризации в общем случае будет неодинаковым в различных точках звукового поля. Волна может быть поляризована линейно или по кругу при соблюдении определенных амплитудных и фазовых условий, зависящих от условий возбуждения звукового поля, наличия границ и их характеристик». Из экспериментальных данных [4] видно, что направление поляризации может меняться на противоположное через характерный пространственный размер звукового поля. В местах такого изменения наблюдается линейная поляризация.

Автор данной работы считает правильным провести аналогию (вспомним экспериментальный и основополагающий вывод Лебедева П.Н.) между интерференцией монополюсных источников колебаний работы [4] и такими же процессами между источниками колебаний ядер Галактик (см. [17]). При этом будем иметь однозначный результат – поляризацию галактической среды, в том числе и в пространстве, занимаемом Солнечной системой. Вывод автора подтверждается работами Пикельнера, Фесенкова и др. (см. например [5, 18, 20]).

Исходя из сказанного, плоскость эклиптики можно считать гигантской плоскостью поляризации, где происходят круговые движения планет Солнечной системы по эллиптическим орбитам (см. [13]). Напомним, что энергетика этих движений обеспечивается универсальными (вселенскими) источниками волновых полей, которые контролируют вращение и обращение как планет Солнечной системы

вокруг Солнца, так и вращение самого Солнца вокруг центра нашей Галактики.

2. Волновая природа зарядов и обоснование их единой природы для различных иерархических уровней

При дальнейшем изложении материала будем использовать полнейшую аналогию между силовыми взаимодействиями акустических, гидродинамических, геодинамических и других видов резонаторов, а также всех выводов, которые были получены выше.

Рассмотрим отдельно силовые взаимодействия зарядов на мезо-, макро- и микроуровнях соответствующих иерархических структур.

2.1. Мезоуровень

Изложение проводим согласно нашей работе [22]. По авторитетному мнению многих исследователей, в том числе и по мнению автора этой работы, основной приоритет по объяснению волновой природы силовых взаимодействий всецело принадлежит русским ученым Н.А. Умову (1873 г.), П.Н. Лебедеву (1897 г.) и норвежскому исследователю Ф.Бьеркнесу (1891 г.).

Средняя по времени сила взаимодействия между двумя пульсирующими в жидкости сферами по Бьеркнесу равна

$$F = (\rho\Omega_1)(\rho\Omega_2)\cos\psi/4\pi r l^2, \quad (5)$$

где ρ – плотность среды;

$\Omega = 4\pi^2 V$ – объемная скорость пульсирующего пузырька;

r – его радиус,

l – расстояние между ними;
 ψ – разность фаз колебаний сфер.

Скорость колебания поверхности сферы, пульсирующей под действием акустического давления P с круговой частотой ω определится как

$$V = P / \omega \rho r \left(\left(\omega^2_{\text{рез}} / \omega^2 - 1 \right)^2 + \eta^2 \right)^{1/2}, \quad (6)$$

где $\omega_{\text{рез}}$ – резонансная частота пузыря;

ω – частота возбуждения;

η – декремент затухания волновой энергии поля.

Зададимся вопросом: а что будет с жесткими сферами, находящимися в потоке жидкости или газа? Отметим, что именно Н.Е. Жуковский впервые заметил аналогию между силой Бьеркнеса для двух взаимодействующих пульсирующих сфер, находящихся в жидкости, и двух жестких сфер, находящихся в пульсирующем потоке жидкости или газа. При этом, как считает автор данной работы, в обмене волновой энергией между жесткими шарами принимает участие так называемая присоединенная масса жидкости.

Отдавая заслуженную дань упомянутым выше ученым, назовем силу взаимодействия между двумя пульсирующими сферами и жесткими шарами в пульсирующем потоке силой Бьеркнеса-Умова-Лебедева (БУЛ). Считаю, что автор этих строк имеет право такого предложения, т.к. им впервые была детально изучена природа таких силовых взаимодействий при обмене волновой энергией между частицами-резонаторами и наложенным силовым полем волнового характера для любых иерархических уровней [22].

2.2. Гравитация

Макроуровень рассмотрим на примере гравитации. Для этого перепишем уравнение (5) в виде

$$F = (\rho_1 V_1') (\rho_2 V_2') \cdot \cos \psi / 4\pi r x^2, \quad (7)$$

где V_1' и V_2' – первые производные объемов взаимодействующих объектов-резонаторов по времени.

При гармонических изменениях объемов и с учетом волнового инварианта имеем:

$$F = \gamma \cdot m_1 m_2 \cdot \cos \psi / r^2, \quad (8)$$

где m_1 и m_2 – массы, находящиеся в гравитационном волновом поле.

Здесь следует особо отметить, что (по Н.Е. Жуковскому) эффект силового взаимодействия будет идентичным что при осциллирующих объектах, что при их нахождении в волновом пространстве. Отметим, что для гравитации частота собственных колебаний небесных тел порядка 10^{-4} Гц.

В формуле (8) $F \neq \infty$ при $r \rightarrow 0$, поскольку $\cos \psi / r^2 \neq 0$.

Т.о., предлагаемая здесь модель полностью решает проблему сингулярности.

Выше нами было показано, что при интерференции результирующее волновое поле распадается на две составляющие: стягивающую к центру и вращающую вокруг него. Самогравитация (стягивающая составляющая) обязана Вселенскому источнику волновой энергии ВИВЭ, обеспечивающему энергией всестороннее сжатие космического объекта. Другая составляющая имеет вращательный характер и вращает небесные объекты (сверхспиновое движение для гравитации).

Широко известно, что тела, вращающиеся в разные стороны, при взаимодействии отталкиваются, а при параллельных векторах вращения они притягиваются. Этим-то и объясняются Солнечные и Земные вспышки - солнце- и землетрясения.

Именно по этой причине, например, самые катастрофические землетрясения приурочены к границам геоблоков. При их вращении в одинаковых направлениях реализуется притяжение между ними с соответствующим видом деформации Земли. При антипараллельном вращении геоблоки раздвигаются. Такое раздвижение наблюдается между Африкой и Южной Америкой, где, как известно, имеет место поворот материков одного относительно другого на 11° по часовой стрелке за время между двумя геологическими периодами. Отметим, что энергетика Солнце- и Землетрясений обеспечивается Вселенским источником волновой энергии – ВИВЭ.

2.3. Электрический заряд на примере электрона

Перепишем формулу (5) в виде

$$F = (\rho_1 V_1 \omega) (\rho_2 V_2 \omega) / 4\pi r x^2 = q_1 q_2 / 4\pi \epsilon_0 x^2, \quad (9)$$

где $\rho V \omega$ – электрический заряд;

$\omega = 2\pi\nu$ – его собственная частота;

$\epsilon_0 = \rho$.

Из-за отсутствия места детальный анализ выражения для электрического заряда будет проведен в дальнейших публикациях. В этой работе только сопоставим его теоретическую величину для электрона с экспериментом. Для этого представим выражение заряда в виде

$$q = \rho V \omega = m \omega.$$

Для электрона $e = m_e \omega$, а удельная величина заряда

$$\omega = e / m_e = 1,76 \cdot 10^{11} \text{ Кл / кг.}$$

При этом $\nu = \omega / 2\pi = 28 \text{ ГГц.}$

На основании наблюдательных данных, полученных в сентябре 2001 г. при помощи радиотелескопа РТ-22 в НИИ «КрАО» [23] найдены вариации микроволнового излучения активных областей

Солнца на частоте 15,4 ГГц, что соответствует 21-см излучению атома водорода для космических лучей. Т.к. молекула водорода состоит из двух атомов с параллельными или антипараллельными спинами (гомеополярная связь), то вполне логично предположить, что при ее деструкции и реализуется микроволновое излучение.

Углубленный вариант этого материала будет представлен в следующем сообщении.

Выводы

1. Впервые предложена волновая природа зарядов всех иерархических уровней.
2. Согласно предложенной модели волновой заряд пропорционален скорости изменения поверхности объекта, обменивающегося волновой энергией.
3. Таким объектом является частица-резонатор.
4. Энергетика космоса обеспечивается Вселенским источником волновой энергии – ВИБЭ.

