

УДК 629.735.33

М.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА, С.А. ЯШИН

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

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ПРОЦЕССА ВЫВЕДЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ АЭРОДРОМНОГО СТАРТА

Приведены оценки по выбору оптимальной транспортной системы (ТС) с помощью разработанной методологии сравнения энергетического совершенства процесса выведения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) аэродромного старта на основании общих подходов теории размерности и подобия. На основании представленного анализа графических результатов исследования освещена ситуация в классе БЛА аэродромного базирования. Выявлены приоритетные направления аэрокосмической техники (АКТ), в которых происходит актуальное развитие ТС данного класса. Изложены основные направления практического применения методики.

Ключевые слова: аэродромный старт, беспилотный летательный аппарат, взлетно-посадочная полоса, двигательная установка, допустимая перегрузка, метод размерностей и подобия, критерии подобия, энергетическое совершенство.

Введение

Проявившаяся в последнее десятилетие тенденция к освоению класса тяжелых беспилотных летательных аппаратов (БЛА) нашла свое проявление в характерном их самолетном облике, включая аэродромное базирование. Особенностью аэродромного старта (АС) является использование энергетических ресурсов собственной двигательной установки (ДУ) при разбеге и наборе высоты, что в значительной степени влияет на облик беспилотного комплекса в целом.

В завершение цикла статей [1–3], посвященных энергетическому совершенству транспортных систем с различными принципами ввода в полет и траекторного поддержания, представлены критериальные оценки энергетического совершенства процесса выведения (ЭСПВ) БЛА АС.

1. Критерии энергетического совершенства процесса ввода в полет БЛА аэродромного старта

По аналогии с [1 – 6] совершенство фазы выведения БЛА АС может оцениваться отношением работы обеспечения маршевой скорости и высоты полета к общим траекторным затратам энергии.

$$K_B = \frac{E_K + E_{II}}{E_B} = \frac{\frac{mv^2}{2} + mgH}{FD}, \quad (1)$$

где E_K , E_{II} , E_B – энергии: кинетическая, потенци-

альная (затраченная на набор высоты) и суммарная траекторная; m – масса БЛА; H , D – практический потолок и максимальная практическая дальность полета; F – среднеинтегральная тяга ДУ; v – крейсерская скорость полета БЛА; g – ускорение свободного падения.

В соответствии с [1 – 6] облик БЛА АС определяется следующим комплексом критериев:

1) масштабным числом Рейнольдса, характеризующим скоростной режим обтекания вязким потоком:

$$Re = \frac{v_{\max} L_{ЛА}}{\nu}, \quad (2)$$

где $L_{ЛА}$ – характерный линейный размер БЛА; ν – коэффициент кинематической вязкости для соответствующей высоты полета;

2) тяговооруженностью БЛА:

$$P = \frac{F}{mg}; \quad (3)$$

3) максимальным значением числа Маха, служащим для оценки влияния волнового сопротивления:

$$M_{\max} = \frac{v}{a}; \quad (4);$$

4) относительной дальностью полета в длинах корпуса БЛА, отображающей транспортное совершенство вне зависимости от масштабного фактора:

$$\lambda = \frac{D}{L_{ЛА}}. \quad (5)$$

На рис. 1 – 4 представлено развитие транспортного совершенства БЛА аэродромного старта [7 – 10]