Литература

1. Кумченко, Я.А. Перераспределение и аккумулярование первичной космической энергии в процессе эволюции астродинамической среды в зарядах-резонаторах различных уровней на примере гравитации и электростатики. Теория. Эксперимент [Текст]/Я.А. Кумченко // Тез. докл. III Межд. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее», Днепропетровск, 2011. – С. 10-11.
2. Кумченко, Я.А. Вселенский (универсальный) источник волновой энергии ближнего и дальнего космоса на примере вращения и обращения планет Солнечной системы и самого Солнца. Его волновой инвариант [Текст]/ Я.А.Кумченко // Сб. науч. работ КНУТШ «Энергетика Земли, ее геолого-экологические проявления, научно-практическое использование. 2006. – С. 79-86.
3. Tian, Ed. Conceptual foundations of Quantum Field theory [Текст]/ Ed. Tian, Yn. Cao // Cambridge Un. Press. 1999. – P. 114-121.
4. Жуков, А. О движении частиц среды в акустических полях сложной формы [Текст] / А. Жуков, А. Иванников // Вестник МГУ. – 1985 – Серия 3, т. 26, №2. – С. 81-88.
5. Киселев, Б. О поляризации геомагнитных пульсаций типа P_{12} на гармониках. [Текст]/ Б. Киселев, А.О. Козловский // Геомагн. и аэрон. – 1999. – Т. 30. – С. 71-82.
6. Исаев, П.С. Концептуальные основания квантовой теории поля [Текст] / П.С. Исаев, Е.А. Мамчур // УФН. – 2000. – Т. 170, № 9. – С. 1025-1030.
7. Кумченко, Я.А. Вселенский волновой источник энергии. Его волновой инвариант [Текст] / Я.А. Кумченко // Сб. тез. Докл. XX конф. стран СНГ «Дискретные системы», Одесса, 2004. – С. 132-134.
8. Кумченко, Я.А. Резонаторная природа направленности космических лучей и возможность использования их энергии в работе двигателей летательных аппаратов [Текст]/ Я.А. Кумченко // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника», вып.6, Днепропетровск. 2003. – С. 78-85.
9. Кумченко, Я.А. Универсальный (вселенский) источник волновой энергии «КАШТУЛ» как причина сотворения живого. Его энергетическое сопровождение процессов зарождения, поддержания и гибели жизни на примере биосферы Земли [Текст] / Я.А. Кумченко // Сб. тез. док. VII межд. конф. «Космос и биосфера»; Симфер. 2005 г. – С. 169-170.
10. Кумченко, Я.А. Вселенский (универсальный) источник волновой энергии «КАШТУЛ» как причина глобального изменения космической погоды. Его волновой инвариант на примере планет Солнечной системы [Текст]/ Я.А. Кумченко // Сб. тез. док. VII межд. конф. «Космос и биосфера»; Симфер. 2005. – С. 172-173.
11. Кумченко, Я.А. Резонаторная природа силового взаимодействия между аэрозольными частицами. Формирование акустической потенциальной ямы [Текст] / Я.А. Кумченко // Сборник «Физика аэродисперсных систем». Вып.39, Одесса, 2002. – С. 40-50.
12. Кумченко, Я.А. Единая резонаторная природа силового взаимодействия в микро- и макромире: альтернативная теория [Текст]/ Я.А. Кумченко // Сб. робіт конф. «Теорія та методика навчання математики, фізики, інформатики», т. 2, Кривий Ріг, 2002. – С. 101-102.
13. Кумченко, Я.А. Альтернативная резонаторная теория силовых взаимодействий в макромире: устойчивость Вселенной и ее энергетика на примере Солнечной системы [Текст] / Я.А. Кумченко // Сб. робіт конф. «Теорія та методика навчання математики, фізики, інформатики», т. 2, Кривий Ріг, 2002. – С. 103-108.
14. Кумченко, Я.А. Гравитация и самогравитация дисперсных систем [Текст] / Я.А. Кумченко // Сб. тез. докладов XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». Одесса, 2000. – С. 46-48.
15. Кумченко, Я.А. Дисперсность и резонансность – универсальное свойство природы [Текст]/ Я.А. Кумченко // Сб. докл. XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». Одесса, 2000. – С. 48-50.
16. Кумченко, Я.А. Гравитация и самогравитация дисперсных систем в резонаторной природе силового взаимодействия [Текст]/ Я.А. Кумченко // Сб. докладов XIX конф. стран СНГ «Дисперсные системы». Одесса, 2000. – С. 116-117.
17. Линьков, Е. Собственные колебания Земли [Текст]/ Е. Линьков, Л. Петрова // ДАН. – 1990. – Т. 313, № 5. – С.1095-1098.
18. Лютый, В. Компактные внегалактические объекты: поиск 160-минутной периодичности [Текст]/ В. Лютый, В. Котов // Письма в астроном. журнал. – 1990. – Т. 16, № 9. – С. 32-36.

19. Мычелкин, Э. Эллиптическая поляризация излучения Крабовидной туманности [Текст] / Э. Мычелкин, К. Джакушева // ДАН СССР. – 1966. – Т. 168, № 2. – С. 304-307.

20. Петрова, Л. Динамические особенности сейсмогравитационных колебаний Земли [Текст] / Л. Петрова, В. Волков // ДАН. – 1996. – Т. 351, № 5. – С. 683-686.

21. Пикельнер, С. Межзвездная поляризация света [Текст] / С. Пикельнер // УФН. – 1956. – Т. LVIII, вып. 2. – С. 285-318.

22. Кумченко, Я.А. Сила Бьеркнеса-Умова-Лебедева (БУЛ) в резонаторно-резонансном механизме очистки углеводородных и биотоплив от вредных примесей [Текст] / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 8/55. – С. 33-35.

23. Гельфрейх, Г.Б. О природе пульсаций микроволнового излучения Солнечных активных областей [Текст] / Г.Б. Гельфрейх, Ю.Т. Цап // Косм. наука и технология. – 2003. – Т. 9, № 5/6. – С. 136-139.

Поступила в редакцию 31.10.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.А. Мельников, Днепропетровский национальный университет, Украина.

**ЄДИНА ХВИЛЬОВА ПРИРОДА ЗАРЯДІВ ВСІХ ІЄРАРХІЧНИХ РІВНІВ
В РЕЗОНАТОРНІЙ КОНЦЕПЦІЇ “КАШТУЛ” НА ПРИКЛАДАХ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО
ТА ГРАВІТАЦІЙНОГО ПОЛІВ І ЇЇ ПРАКТИЧНЕ ВИКОРИСТАННЯ
В РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЯХ**

Я.О. Кумченко

Робота розвиває ідеї Фарадея (1832 р.) про хвильову природу силових взаємодій. Вперше з єдиних позицій запропоновано фізичну модель зарядів у вигляді об'єктів-резонаторів з пульсуючими поверхнями. Автор поглибив результати своїх робіт по загальному механізму силових взаємодій різних ієрархічних рівнів, суворо дотримуючись твердого переконання механіків минулого століття про багатолітність, але єдність природи цих явищ. За ними розміри об'єктів будь-яких ієрархічних рівнів мають резонансний характер, а самі об'єкти виступають у ролі резонаторів. Обмін хвильовою енергією між ними визначає характер їх взаємодій – притягування, відштовхування чи їх відсутність при резонансі. Визначені величини акустичних, гравітаційних, електричних та інших зарядів хвильової природи. Вони залежать від інтенсивності хвильової енергії активного резонатора як акумулятора і джерела хвильової енергії, величини поверхонь випромінювання (поглинання), співвідношення їх частот, різниці фаз коливань, т.і. Так як гравітаційний заряд набагато менше електричного за рахунок неспіввимірності періодів їх коливань, то порівняння гравітації протонів з їх електростатичною взаємодією є глибоко помилковим. Отримані уточнені закони Ньютона і Кулона, в яких відсутня сингулярність.

Ключові слова: резонатор, єдина хвильова природа зарядів, пульсуюча поверхня заряду-резонатора, сингулярність.

**UNIFORM WAVE NATURE OF CHARGES OF ALL HIERARCHICAL LEVELS IN A REASONATOR
CONCEPT "KAШТУЛ" ON EXAMPLES OF ELECTROMAGNETIC AND GRAVITATIONAL FIELDS
AND ITS PRACTICAL USE IN SPACE-ROCKET TECHNOLOGIES**

J.A. Kumchenko

The work developments of Faraday idea (1832) about a wave nature of power interactions. For the first time from uniform positions the physical model of charges as objects-resonators with pulsing surfaces is offered. The author has deepened results of his works on of the general mechanism of power interactions of various hierarchical levels, strictly adhering firm belief mechanics of the last century that the nature of these phenomena is manyfaced but uniform. Agrees by him the sizes of objects of any hierarchical levels have resonant character, and objects itsekf act in a role of resonators. The exchange of wave energy between them defines character of their interaction - attraction, pushing away or absence of them at a resonance. The sizes of acoustic, gravitational, electrical and other charges of a wave nature are determined. They depend on intensity of wave energy of the active resonator as accumulator and source of wave energy, size of surfaces of radiation, parity of their frequencies, difference of phases of fluctuations etc. Since the gravitational charge is much less electrical at the expense of an incommensurability of the periods of fluctuations of their surfaces, the comparison of gravitation of protons with their electrostatic interaction is deeply erroneous. The specified laws of Newton and Kulon are received, in which is absent singularity.

Key words: the resonator, uniform wave nature of charges, pulsing surface of the charge-resonator, singularity.

Кумченко Яков Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, директор, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина.

УДК 629.7.05

Н.Н. ПОНОМАРЕНКО, А.С. КРАВЧУК, А.С. РУБЕЛЬ, О.И. ЕРЕМЕЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МЕТОД ОЦЕНКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ ВИДЕОКАДРОВ**

Рассмотрена задача оценивания параметров полета летательного аппарата с использованием последовательности снимков поверхности Земли, полученных с бортовой видеокамеры. Предложен метод оценки векторов движения для последовательных кадров видео, основанный на поиске подобных участков двух изображений и учете их информативности. Для обеспечения приемлемой скорости работы метода предложено использовать быструю кластеризацию по граничному элементу множества. Сформирована тестовая видеопоследовательность для верификации методов оценки величины смещения между кадрами видео. В ходе сравнительного анализа с наиболее известными методами, показано, что предложенный метод обеспечивает одновременно наилучшую точность полученных оценок и наименьшее количество аномальных оценок.

Ключевые слова: анализ изображений, меры подобия изображений, кластеризация, контроль параметров полета беспилотного летательного аппарата

Введение

Постановка проблемы. Использование миниатюрных микромеханических датчиков в инерциально-навигационных системах беспилотных летательных аппаратов (БЛА) требует их комплексирования с внешними измерительными устройствами [1]. Комплексирование заключается в использовании информационной и структурной избыточности для повышения точности, надежности и помехозащищенности. Информационная избыточность образуется вследствие поступления однородной информации от нескольких датчиков различной природы с последующей системной обработкой этой информации. В частности происходит комплексирование данных о координатах БЛА, поступающие от системы GPS, с данными оптических систем навигации [2-4]. При этом по соседним кадрам видео могут вычисляться (оцениваться) смещения по координатам X и Y , поворот и ряд других параметров [5-7]. Оценка межкадровых смещений в видео связана с рядом проблем, таких как, наличие внутрикадровых искажений (например, размытие быстро движущихся объектов в направлении движения), необходимость анализа очень большого объема данных и др.

Анализ литературы. Задаче оценки смещения между кадрами видео в научной литературе традиционно уделяется повышенное внимание. В сжатии видео она носит название “компенсация движения”. Те методы сжатия видео, которые используют компенсацию движения, обеспечивают в среднем в полтора-два раза более высокую степень сжатия, чем методы, в которых каждый кадр сжимается независимо от остальных (такие, как Motion JPEG [8]). Ме-

тоды оценки величины смещения между кадрами, которые используются при сжатии видео, могут использоваться и в системе управления БЛА, однако они обладают рядом недостатков. Во-первых, эти методы разрабатываются для относительно небольших смещений. Во-вторых, в случае, когда такой метод оказывается неработоспособным, кодек сжатия видео просто переключается с межкадрового кодирования на внутрикадровое [9]. В случае же системы навигации желательно, чтобы метод сохранял работоспособность при любых смещениях.

В последнее время предложен ряд новых методов для оценки больших смещений между кадрами в условиях наличия на этих кадрах больших искажений. Среди таких методов можно отметить метод SURF [10], методы, основанные на корреляционном анализе [3, 11], методы, основанные на сопоставлении с шаблоном [12].

Однако, большинство этих методов основываются на тех или иных эвристиках и нуждаются в дополнительном исследовании.