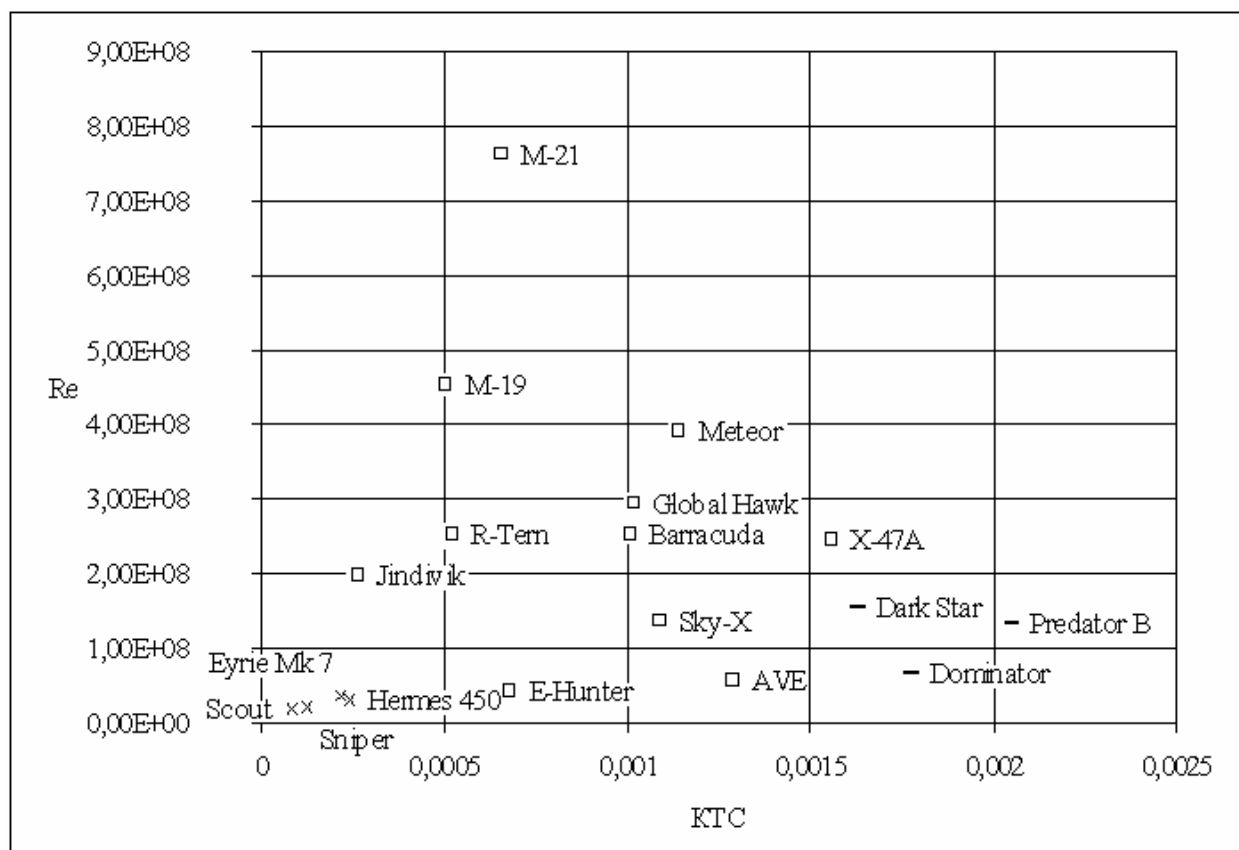


Рис. 1. Зависимость ЭСПВ БЛА АС от характерного числа Рейнольдса

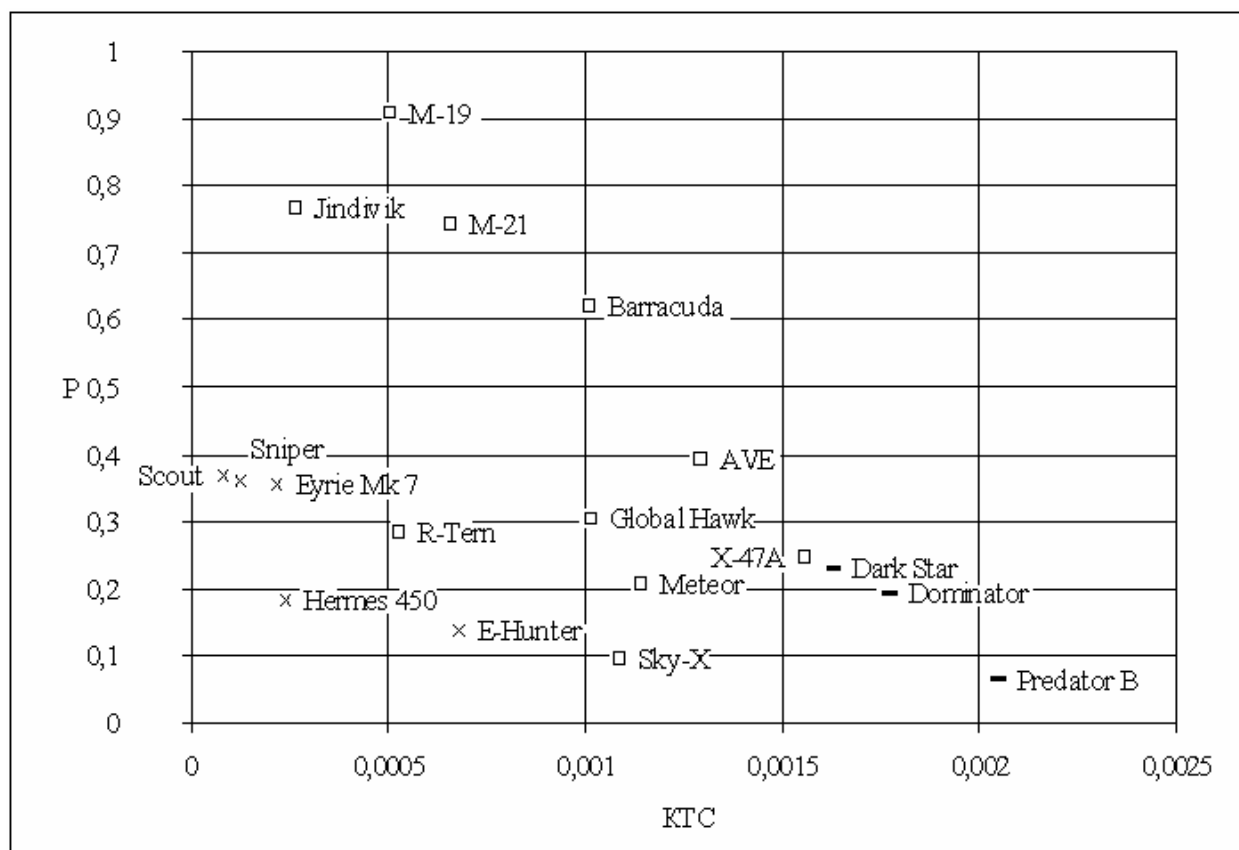


Рис. 2. Зависимость ЭСПВ БЛА АС от тяговооруженности

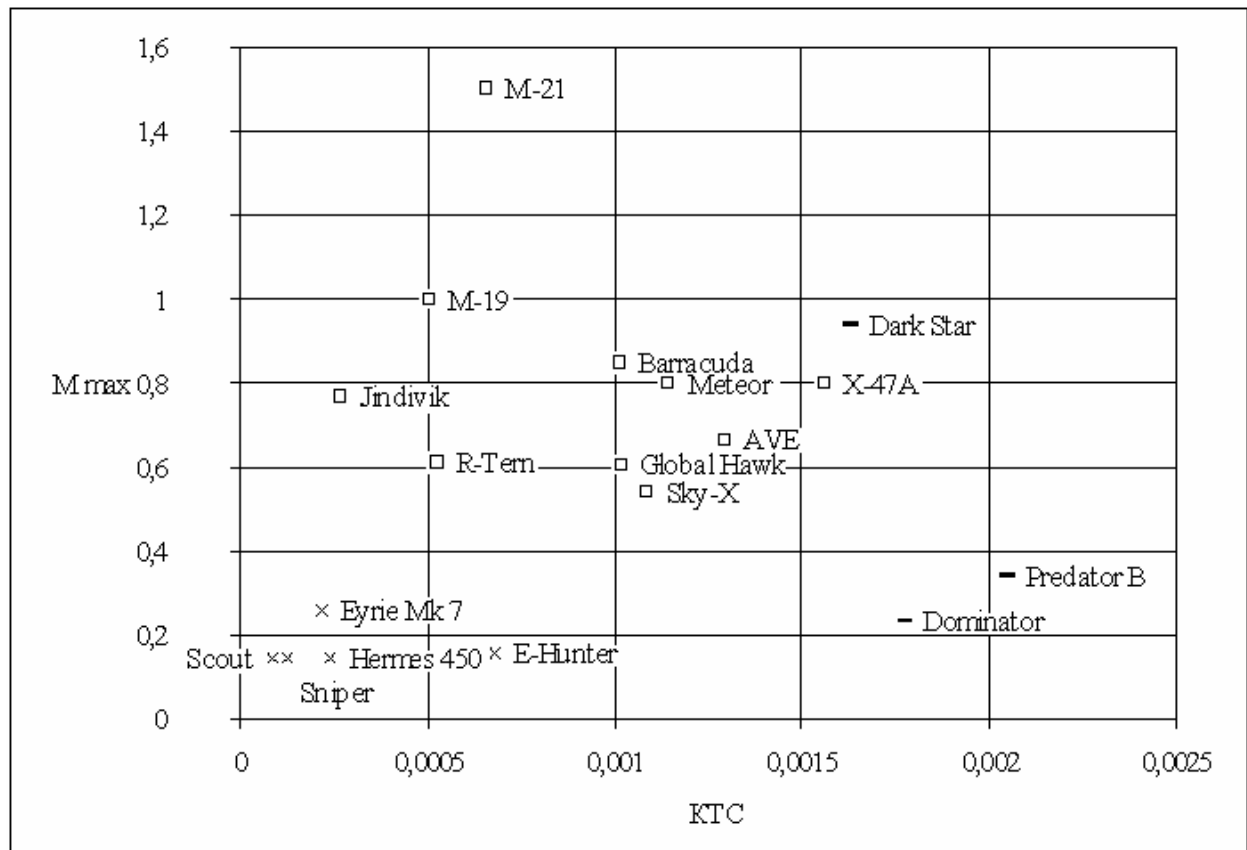


Рис. 3. Зависимость ЭСПВ БЛА АС от максимальной скорости полета

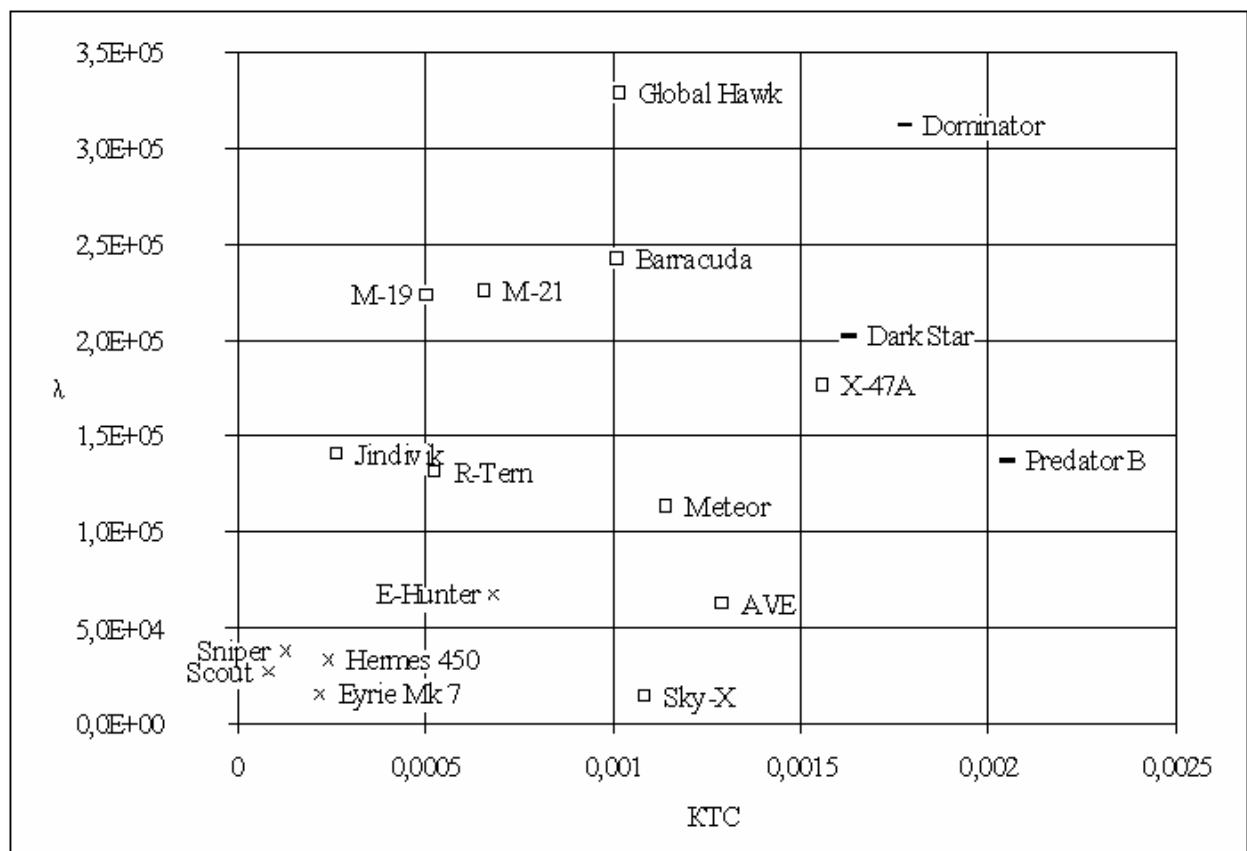


Рис. 4. Зависимость ЭСПВ БЛА АС от относительной дальности полета.

Тип ДУ БЛА: □ – ТРД, × – ПД, – – ТВД

с использованием предложенного набора критериальных комплексов (1) – (5).

2. Анализ ситуации в классе БЛА аэродромного базирования

Комплекс критериев подобия (1) – (5) позволяет получить общего вида оценки процесса выведения представительной выборки известных на данный момент образцов БЛА аэродромного старта (рис. 1 – 4), комментариев к которым приведен ниже.