Цель исследования. В данной работе предлагается новый метод оценки векторов движения по соседним кадрам видео, основанный на быстрой кластеризации множества блоков изображений. Осуществляется анализ эффективности предложенного метода и других наиболее известных методов.

1. Описание предлагаемого метода

Пусть даны два кадра видеопоследовательности (рис. 1) и требуется оценить смещение по координатам X и Y кадра на рис. 1, б по отношению к кадру на рис. 1, а.



а



б

Рис. 1. Два последовательных кадра видеопоследовательности: а – изображение А, б – изображение В

Кадры на рис. 1 представлены в формате 24 бит на пиксель (по 8 бит на красную, зеленую и синюю цветовые составляющие).

Предлагаемый метод основывается на кластеризации по граничному элементу множества [13]. Оба изображения разбиваются на блоки 9х9 пикселей с полным перекрытием (со сдвигом на один пиксель). При размерах изображения $N \times M$ пикселей в нем содержится $(N-4) \times (M-4)$ таких блоков.

Предварительно блоки преобразуются в одномерные векторы, с размерностью 243 (9×9 пикселей, по 3 цветовые компоненты каждый). Изображение А разбивается на кластеры согласно [13], причем кластеризация прекращается, когда в каждом кластере содержится не более K блоков. Рекомендуемым здесь значением является $K=64$ (в данном случае время, затрачиваемое на кластеризацию и время, затрачиваемое на поиск подобных блоков, являются примерно равными). Сложность кластеризации при этом не превышает $O(N \cdot M \cdot \log_2(N \cdot M))$.

Для вычисления расстояния между блоками (вычисление расстояния между блоками требуется при кластеризации) используется выражение:

$$\text{Dist}(V, Q) = \frac{1}{243} \sum_{i=1}^{125} (V_i - Q_i)^2, \quad (1)$$

где V, Q - блоки, между которыми вычисляется расстояние, преобразованные в одномерные вектора.

Далее для каждого блока V изображения В находится соответствующий ему кластер (не более $\log_2(N \cdot M)$ операций сравнения блоков). Внутри этого кластера находится наиболее похожий на него блок S изображения А (не более K операций). Если выполнять эту процедуру для всех возможных блоков изображения В, то суммарное число операций сравнения блоков не превысит

$$(N-4) \cdot (M-4) \cdot (\log_2(N \cdot M) + K).$$

После того, как для какого-то блока V найден наиболее похожий на него блок S , можно вычислить вектор смещения между ними и взять его в качестве элементарной оценки вектора смещения между кадрами А и В. Накопив достаточно большое значение таких элементарных оценок, можно их усреднить, либо взять медиану, получив, таким образом, статистически достоверную оценку вектора смещения между кадрами. Однако разные пары блоков V и S обеспечивают разную достоверность получаемых элементарных оценок, что необходимо тоже как-то учесть. Действительно, если блок V очень не похож на блок S , то смещение между этими блоками может быть мало связано со смещением между кадрами. И, наоборот, если блоки V и S отличаются мало, то вероятность того, что смещение между ними соответствует смещению между кадрами, более высока.

Для оценки достоверности получаемых оценок можно воспользоваться подходом, описанным в [14]. Согласно этому подходу информативность пары блоков V и S определяется, как

$$\text{Inf}(V, S) = \max(0, (\sigma_V^2 + \sigma_S^2) / 2 - T \cdot \text{Dist}(V, S)), \quad (2)$$

где σ_V^2 - дисперсия значений пикселей в блоке V , σ_S^2 - дисперсия значений пикселей в блоке S , T - весовой коэффициент, рекомендуемое значение которого равняется 2,25 [14].

Оценка информативности $\text{Inf}(V, S)$ может быть преобразована в вес оценки $W(V, S)$ в соответствии со следующим выражением:

$$W(V, S) = \max(1, [10 \cdot \sqrt{\text{Inf}(V, S)}]), \quad (3)$$

где $[x]$ означает округление x , 1 - минимальный вес пары блоков V и S .

Полученная в соответствии с (3) карта весов пар блоков для кадров, приведенных на рис. 1, показана на рис. 2. Видно, что наибольшие веса имеют блоки изображения, приходящиеся на контрастные границы объектов.

Далее отдельно для координаты X и координаты Y строятся гистограммы распределения значений полученных элементарных оценок смещений.



Рис. 2. Карта весов оценок векторов смещений для пары кадров, представленных на рис. 1 (более яркие пиксели соответствуют большим весам)

При этом каждая элементарная оценка для блоков V и S повторяется $W(V,S)$ число раз. Гистограммы для кадров на рис. 1 приведены на рис. 3.

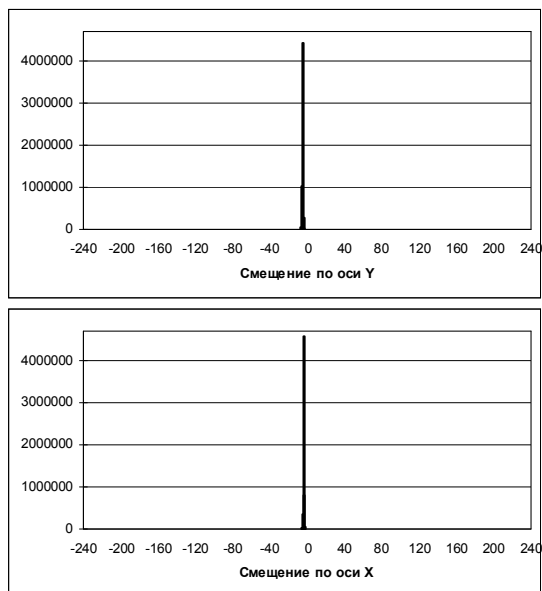


Рис. 3. Гистограммы распределения элементарных оценок: смещений по оси Y (гистограмма выше) и смещений по оси X (гистограмма ниже)

Сплошная серая линия посередине гистограммы соответствует нулевому смещению, цена деления соответствует смещению в 10 пикселей.

Максимум гистограммы соответствует наиболее достоверной оценке смещения. В данном случае это смещение -5 пикселей по оси Y и -4 пикселя по оси X . Более точную оценку Z_n можно получить, усреднив максимальный пик и два соседних с ним пика гистограммы в соответствии с выражением:

$$Z_n = \frac{H_m m + H_{m-1}(m-1) + H_{m+1}(m+1)}{H_m + H_{m-1} + H_{m+1}}, \quad (4)$$

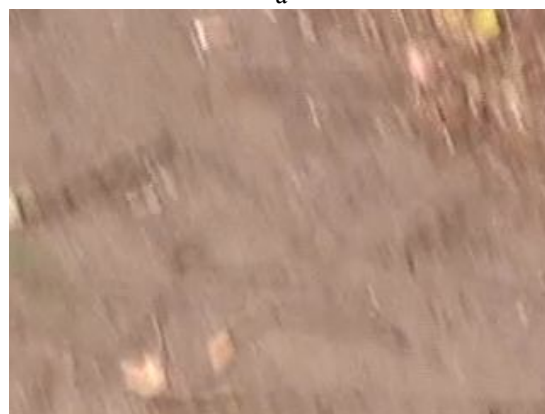
где H_m - значение гистограммы с индексом m , m - индекс максимального пика гистограммы.

Уточненная в соответствии с (4) оценка смещения между кадрами на рис. 1 составит: -5,11 пикселя по координате Y и -3,94 пикселя по координате X .

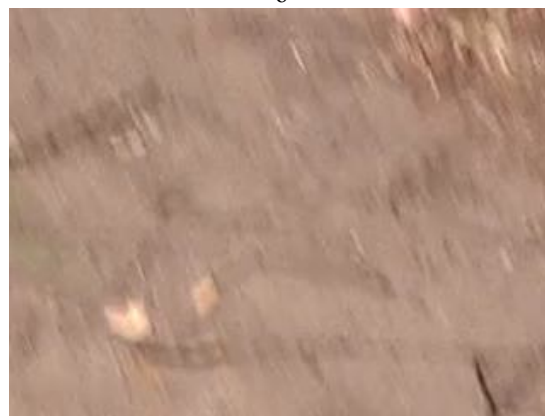
Описанный выше метод оценки вектора смещения между кадрами будет эффективным в случае наличия на обоих изображениях похожих по форме объектов с контрастными границами. Но практические ситуации далеко не всегда соответствуют этому требованию. На рис. 4 показаны три кадра в момент ускорения движения камеры.



а



б



в

Рис. 4. Три кадра в момент ускорения движения камеры: а – небольшая скорость, б – большая скорость, в – продолжающаяся большая скорость

Во-первых, при ускорении движения камеры, падает четкость изображения. Во-вторых, и это главное, объекты вытягиваются по направлению движения, что в той или иной мере характерно для всех видеокамер. На рис. 5 приведены гистограммы распределения элементарных оценок смещений для кадров на рис. 4.

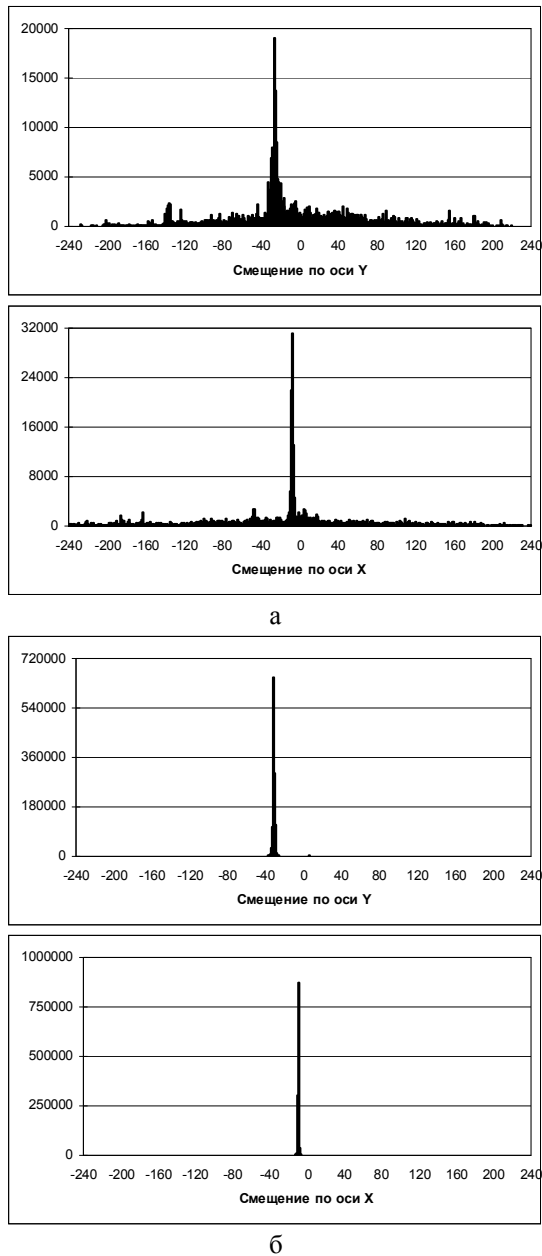


Рис. 5. Гистограммы оценок смещений:
а – между кадрами на рис. 4, а и рис. 4, б,
б – между кадрами на рис. 4, б и рис. 4, в

Видно, что метод является работоспособным и для больших скоростей движения при постоянном смазе (рис. 5, б). В этом случае гистограммы имеют единственный четко выраженный максимум. Проблемы возникают при резком изменении скорости (с низкой на высокую и наоборот). При этом изменя-

ются размеры объектов, что может приводить, в частности, к появлению ложных максимумов (верхняя гистограмма на рис. 5, а), и, в общем, к утяжелению хвостов гистограмм.



Рис. 6. Пара кадров с резким изменением скорости движения камеры

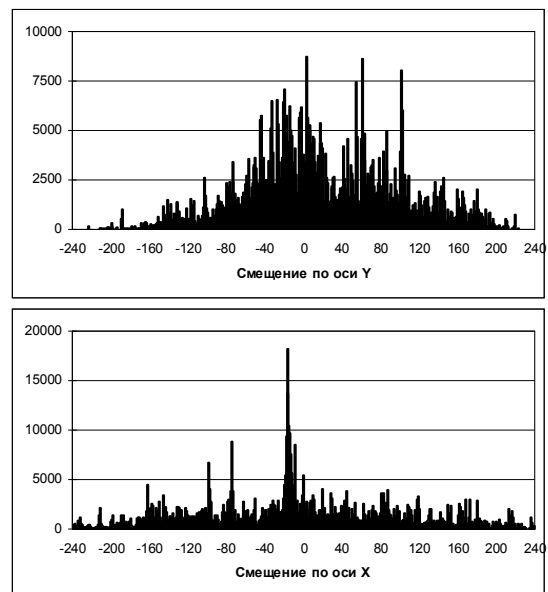


Рис. 7. На верхней гистограмме распределения оценок смещений (смещения по координате Y) нет ярко выраженного главного максимума

Случай пары кадров рис. 4, а и 4, б является сложным для предложенного метода, но он еще сохраняет работоспособность. На рис. 6 приведена пара кадров, для которой этот метод не работоспособен. На полученной для этой пары кадров гистограмме распределения оценок смещений (рис. 7) нет ярко выраженного главного максимума.

В данном случае описанный выше метод дает очень большую ошибку оценку смещения по координате Y: 15,01 пикселя, в то время как реальное смещение составляет -29,71 пикселя.

Очевидно, что в данном случае следует пожертвовать точностью оценки в угоду более высокой устойчивости метода, перейдя от блоков 5x5 пикселей к блокам большего размера. На рис. 8 приведена гистограмма распределения оценок смещений для пары кадров на рис. 6 при использовании блоков 21x21 пиксель.

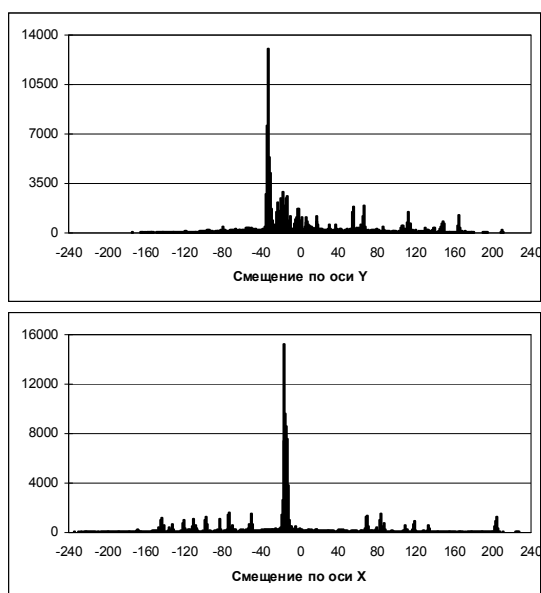


Рис. 8. Гистограммы распределения оценок смещений пары кадров на рис. 6 при использовании блоков 21x21 пиксель

Как, видно, теперь у распределения оценок смещений по координате Y появился ярко выраженный максимум, и хвосты гистограммы стали более легкими. Результирующая оценка смещения по координате Y (-33,25 пикселя) в данном случае по-прежнему отличается от реального смещения (-29,71 пикселя), но уже всего лишь на 12%, что можно считать приемлемым результатом в такой сложной ситуации.

Очевидно, должен быть предусмотрен механизм автоматического переключения метода между блоками разного размера, позволяющий ему сохранять работоспособность в как можно большем числе случаев. Опишем здесь один из возможных вариантов такого переключения.

Найдем минимальный индекс $\min$, для которого выполняется условие $H_{\min} > H_{\text{н}}/2$, и максимальный индекс $\max$, для которого выполняется условие $H_{\max} > H_{\text{н}}/2$. Будем считать, что полученная оценка смещения между кадрами является недостоверной и необходимо переключение на блоки большего размера, если $(\max - \min) > 25$. Здесь 25 - экспериментально подобранный порог, обеспечивающий приемлемое соотношение скорости обработки изображений и точности оценок смещений между кадрами. В данной работе осуществляется переключение только с блоков 9x9 пикселей на блоки 21x21 пиксель, но, при необходимости, рекурсивно применяя это правило, можно переключаться и с блоков 21x21 пиксель на блоки большего размера.

2. Методика проведения экспериментальных исследований

Видеокамерой Canon HG10 в режиме максимального качества и с максимальным (десятикратным) оптическим приближением с высоты примерно 30 метров было отснято видеоизображение земной поверхности. Был выбран фрагмент видео из 104 кадров, причем из каждого кадра размером 1920x1080 пикселей была вырезана центральная часть 320x240 пикселей (такой размер соответствует недорогой бортовой видеокамере). Полученная тестовая последовательность кадров была сохранена в формате BMP (24 бита на пиксель) и использовалась для дальнейшего анализа.

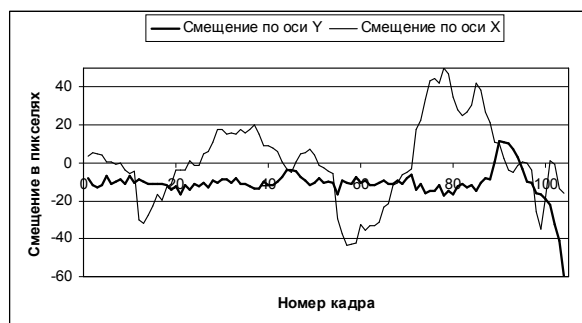


Рис. 9. Реальные значения смещений между кадрами тестовой видеопоследовательности

Квалифицированный оператор визуально по реперным точкам оценил смещение между каждой парой соседних кадров. На рис. 9 приведены полученные кривые скорости движения камеры в пикселях по координатам X и Y.

Полученная тестовая последовательность и реальные значения смещений между кадрами были использованы для сравнительного анализа методов оценки смещений между кадрами. Во-первых, для каждого верифицируемого метода вычислялось среднее квадратичное ошибки оценки смещений:

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{200} \sum_{i=1}^{200} (Zn_i - Et_i)^2} . \quad (5)$$

Следует отметить, что скорость и направление полета БЛА не являются случайными, что позволяет применять фильтрацию для отсеивания аномальных оценок этих параметров. В данной работе подсчитывалось число таких аномальных оценок Ka :

$$Ka = \sum_{i=1}^{200} \delta_i, \quad \delta_i = \begin{cases} 0, & |Zn_i - Et_i| \leq \max(5, 0,2|Et_i|), \\ 1, & |Zn_i - Et_i| > \max(5, 0,2|Et_i|), \end{cases} \quad (6)$$

где 200 - суммарное число оценок по координатам X и Y (число пар кадров в тестовой выборке равно 100), Zn_i - полученная оценка смещения, Et_i - эталонное значение смещения, 0,2 - порог точности оценки смещения, соответствующий 20% от его истинного значения, 5 - стабилизирующий порог.

Для всех оценок, кроме аномальных, вычислялась среднеквадратичное среднее ошибки оценки смещений:

$$Er = \sqrt{\text{Popr} \sum_{i=1}^{200} (1 - \delta_i)(Zn_i - Et_i)^2} , \quad (7)$$

где $\text{Popr} = 1/(200-Ka)$. Значение Er характеризует погрешность метода оценки смещений при условии идеально точного отсеивания аномальных оценок.

Так как истинные смещения для данной тестовой последовательности варьируются в достаточно широком диапазоне, интересным представляется вычисление еще и среднеквадратичной относительной ошибки оценки смещений:

$$Rel = \sqrt{\text{Popr} \sum_{i=1}^{200} (1 - \delta_i) \left(|Zn_i - Et_i| / \max(2, |Et_i|) \right)^2} , \quad (8)$$

где 2 - стабилизирующий порог, помогающий избежать аномально больших значений относительной ошибки для малых $|Et_i|$.

И, наконец, для каждого метода вычислялся средняя скорость движения камеры в пикселях:

$$V = \frac{1}{100} \sum_{i=1}^{100} (Zx_i - Zy_i)^2 , \quad (9)$$

где Zx_i - оценка смещения по координате x, Zy_i - оценка смещения по координате y.

Знание средней скорости V наряду с ее истинным значением V_{et} может быть полезным для настройки параметров того или иного метода, позволяя получить представление о смещенности полученных оценок.

3. Сравнительный анализ методов оценки смещений между кадрами

Проведем сравнительный анализ четырех методов оценки смещения между кадрами видео. Первым из них будет предложенный в данной работе метод, основанный на граничной кластеризации (ГК). Следующим будет метод SURF [10]. Далее, оценим эффективность метода, основанного на корреляционном анализе (КА). Для этого метода возьмем по фрагменту размером 64x64 пикселя в каждом из четырех углов изображения B и найдем для каждого из них смещение по отношению к предыдущему кадру A, обеспечивающее максимально достижимое значение корреляции Пирсона. За результирующее смещение будем брать смещение для фрагмента с наибольшим найденным значением коэффициента корреляции. И, наконец, последним анализируемым методом будет Template Matcher (TM) [12].