2.1. Критерий (2) определяет рост ЭСПВ совершенства БЛА при увеличении максимального скоростного режима обтекания (рис. 1), что достигается увеличением линейных размеров аппарата и, как следствие, наращиванием стартовой массы.

2.2. Критерий (3), позволяющий оценить целесообразность применения того или иного типа ДУ на БЛА АС (рис. 2) свидетельствует о высокой динамике роста ЭСПВ аппаратов с турбореактивными ДУ (Х–47А, Global Hawk и т.д.). Низкие результаты показывают БЛА с поршневыми винтомоторными ДУ в связи с исчерпанием потенциала их развития (Hermes 450, Hunter и т.д.).

2.3. Вполне конкурентоспособны БЛА с турбовинтовыми двигателями (Dark Star, Predator В, Dominator), что связано с высокими пропульсивными характеристиками, топливной экономичностью, массовым совершенством данного типа ДУ в собственном диапазоне дозвуковых скоростей.

2.4. БЛА АС неизменяемой траекторной конфигурации, т.е. использующие в процессе ввода в крейсерский полет энергетические ресурсы собственной ДУ, демонстрируют наивысшие показатели ЭСПВ в умеренном диапазоне скоростей: $M=0,6...0,9$ (рис. 3).

2.5. Критерий (5) свидетельствует о невысокой дальности полета БЛА АС вообще (рис. 4), что обусловлено спецификой запуска. Взлет аппарата с ВПП под малым углом требует значительного участка для набора высоты, что приводит к большим расходам бортового запаса горючего. Применение наземного пускового устройства, где это возможно, обеспечивает значительные энергетические выгоды. К примеру, БЛА Shadow, стартующий с помощью мощной гидравлической катапульты, имеет максимальную практическую дальность полета 125 км, что на 25 км больше, чем у БЛА АС такого же класса Scout [8].

2.6. Можно выделить группу БЛА (Sniper, Hermes 450 и т.д., рис. 1 – 4), относительно низкие летные характеристики которой очевидным образом объясняются неприоритетным отношением разработчиков к совершенству процесса выведения.

2.7. Лишь некоторые образцы БЛА АС (Global Hawk, Dominator) демонстрируют высокие показатели в связи с тем, что при их проектировании взаимосвязанные характеристики ЭСПВ и дальности рассматривались в качестве приоритетных.

2.8. Для БЛА АС характерны низкие значения допустимой перегрузки, что свидетельствует о возможности применении относительно недорогого БРЭО.

Заключение

I. Аппарат критериальных комплексов [1 – 6] в силу своей общефизической основы универсально применим к различным классам транспортных систем, включая БЛА АС.

II. Предложенный набор предметно ориентированных критериальных оценок (1) – (5) может служить методологической основой ранних стадий НИОКР, включая:

II.1. выработку адекватного подхода к решению частной задачи проектирования БЛА СА как основного элемента транспортной системы путем выявления приоритетных направлений достижения энергетического совершенства;

II.2. формирование облика БЛА СА, как совокупности аэродинамических и пропульсивных свойств системы планер + ДУ на основании располагаемого научно-технического задела путем критериальной обработки ТТХ и последующего анализа технических решений, воплощенных в известных образцах.

III. Критериальные комплексы (1) – (5) могут быть использованы для получения оценки сложившейся ситуации в подклассе БЛА СА и прогноза развития его функциональных подгрупп.

Литература

1. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15-19.
2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства беспилотных летательных аппаратов воздушного старта / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Середа, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6 (42). – С. 33-37.
3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства двухступенчатых беспилотных летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Середа, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3 (50). – С. 51-55.

4. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.

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

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

7. Васи́лин Н.Я. Беспилотные летательные аппараты / Н.Я. Васи́лин – Мн.: ООО «Попурри», 2003. – 272 с.

8. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. Угол неб. Виртуальная авиационная энциклопедия. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.airwar.ru/bpla.html>.

9. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. Designation-Systems.Net. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.designation-systems.net/dusrm/index.html>.

10. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. Israeli Weapons. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav>.

Поступила в редакцию 27.11.2008

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

КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ ПРОЦЕСУ ВИВЕДЕННЯ БЕСПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ АЕРОДРОМНОГО СТАРТУ

М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.О. Середя, С.А. Яшин

Наведені оцінки з вибору оптимальної транспортної системи (ТС) за допомогою розробленої методології порівняння енергетичної досконалості процесу виведення безпілотних літальних апаратів (БЛА) аеродромного старту на підставі загальних підходів теорії розмірностей і подібності. На підставі наведеного аналізу графічних результатів дослідження висвітлена ситуація у класі БЛА аеродромного базування. Виявлені пріоритетні напрямки аерокосмічної техніки (АКТ), в яких відбувається актуальний розвиток ТС даного класу. Викладені основні напрямки практичного застосування методики.

Ключові слова: аеродромний старт, безпілотний літальний апарат, злітно-посадкова смуга, рушійна установка, припустиме перевантаження, метод розмірностей і подібності, критерії подібності, енергетична досконалість.

CRITERIAL ESTIMATIONS OF POWER PERFECTION OF PROCESS OF LEADING OF UNMANNED AERIAL VEHICLE OF AERODROME START

M.V. Ambrozhevitch, A.S. Kartashev, V.A. Sereda, S.A. Yashin

Estimations are resulted at the choice of optimum transport system (TS) with the help of the developed methodology of comparison of power perfection of process of leading of unmanned aerial vehicle (UAV) of aerodrome start on the basis of the general approaches of the theory of dimension and similarity. On the basis of the submitted analysis of graphic results of research, the situation in class UAV of aerodrome basing is covered. Priority directions of objects aerospace technics (AST) in which there is an actual development of TS of the given class are revealed. The basic directions of practical application of a technique are stated.

Key words: aerodrome start, unmanned aerial vehicle, runaway, propulsion device, permissible overload, method of dimension and similarity, criteria of similarity, energy perfection.

Амброжевич Майя Владимировна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Карташев Андрей Сергеевич – научный сотрудник кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ankara@ukr.net.

Середя Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Sereda_Vlad@ukr.net.