В табл. 1 приведены основные характеристики точности методов, полученные для описанной выше тестовой видеопоследовательности.

Таблица 1

Характеристики точности сравниваемых методов

V_{et}	Метод	V	Ka	Ka, %	Er	Rel	RMSE
20,79	ГК	20,79	0	0	0,78	0,081	0,78
	SURF	19,96	11	5,5	0,92	0,106	4,23
	КА	20,60	1	0,5	0,90	0,094	1,38
	TM	18,66	12	6,0	1,44	0,121	3,55

Как видно, предложенный метод ГК обеспечивает наивысшую точность оценок: наименьшие значения ошибок Er , Rel и $RMSE$, отсутствие аномальных оценок и несмещенное по отношению к V_{et} значение V . Чуть меньшую точность обеспечивает метод КА. Несмотря на то, что для него присутствует одна аномальная ошибка, его точность также можно считать очень высокой. Оценки, получаемые методами SURF и TM можно считать приемлемыми. В то же время число аномальных ошибок для них достаточно велико, а $RMSE$ в несколько раз выше, чем для методов ГК и КА. К тому же для методов SURF и TM наблюдается смещенность в сторону уменьшения значения V по отношению к V_{et} , хотя она и не очень существенна.

Посмотрим, что будет в случае, если среднюю скорость движения камеры увеличить в 2 раза. Для моделирования этой ситуации будем оценивать смещения между 1-м и 3-м кадрами тестовой видеопоследовательности, между 2-м и 4-м кадрами, 3-м и 5-м кадрами и так далее (см. табл. 2).

Таблица 2
Ускоренное в 2 раза движение камеры

V_{et}	Метод	V	Ka	Ka, %	Er	Rel	RMSE
41,38	ГК	41,34	0	0	1,42	0,060	1,42
	SURF	37,42	28	14	1,34	0,061	11,24
	KA	41,05	0	0	1,43	0,073	1,43
	TM	29,20	58	29	1,67	0,090	22,75

Как видно из данных табл. 2, методы ГК и КА по-прежнему сохраняют работоспособность, обеспечивая высокую точность и несмещенность оценок. При этом у метода ГК существенно меньше относительная ошибка Rel. Ошибка RMSE, как и число аномальных ошибок для метода SURF в данной ситуации уже слишком велики, чтобы считать их приемлемыми. А вот метод TM уже полностью неработоспособен. Ошибка RMSE для него выше аналогичной ошибки для ГК более, чем в 15 раз, число аномальных ошибок приближается к 30%, получаемые оценки являются сильно заниженными по модулю (V отличается от V_{et} более, чем на 25%).

В табл. 3 приведены данные для ускорения движения камеры в 3 раза.

Таблица 3
Ускоренное в 3 раза движение камеры

V_{et}	Метод	V	Ka	Ka, %	Er	Rel	RMSE
61,57	ГК	61,55	1	0,5	1,49	0,108	6,15
	SURF	48,93	60	30	2,54	0,118	24,36
	KA	60,81	7	3,5	2,41	0,135	28,22
	TM	35,33	87	43,5	1,98	0,161	37,73

Как видно, в этой ситуации метод ГК сохраняет приемлемую точность полученных оценок. Имеется всего одна аномальная оценка, смещенность оценок практически отсутствует, RMSE на уровне 10% от средней скорости, а Er - всего 2,5% от средней скорости. Методы SURF и TM в этой ситуации полностью неработоспособны. Метод КА, который при в 1,5 раза меньших скоростях еще сохранял хорошую точность и был сравнимым с методом ГК, в данной ситуации уже теряет свою работоспособность. У него уже 7 аномальных ошибок, RMSE в 4,5 раза превышает RMSE для метода ГК, а Er в два раза превышает Er для ГК.

В табл. 4 приведены данные для ускорения движения камеры в 5 раз.

Таблица 4
Ускоренное в 5 раз движение камеры

V_{et}	Метод	V	Ka	Ka, %	Er	Rel	RMSE
102,3	ГК	100,4	23	11,5	3,23	0,134	53,93
	SURF	54,48	90	45	3,10	0,170	64,38
	KA	104,9	42	21	3,61	0,166	105,60
	TM	35,87	144	72	4,09	0,266	72,49

В данной ситуации уже ни один из методов не обеспечивает приемлемой точности оценок. В то же время следует отметить, что методы ГК и КА сохраняют несмещенность оценок, а метод ГК сохраняет лидирующие позиции по всем показателям. Для него примерно в 2 раза меньше аномальных ошибок, чем для метода КА, примерно в 2 раз меньше RMSE, меньше ошибка Rel.

4. Рекомендации по выбору видеокамеры для системы оптической навигации

Аномальные ошибки для методов оценки смещений ГК и КА в проведенных исследованиях возникали в ситуациях резкой смены скорости движения видеокамеры. Основной причиной аномальных ошибок в данном случае является изменение протяженности объектов вдоль направления движения. А это в свою очередь связано с особенностью формирования изображения на матрице видеокамеры.

Каждый элемент матрицы представляет собой светочувствительный элемент, регистрирующий количество попадающих на него фотонов света. На любом сформированном цифровой камерой изображении присутствует шум, так как фотоны света попадают на матрицу нерегулярно в соответствии с Пуассоновским законом распределения [15]. При слишком малом времени регистрации кадра или недостаточном освещении на матрице, выходной сигнал (изображение) приходится усиливать (умножать на коэффициент, больший единицы). При этом дисперсия шума возрастает пропорционально квадрату коэффициента усиления. Шум можно уменьшить, увеличив время регистрации кадра. При этом пропорционально времени регистрации изображения увеличивается его динамический диапазон. При достаточно большом времени регистрации становится возможным ослаблять сигнал (использовать коэффициент усиления, меньше единицы) и, уменьшив, таким образом, дисперсию шума. Однако, если скорость движения объектов на изображении (или движения камеры относительно неподвижных объектов) достаточно велика и смещения сравнимы с размером пикселей матрицы, то одни и те же объекты начинают регистрироваться разными (соседними) элементами матрицы, что приводит к размыванию объектов вдоль направления движения. Так, для цифровых фотоаппаратов известно, что смаз вследствие дрожания рук при съемке проявляется при времени формирования кадров, начиная с 1/40 секунды и выше. Для задачи оценки смещений по видеопоследовательностям очевидно, что максимально возможная величина аномальных ошибок оценки смещений между кадрами будет прямо пропорциональна времени регистрации одного кадра.

Таким образом, необходимо найти компромисс между четким изображением с высоким уровнем шума и размытым изображением с низким уровнем шума. Для этого нужно оценить, насколько присутствие шума на изображениях понижает точность методов оценки смещений между кадрами.

Для простоты будем считать шум на кадрах видеопоследовательности Гауссовским аддитивным [15]. Искадим каждый кадр тестовой видеопоследовательности таким шумом с заданной дисперсией и оценим для метода ГК ошибку RMSE. На рис. 10 приведена зависимость RMSE от σ шума.

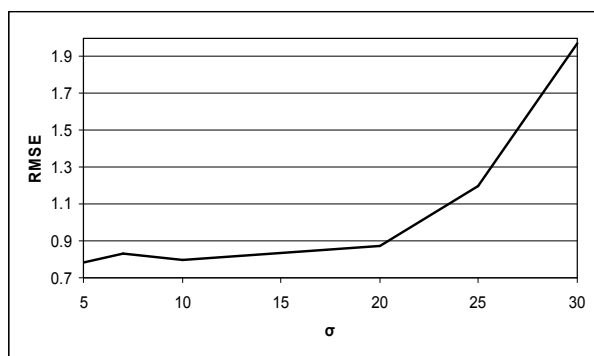


Рис. 10. Зависимость RMSE для метода ГК от σ белого Гауссовского аддитивного шума

Как видно, при σ шума в диапазоне от 5 до 20, шум вообще никак не сказывается на точности оценки смещения между кадрами. Только при $\sigma=30$ (это соответствует дисперсии 900) RMSE начинает резко возрастать, однако по-прежнему остается в приемлемых пределах.

Полученные результаты позволяют сделать однозначный вывод. Методы оценки смещения между кадрами намного более устойчивы к присутствию на видео шума, чем к наличию размытия объектов вследствие быстрого движения. Поэтому для установки на БЛА необходимо выбирать видеокамеру, позволяющую формировать видеопоследовательность с как можно меньшим временем регистрации каждого кадра.

Заключение

В работе предложен новый эффективный метод оценки горизонтальной скорости полета БЛА по последовательности видеокадров, снятых бортовой видеокамерой. Предложенный метод основывается на граничной кластеризации и для большинства практических ситуаций обеспечивает отсутствие смещенности оценок, отсутствие аномальных оценок (отклонений от истинных значений более, чем на 20%) и относительную ошибку оценки смещений Rel не более 0,1. Показано, что методы оценки сме-

щения между кадрами намного более устойчивы к присутствию на видео шума, чем к наличию размытия объектов вследствие быстрого движения.