Яшин Сергей Анатольевич – заведующий отделом проектно-конструкторских работ, НИИ ПФМ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33 (07)

Н.Н. МЕЛЬНИК, В.И. РЯБКОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***К-7 В СЕМЕЙСТВЕ ТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ УКРАИНЫ**

Самолет К-7, спроектированный в 1933 году под руководством К.А. Калинина, рассматривается в сопоставлении с другими тяжелыми транспортными самолетами, созданными в Украине в течение прошлого века, такими, как: «Илья Муромец» Киевский, Ан-22, Ан-124, Ан-225, по параметрам весовой отдачи и коэффициентам аэродинамического совершенства. Показано, что по полной весовой отдаче самолет-гигант К-7 представлял собой наивысшее мировое достижение на то время, а впервые примененные серворули обеспечили приемлемое управление этим крупноразмерным самолетом и стали классическим решением на следующих летательных аппаратах подобного класса.

Ключевые слова: самолет К-7, весовое совершенство, топливная эффективность, аэродинамическое качество.

Введение

История отечественного тяжелого авиастроения насчитывает уже около ста лет. К семейству тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине во второй половине XX века [1, 2] можно отнести самолеты: «Илья Муромец» Киевский (И. Сикорского, 1913 г.), К-7 (К.А. Калинина, 1933 г.) и Ан-22, Ан-124, Ан-225 (О.К. Антонова и П.В. Балабуева).

Константин Алексеевич Калинин внес весомый вклад в развитие авиации в Украине. Он спроектировал и построил много уникальных самолетов, однако особое место занимает К-7, вошедший в историю как самый большой и тяжелый самолет своего времени (рис. 1).

В этом самолете Калинин обратился к идее "летающего крыла", связывая с ней будущее авиации. «Идея сконструировать самолет К-7,- писал позже К. А. Калинин [3], у меня зародилась давно, еще в

1925 году. В 1929 году я сформулировал свой проект, который после двух лет доработки начал осуществляться...». При создании больших машин новые пути ведут к новым схемам самолетов, в сторону использования крыла для размещения грузов. На то время в мире не было подобных самолетов, они появились лишь в ходе Второй мировой войны и в самом конце XX века, показав, насколько правильны были решения Калинина. Поэтому самолет К-7 можно поставить в одну линию с украинским Ан-225 и американским В-2.

Анализ принципиальных проектно-конструкторских решений

К-7 – шести- или семимоторный, в различных модификациях, самолет-гигант, которому на то время не было равных по грузоподъемности. Он представлял собою крыло толстого профиля, где размещалась вся полезная нагрузка.

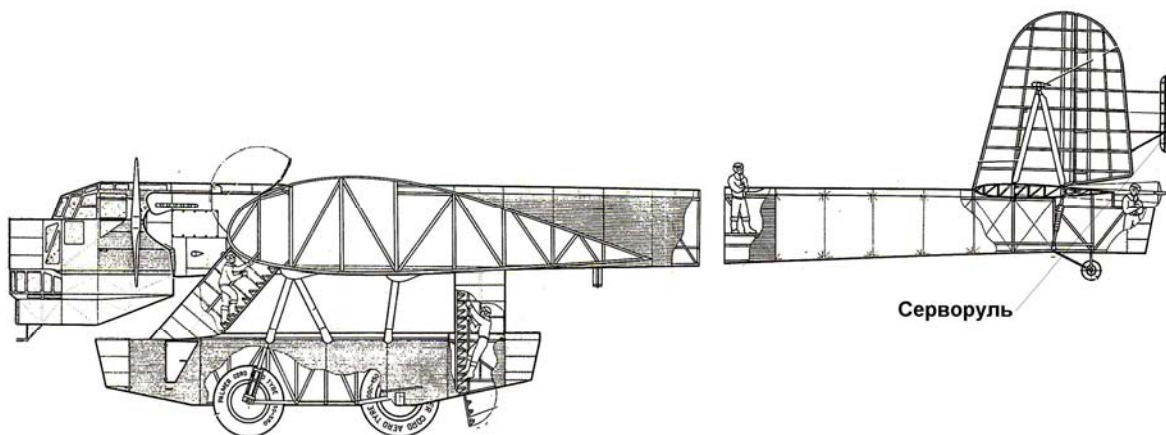


Рис. 1. Общий вид самолета К-7

Принцип создания самолетов с максимальной весовой отдачей всегда был основополагающим для их создателей. Это сложная задача, которая трудно решается в крупноразмерных самолетах, где наиболее отчетливо проявляется действие «закона квадрата куба». При анализе различают несколько видов весовых отдач и критериев [4].

Полная весовая отдача определяется, как

$$\overline{m}_{п.н} = \frac{m_{п.н}}{m_0} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где $m_{п.н}$ – полезная нагрузка, кг; m_0 – взлетная масса, кг.

Весовая отдача по коммерческой нагрузке

$$\overline{m}_{к.н} = \frac{m_{к.н}}{m_0} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $m_{к.н}$ – коммерческая нагрузка, кг.

Весовая отдача по топливу:

$$\overline{m}_T = \frac{m_T}{m_0} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где m_T – масса топлива, кг.

Весовая отдача по коммерческой нагрузке является частью критерия весовой эффективности $k_{в.э}$, учитывающего производительность самолета:

$$k_{в.э} = \frac{m_{к.н} \cdot L_{тех}}{m_{п.сн}}, \quad (4)$$

где $m_{к.н}$ – коммерческая нагрузка, кг; $L_{тех}$ – техническая дальность самолета, км; $m_{п.сн}$ – масса пустого снаряженного самолета, т.

Весовая отдача по топливу влияет на критерий топливной эффективности, который выражает расход топлива на единицу производительности:

$$k_{т.э} = \frac{m_T}{T_{к.н} \cdot L_{тех}}, \frac{\Gamma}{T \cdot км}. \quad (5)$$

Для количественной оценки весовых отдач и критериев эффективности используем исходные данные как самолета К-7, так и других самолетов, созданных в Украине после него (табл. 1).

Таблица 1

Удельные параметры тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине

Параметры С-ты	$m_{п.н}$, кг	$m_{к.н}$, кг	m_T , кг	m_0 , кг	$m_{п.сн}$, кг	$L_{тех}$, км
К-7	13600	6500	7100	38000	24400	1895
Ан-22	106000	63000	43000	226000	120000	6512
Ан-124	214000	120000	94000	392000	178000	12928
Ан-225	350000	200000	150000	600000	250000	23880

Количественная оценка параметров весовой и топливной эффективности рассматриваемых самолетов представлена в табл. 2.

Таблица 2

Параметры весовой и топливной эффективности тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине

Параметры С-ты	$\overline{m}_{п.н}$, %	$\overline{m}_{к.н}$, %	$\overline{m}_T$, %	$k_{в.э}$, $\frac{кг \cdot км}{т}$	t , $\frac{г}{т \cdot км}$	$k_{т.э}$, $\frac{г}{т \cdot км}$
К-7	35,8	17,1	18,7	324145	1981	576,4
Ан-22	47	27,9	19,1	1815292	292,5	104,8
Ан-124	54,6	30,6	24	3957551	115	61

В сравнительном сопоставлении весовые характеристики самолетов приведены на рис. 2.

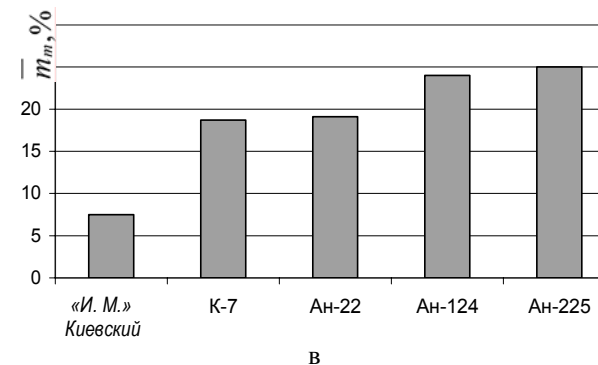
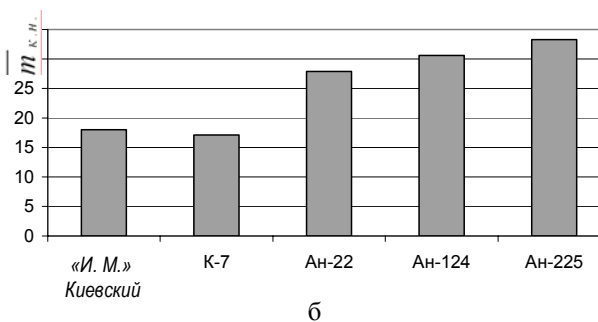
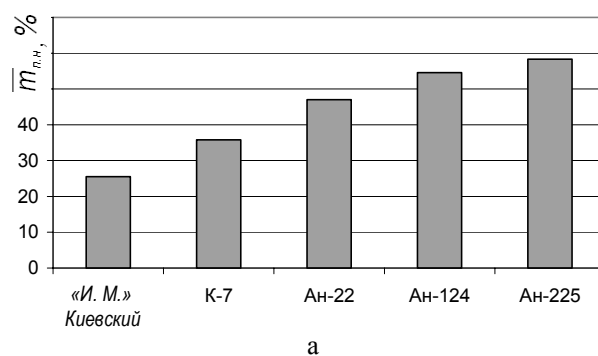


Рис. 2. Весовые отдачи отечественных тяжелых транспортных самолетов: а – полная весовая; б – по перевозимому грузу; в – по топливу

Представляется весьма важным сравнить относительные весовые характеристики отечественных транспортных самолетов не только между собою, но и с мировыми достижениями.

На рис. 3 представлены предельно высокие показатели по весовой отдаче (η), относительной массе перевозимого груза ($\bar{m}_g$), которые имеют место у тяжелых транспортных самолетов с большими взлетными массами (m_0) [1, 2].