Литература

1. *Integrated mini INS/GPS/Optical camera for UAV control [Text]* / V. Kortunov, I. Dybska, G. Proskura, A. Kravchuk // *Symposium gyro technology 2008. – Karlsruhe, Germany, 16-17 September, 2008. – P. 12.1-12.8.*
2. *Bonin-Font, F. Visual Navigation for Mobile Robots: A Survey [Text]* / F. Bonin-Font, A. Ortiz, G. Oliver // *J. Intell. Robotics Syst. – Hingham, MA, USA: Kluwer Academic Publishers, 2008. – V. 53. – P. 263-296.*
3. Красовский, А.А. *Теория корреляционно-экстремальных систем навигации [Текст]* / А.А. Красовский, И.Н. Белоглазов, Г.П. Чугин. – М.: Наука, 1979. – 448 с.
4. *Desouza, G.N. Vision for mobile robot navigation: A survey [Text]* / G.N. Desouza, A.C. Kak // *IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence. – 2002. – Vol. 24, Is. 2. – P. 237-267.*
5. Ташлинский, А.Г. *Оценивание параметров пространственных деформаций последовательностей изображений [Текст]* / А.Г. Ташлинский. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 132 с.
6. *Методы оценки параметров пространственных деформаций изображений в задачах дистанционного зондирования Земли [Текст]* / В.И. Кортунов, А.С. Кравчук, В.В. Бондарь, А.А. Акулиничев // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – № 1. – С. 60-66.*
7. Солдатов, С.А. *Быстрое и надежное определение глобального движения в видеопоследовательностях [Текст]* / С.А. Солдатов, К.Н. Стрельников, Д.С. Ватолин // *Труды конференции Graphicon-2006. – Новосибирск, 1-5 июля 2006. – С. 430-437.*
8. *Motion JPEG - Wikipedia, the free encyclopedia [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/Motion_JPEG. – 23.12.11 г.*
9. Ричардсон, Я. *Видеокодирование. H.264 и MPEG-4 - стандарты нового поколения [Текст]* / Я. Ричардсон. – М.: Техносфера, 2005. – 368 с.
10. Bay, H. *Surf: Speeded up robust features [Text]* / H. Bay, T. Tuytelaars, L.V. Gool // *In Proc. ECCV 2006. – Graz, 7-13 May 2006. – P. 124-128.*
11. Бочкарев, А.М. *Корреляционно-экстремальные системы навигации [Текст]* / А.М. Бочкарев // *Зарубежная радиоэлектроника. – 1981. – Т. 9. – С. 28-53.*
12. *Brunelli, R. Template Matching Techniques in Computer Vision: Theory and Practice [Text]* / R. Brunelli. – Chichester, UK: Wiley, 2009. – 338 p.
13. Пономаренко, Н.Н. *Быстрая кластеризация в многомерном пространстве для задач поиска подобия [Текст]* / Н.Н. Пономаренко // *Системы*

обробки інформації: зб. наук. пр. Харків. ун-та Повітряних Сил ім. І. Кожедуба. – Вып. 2(76). – 2009. – С. 79-82.

14. Еремеев, О.И. Мера информативности участков изображений [Текст] / О.И. Еремеев, Н.Н. Пономаренко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2008. – № 6 (53). – С. 105-108.

15. Color image lossy compression based on blind evaluation and prediction of noise characteristics [Text] / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K. Egiazarian, L. Lepisto // *Proceedings of SPIE Conference Image Processing: Algorithms and Systems IX*. – San Francisco, USA, 24-25 Jan. 2011. – Vol. 7870. – 12 p.

Поступила в редакцию 10.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

МЕТОД ОЦІНКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОЇ ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПО ПОСЛІДОВНОСТІ ВІДЕОКАДРІВ

М.М. Пономаренко, О.С. Кравчук, О.С. Рубель, О.І. Еремеев

Розглянуто задачу оцінювання швидкості польоту літального апарату з застосуванням послідовності знімків поверхні Землі, які отримані з бортової відеокамери. Запропоновано метод оцінки зсуву по координатам X та Y для сусідніх кадрів відео, що заснований на пошуку подібних ділянок двох зображень та врахуванню їх інформативності. Для забезпечення задовільної швидкодії метода запропоновано застосовувати швидку кластеризацію по граничному елементу множини. Сформовано тестову відеопослідовність для верифікації методів оцінки величини зсуву між кадрами відео. Упродовж порівняльного аналізу з найбільш відомими методами, показано, що запропонований метод забезпечує водночас найкращу точність отриманих оцінок та найменшу кількість аномальних оцінок.

Ключові слова: аналіз зображень, міри подібності зображень, кластеризація, оптична навігація.

METHOD OF ESTIMATING OF UAV FLIGHT HORIZONTAL VELOCITY USING VIDEO SEQUENCES

N.N. Ponomarenko, A.S. Kravchuk, A.S. Rubel, O.I. Ereemeev

The task of estimating the UAV flight velocity using video sequences obtained from on-board video camera is considered. A method for estimating the displacement of X and Y coordinates for adjacent video frames based on finding of similar blocks of the two frames and taking into account their informativity is proposed. It is proposed to provide an acceptable speed of the method to use fast edge clustering. A test video sequence for verification of methods of motion estimation is formed. In a comparative analysis with the most well-known methods, it is shown that the proposed method provides both the best accuracy of the estimates and the smallest number of abnormal estimates.

Key words: image analysis, image similarity measures, clustering, optical navigation.

Пономаренко Николай Николаевич - канд. техн. наук, доц., докторант кафедры "Прием, передача и обработка сигналов" Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikolay@ponomarenko.info.

Кравчук Александр Сергеевич - старший преподаватель кафедры "Прием, передача и обработка сигналов" Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: as_kravchuk@mail.ru.

Рубель Алексей Сергеевич - магистрант кафедры "Прием, передача и обработка сигналов" Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lexarubel@mail.ru.

Еремеев Олег Игоревич - аспирант кафедры "Прием, передача и обработка сигналов" Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ol.eremeev@mail.ru.

УДК 331.101.1:629.735(042.3)

О.М. РЕВА¹, С.І. КОРЖ², П.Ш. МУХТАРОВ³, С.В. НЕДБАЙ⁴

¹ Кіровоградський національний технічний університет

² Навчально-сертифікаційного центру ДП ОПР України

³ Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки

⁴ Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України

АЛГОРИТМІЗАЦІЯ ПРОЦЕДУРИ ВИЗНАЧЕННЯ СТАВЛЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ОПЕРАТОРА ДО РИЗИКУ

Розглядаючи діяльність авіаційних операторів як безперервний ланцюг рішень, що виробляються і реалізуються в умовах ризику, запропоновано досліджувати відповідні процеси за допомогою оціночної функції корисності-безпеки, яка може бути побудована на множині умов вирішення професійних задач за обмеженим числом точок і визначає основну домінують діяльності, а саме схильність, несхильність, байдужість до ризику. Подані алгоритми формалізації відповідних процесів як для випадку незмінності, так і змінності ставлення до ризику на континуумі характеристик проблемної ситуації.

Ключові слова: авіаційні оператори, оціночні функції корисності, ставлення до ризику (схильність, несхильність, байдужість)

Вступ

Актуальність проблеми. Статистикою встановлено, що вже протягом три-вального часу авіаційні оператори "переднього краю" (А/Д, пілоти) суттєво впливають на безпеку польотів (БП) і є першопричиною щонайменше 2/3 – 3/4 авіаційних пригод (АП) [1 – 4]. І оскільки їх професійна діяльність може розглядатись як безперервний ланцюг рішень, що розробляються та реалізуються у явних та неявних формах [2 – 6], то дослідження того, як людина-оператор (Л-О) здійснює вибір в складній поліергатиційній системі керування "пілот (екіпаж) – повітряне судно (ПС) орган обслуговування повітряного руху (ОПР)" та ставиться до умов вибору та його наслідків, особливо в умовах ризику стохастичного або нестохастичного характеру і дефіциту часу є надзвичайно і перманентно важливими. Тим більше, що впровадження нових технологій і процедур, різноманітних систем штучного інтелекту підтримки процесів прийняття рішень (ПР) в авіаційних системах відбувається, як правило, без урахування ставлення до них самих операторів, яке є обов'язковою складовою цих процесів [7, 8].

Аналіз досліджень і публікацій. В наукових джерелах з ПР характеристика людини, яка ПР (ЛПР) в умовах стохастичного ризику, визначається через оціночну функцію корисності відповідною домінують діяльності, суттю якою є схильність, несхильність та байдужість до ризику [9-12]. Попередні дослідження з побудови такого

роду функцій для авіаційних операторів були проведені під керівництвом одного зі співавторів, проф. О.М. Реви, і дозволили виявити парадокс цієї домінують: особи, схильні до ризику з точки зору нестохастичного ризику, є несхильними до ризику з точки зору забезпечення (БП) і навпаки [6, 13 – 16]. Саме тому ці функції були названі *функціями корисності-безпеки*.

Постановка завдання дослідження. Теоретичне забезпечення моделювання процесів виявлення основної домінують діяльності авіаційних операторів вже проведено [17], однак залишилися нерозв'язаними питання розробки алгоритмів побудови відповідних функцій. Саме тому **метою статті** є розробка цих алгоритмів.

Розробка алгоритмів побудови оціночних функцій корисності-безпеки

Відповідні процедури здійснено, спираючись на праці [6, 11, 12]. При цьому будемо уявляти, що йдеться про такі можливі значення характеристик у результаті діяльності Л-О, які відповідають незмінному типу його відношення до ризику. Загальний *Алгоритм 1* побудови оціночної функції ЛПР поданий на рис. 1. При цьому слід мати на увазі, що якщо ставлення ЛПР до ризику все ж змінюється на континуумі показників у, то необхідно проаналізувати одержані результати з метою виявлення таких інтервалів $[y_{i-1}, y_{i+1}]$, що містять точки перетину оціночної функції (рис. 2).

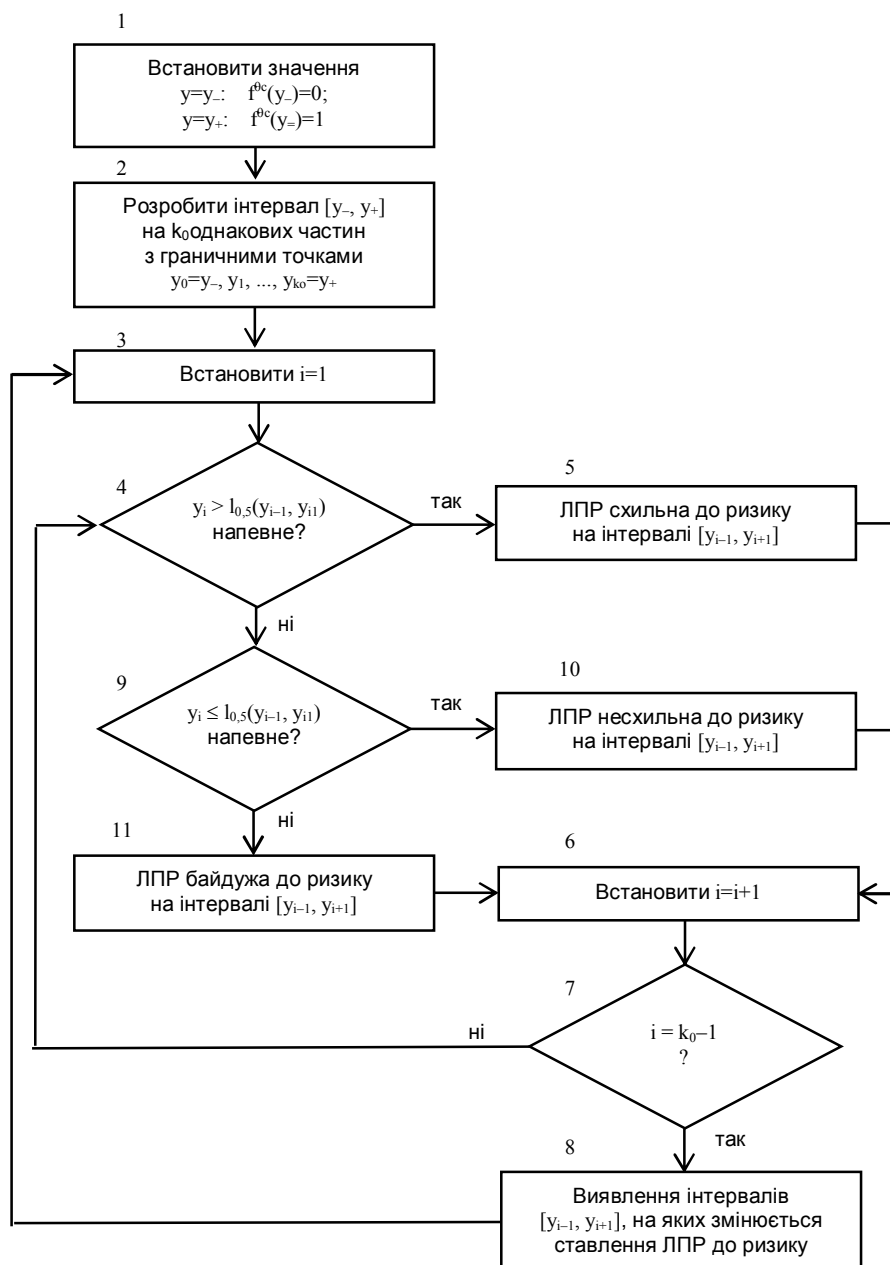


Рис. 1. Алгоритм 1 побудови оціночної функції корисності людини, яка приймає рішення

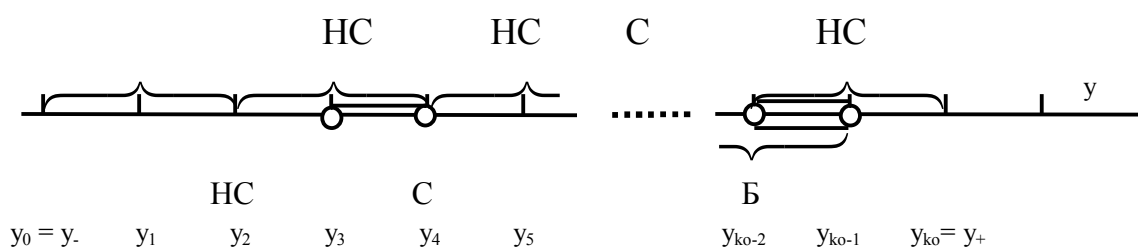


Рис. 2. Схема розбивки можливих значень характеристик наслідків на інтервали з постійним типом ставлення до ризику: С – схильний до ризику; НС – не схильний до ризику; Б – байдужий до ризику

Виявлення інтервалів з відомими типами ставлення до ризику дозволяє побудувати оціночну функцію по обмеженому числу точок.

Розглянемо процедуру побудови оціночної функції на інтервалі $[y_l, y_n]$ по п'яти точкам, причому права границя інтервалу y_n – більш бажаний результат, ніж y_l .

Алгоритм 2.

1. Припустимо, що $f^{0c}(y_l) = 0$; $f^{0c}(y_n) = 1$, $a = y_l$, $b = y_n$, $i = 1$.
2. Визначимо достовірний еквівалент y_F лотереї $l(a, b)$. При цьому під цим еквівалентом розуміють такий наслідок, коли ЛПР байдуже, чи отримати його напевно, чи прийняти участь у лотереї, де рівною імовірністю (50% – 50%) вона може отримати результат, який її абсолютно влаштовує, або навпаки.
3. Визначити:

$$y_i = y_F \text{ та } f^{0c}(y_i) = \begin{cases} 0,5, & \text{якщо } i = 1, \\ 0,25, & \text{якщо } i = 2, \\ 0,75, & \text{якщо } i = 3. \end{cases} \quad (1)$$

4. Прийняти $i=i+1$ та перевірити умову $i \leq 3$: «так» – перейти до п.5, «ні» – до п.6.
5. Визначити $a = y_1$, якщо $i = 3$,

$$b = \begin{cases} y_1, & \text{якщо } i = 2, \\ y_n, & \text{якщо } i = 3. \end{cases} \quad (2)$$

та перейти до п. 2.

6. Перевірити погодженість оцінок, що одержані по п.п. 2-5. Для цього виконати наступні дії:

6.1. Визначити за допомогою ЛПР достовірний еквівалент y_F лотереї $l_{0,5}(y_2, y_3)$.

6.2. Порівняти величини y_F та y_1 . Якщо вони відрізняються несуттєво, то перейти до п.7. В протилежному випадку – вказати ЛПР на виявлене протиріччя та перейти до п.7.

7. Нанести одержані точки на графік та провести по ним плавну криву, що відповідає типу раніш виявленого відношення ЛПР до ризику.

8. Апроксимувати одержану криву однієї з аналітичних залежностей, що наведені в табл. 1, або поліномом степені не вище п'ятої.

Визначення достовірного еквіваленту y_F лотереї $l_{0,5}(a, b)$ згідно п.2 алгоритму 2 здійснюється за допомогою такої ітераційної процедури.

Алгоритм 3.

1. Визначити $j = 1$, $y_l = a$, $y_n = b$.
2. Вибрати значення $y^{(j)}$, близьке до лівої границі інтервалу $[y_l, y_n]$ так, щоб можна було б чекати відповіді ЛПР про те, що $l_{0,5}(a, b) > y^{(j)}$.
3. Перевірити умови:

$$l_{0,5}(a, b) \begin{cases} > \\ \approx \\ < \end{cases} y^{(j)} : \quad (3)$$

Таблиця 1

Типові аналітичні залежності, що апроксимують оціночну функцію

Несхильність до ризику	
$f^{0c}(y)$	Обмеження
1	2
$-ay^2 + by + c$	$a > 0, b \geq 0, y < b/2a$
$y + a \ln(y + b)$	$y > -b, a > 0$
$-ae^{-by} - ce^{-dy} + f$	$a \geq 0, b \geq 0, c > 0, d > 0$
$\ln(y + b)$	$y > -b$
$(y + a)^b$	$0 < b < 1, y \geq -b$
$c - (y + a)^{-b}$	$b > 0, c > 0, y > -a$
Схильність до ризику	
$f^{0c}(y)$	Обмеження
3	4
$a^2y^2 - by + c$	$a > 0, b \geq 0, y > b/2a$
$ae^{by} + ce^{dy} + f$	$a \geq 0, b \geq 0, c > 0, d > 0$
$(y + a)^b$	$b > 1, y > -a$
$c - (y + a)^{-b}$	$b > 0, c > 0, y < -a$

- якщо $l_{0,5}(a, b) > y^{(j)}$ – перейти до п. 5;
- якщо $l_{0,5}(a, b) < y^{(j)}$ – перейти до п. 4;
- якщо $l_{0,5}(a, b) \sim y^{(j)}$ – перейти до п. 11.
- 4. Присвоїти $y_n = y^{(j)}$, $y^{(j)} = (y_l + y^{(j)}) / 2$, та перейти до п. 3.

5. Визначити $j=j+1$.

6. Вибрати значення $y^{(j)}$, яке близьке до правої границі інтервалу $[y_l, y_n]$ так, щоб можна було б чекати відповіді ЛПР про те, що $y^{(j)} > l_{0,5}(a, b)$.

7. Перевірити умови:

$$y^{(j)} \begin{cases} > \\ \approx \\ < \end{cases} l_{0,5}(a, b) : \quad (4)$$

- якщо $y^{(j)} > l_{0,5}(a, b)$ – перейти до п. 9;
- якщо $y^{(j)} < l_{0,5}(a, b)$ – перейти до п. 8;
- якщо $y^{(j)} \sim l_{0,5}(a, b)$ – перейти до п. 11.
- 8. Присвоїти $y_l = y^{(j)}$, $y^{(j)} = (y_l + y^{(j)})/2$ та перейти до п. 7.

9. Присвоїти $y_l = y^{(j-1)}$, $y_n = y^{(j)}$.

10. Визначити $j = j + 1$ та перейти до п. 2.

11. Визначити $y_F = y^{(j)}$ та закінчити розрахунки.

Робота алгоритмів 2 та 3 ілюструється відповідно на рис. 3.

Використовуючи алгоритми 1-3, можна

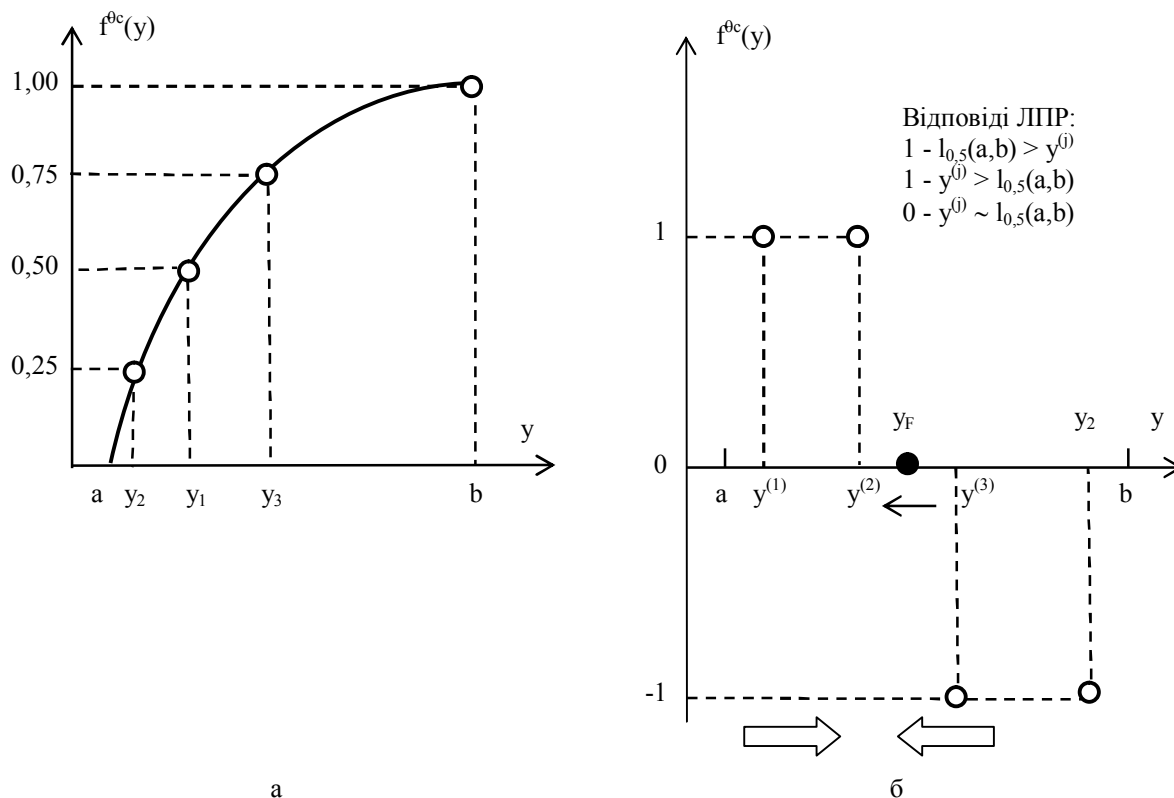


Рис. 3. Схема побудови оціночної функції для виявлення типу ставлення людини-оператора до ризику

побудувати оціночні функції $f_m^{0c}(y)$ для кожного m -го інтервалу ($m = \overline{1, m_0}$) з виявленим ставленням ЛПР до ризику, потім шкалувати одержані оціночні функції в такий спосіб:

$$f^{0c}(y) = \begin{cases} f_1^{0c}(y), & \text{якщо } y_- \leq y \leq y^{(1)}, \\ f_2^{0c}(y), & \text{якщо } y^{(1)} \leq y \leq y^{(2)}, \\ \dots \\ f_{m_0}^{0c}(y), & \text{якщо } y^{(m_0-1)} \leq y \leq y_+, \end{cases} \quad (5)$$

а при необхідності перенормувати $f^{0c}(y)$ таким чином, щоб вона змінювалася в межах $[0, 1]$.

Побудувавши оціночні функції $f^{0c}(y)$, визначають значення функції ефективності для кожної стратегії $a \in A$ по такій формулі:

$$W_e^\lambda = M[f^{0c}(\rho(Y, Y^{\text{потр}}))], \quad (6)$$

де $W_e^\lambda(u)$ – функція ефективності в умовах стохастичної невизначеності;

$M[\cdot]$ – оператор математичного очікування;

$\rho(Y, Y^{\text{потр}})$ – функція відповідності.

Отримані результати потім порівнюються так:

$$u \geq v \Leftrightarrow l(u) \geq l(v) \Leftrightarrow W_e^\lambda(l(u)) \geq W_e^\lambda(l(v)) \Leftrightarrow M[f^{0c}(y(u))] \geq M[f^{0c}(y(v))]. \quad (7)$$

Вираз (7) показує, що задача побудови оціночних функцій зводиться до одержання оцінок $f^{0c}(y_i(u))$,

$f^{0c}(y_i(v))$, $i=1, 2, \dots, n$ та обчислення відповідних математичних очікувань.

Висновки

1. Оскільки професійна діяльність авіаційного оператора розглядається як безперервний ланцюг рішень, які формуються і реалізуються в умовах ризику стохастичного і нестохастичного характеру, то методами теоретико-імовірнісного підходу проведений формальний кількісний опис задач управління в умовах стохастичного ризику.

2. Система переваг авіаційних операторів як ЛПР відповідно до основних положень теорії ПР та теорії корисності повинна обов'язково включати основну домінанту ставлення до ризику в умовах стохастичної невизначеності (стохастичного ризику), а саме: схильність, несхильність, байдужність до ризику. Ця домінанта уявляється як оціночна функція $f^{0c}(y)$.

3. Розроблені та подані алгоритми проактивного виявлення ставлення авіаційних операторів до стохастичного ризику та побудови за обмеженим числом точок оціночної функції корисності наслідків дій та умов вирішення професійних задач.

4. Подальші дослідження професійної діяльності авіаційних операторів з ПР слід проводити в таких напрямках:

- формулювання спектру проблемних ситуацій, розв'язання яких вимагає виявлення ставлення до них авіаційного оператора;
- проактивна побудова оціночних функцій корисності-безпеки для сформульованого спектру проблемних ситуацій і виявлення основної домінантності діяльності;
- виявлення міри схильності / несхильності авіаційного оператора до стохастичного ризику;
- організація і проведення тренажерної підготовки авіаційних операторів з моделюванням проблемних ситуацій, умови яких відповідають характерним точкам функцій корисності-безпеки та ін.

Література

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] // Человеческий фактор: сб. м-лов № 7. – Циркуляр ИКАО 240-AN/144. – Канада: Монреаль, 1993. – 76 с.
2. Шеридан, Т.Б. Системы человек-машина: Модели обработки информации, управления и принятия решений человеком-оператором [Текст]: пер. с англ. / Т.Б. Шеридан, У.Р. Феррел; под ред. К.В. Фролова. – М.: Машиностроение, 1980. – 400 с.
3. Рева, О.М. Нова технологія навчання прийняттю рішень для бакалаврів по експлуатації повітряного транспорту [Текст] // О.М. Рева. – Проблеми багаторівневої вищої технічної освіти: тез. допов. Міжнар. наук.-практ. конф. – Київ, 13-15 жовтня 1993 р. – К., 1993. – С. 245.
4. Рева, О.М. Проблеми прийняття рішень у цивільній авіації (Вступ): конспект лекцій з курсу Основи теорії прийняття рішень [Текст] / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – 10 с.
5. Комаров, А.О. Формування професійних розумових здібностей – основа прийняття рішень курсантами в процесі льотної діяльності [Текст] / А.О. Комаров, О.М. Рева, В.Е. Стрижак // Научные труды академии. – Кіровоград: ГЛАУ, 1997. – Вып. 2. – С. 132-141.
6. Рева, А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) [Текст]: моногр. / А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов; науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумышев. – Алматы, 2007. – 242 с.
7. Рева, О.М. Модель проблемної ситуації в системах управління повітряним рухом [Текст] / О.М. Рева, Г.М. Селезньов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 6 (53). – С. 30-35.
8. Рева, О.М. Чинники прийняття рішень авіадиспетчером в процесі управління повітряним рухом [Текст] / О.М. Рева, С.О. Дмитрієв, Г.М. Селезньов // Вісник НАУ. – 2009. – Вып. 1. – С. 13-19.
9. Райфа, Х. Анализ решений (Введение в проблему выбора в условиях неопределенности) [Текст]: пер. с англ. / Х. Райфа. – М.: Наука, 1977. – 408 с.
10. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст]: пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Ю. Козелецкий; под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Мир, 1979. – 504 с.
11. Кини, Р.Л. Принятие решений при многих критериях предпочтения и замещения [Текст]: пер. с англ. / Р.Л. Кини, Х. Райфа; под ред. И.Ф. Шахнова. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.
12. Надежность и эффективность в технике [Текст]: Справочник в 10 т. Т.3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крюкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
13. Рева, О.М. Людський фактор: парадокс психологічної домінантності діяльності пілота в умовах стохастичного ризику [Текст] / О.М. Рева // Проблеми аеронавігації: тематич. зб. наук. праць Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – Вып. 3. – С. 40-49.
14. Рева, О.М. Парадокс психологічної домінантності діяльності авіадиспетчера в умовах стохастичного ризику [Текст] / О.М. Рева, Т.Ф. Шмельова // Проблеми розвитку систем аеронавігаційного обслуговування воздушных судов (Аэронавигация и авионика – 98): м-лы Междун. науч.-техн. конф. – К.: КМУГА, 1998. – С. 135.
15. Рева, А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) [Текст]: моногр. / А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов; науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумышев. – Алматы, 2007. – 242 с.
16. Рева, О.М. Проактивне оцінювання становлення льотного персоналу до ризику та безпечної діяльності [Текст] / О.М. Рева // Вісник НАУ. – 2007. – № 2. – С. 36-42.
17. Рева, О.М. Теоретична модель виявлення основної домінантності діяльності авіаційного оператора в умовах ризику [Текст] / О.М. Рева, П.Ш. Мухтаров, С.В. Недбай, С.І. Корж // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – №7. – С. 177-183.

Надійшла до редакції 25.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

АЛГОРИТМИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОШЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ОПЕРАТОРА К РИСКУ

А.Н. Рева, С.И. Корж, П.Ш. Мухтаров, С.В. Недбай

Учитывая, что деятельность авиационных операторов можно рассматривать как непрерывную цепь решений, которые вырабатываются и реализуются в условиях риска, предложено исследовать соответствующие процессы с помощью оценочной функции полезности-безопасности, которая может быть построена на множестве условий решения профессиональных задач по ограниченному числу точек и определяет основную доминанту деятельности, а именно склонность, несклонность, безразличие к риску. Представлены алгоритмы формализации соответствующих процессов как для случая постоянства, так и изменчивости отношения к риску на континууме характеристик проблемной ситуации.

Ключевые слова: авиационные операторы, оценочные функции полезности, отношение к риску (склонность, несклонность, безразличие)

ALGORITHMS OF DEFINITION OF TYPE OF THE RELATION OF THE AVIATION OPERATOR TO RISK

O.M. Reva, S.I. Korg, P.S. Mukhtarov, S.V. Nedbay

Taking into account that activity of aviation operators can be considered as a continuous chain of decisions which are developed and realised in the conditions of risk, it is offered to investigate these processes by means of estimated functions of utility-safety, which can be constructed on an ensemble of conditions of the decision of professional problems basing on restricted number of points and define the basic dominant of activity, namely propensity, inpropensity, indifference to risk. Algorithms of formalisation of corresponding procedures as for a constancy case, and as for variability of the relation to risk on a continuum of characteristics of a problem situation are presented.

Key words: aviation operators, estimating functions of utility, attitude toward a risk (inclination, averseness, indifference)

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, e-mail: ran54@meta.ua.

Корж Сергій Іванович – начальник тренажерного центру Навчально-сертифікаційного центру ДП ОНР України; e-mail: sekorzh@mail.ru.

Мухтаров Пейман Ширинович – начальник Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки; e-mail: Peyman.Mukhtarov@gmail.com.

Недбай Сергій Валерійович – Генеральний директор державного підприємства "Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України"; e-mail: s.nedbay@rambler.ru.