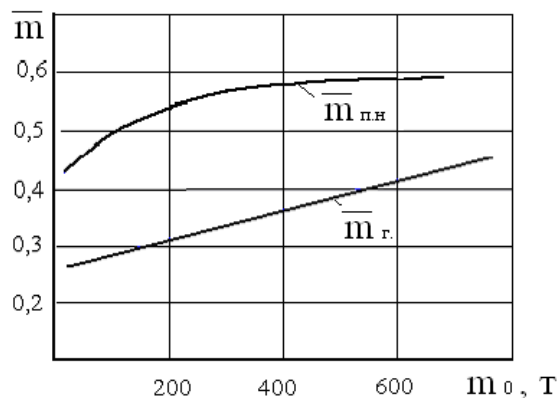


Рис. 3. Мировой уровень по полной весовой отдаче ($\bar{m}_{пн}$) и относительной массе перевозимого груза ($\bar{m}_g$) в тяжелом транспортном самолетостроении

Если данные по массовым характеристикам отечественных самолетов, приведенных на рис. 2, сопоставить с их аналогами, представленными на рис. 3, то нетрудно заметить, что отечественные самолеты в момент своего создания и определяли

этот уровень. Для полноты анализа следует заметить, что величины $\bar{m}_g$ и $\bar{m}_T$ являются исходными данными при проектировании транспортных самолетов.

Очевидно, что полная весовая отдача самолета К-7, определенная по методике, приведенной выше, составляет 35,8 %, а сам Калинин, споря с оппонентами, называл цифру 44 %, что на то время составляло наивысший результат, который соизмерим даже с современными самолетами этого класса. Какими же путями получены столь весомые достижения в полной массовой отдаче К-7?

Как известно, К-7 представлял собой гигантское крыло толстого профиля размахом 53 м и площадью 454 м², от которого шли две хвостовые балки трехгранного сечения, несшие хвостовые горизонтальное и вертикальное оперения с механизмом для поворота.

Учитывая эти обстоятельства, К.А. Калинин основное внимание уделил крылу (рис. 4), т.е. его весовому и аэродинамическому совершенству.

Толстый профиль крыла позволил в максимальной степени использовать ферменные конструкции. По конструктивному исполнению крыло самолета К-7 представляет трехлонжеронную схему. Но столь мощных профилей в то время в распоряжении конструкторов не было. Тогда по предложению начальника группы крыла расчетного отдела В.К. Золотухина, полки средних лонжеронов были выполнены из труб, параллельно стоящих и скрепленных сварной косынкой.

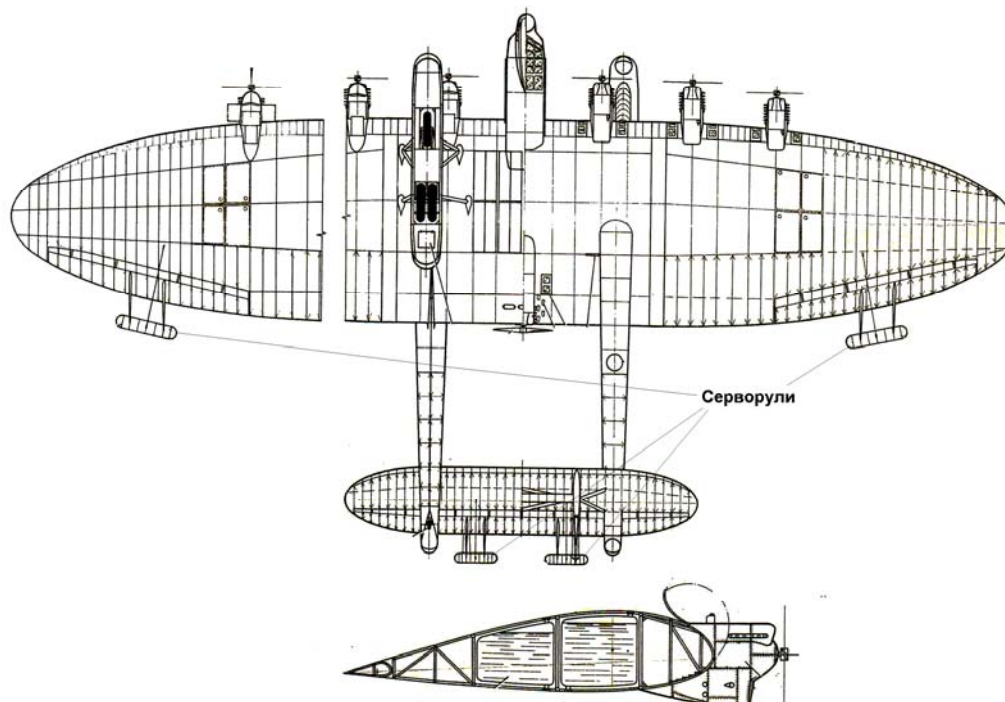


Рис. 4. Некоторые геометрические параметры крыла самолета К-7

Для состыковки лонжеронов было разработано оригинальное устройство шарнирных узлов. При этом следует подчеркнуть, что в конструкции крыла впервые и широко были использованы хромомолибденовые трубы. Такие конструктивно-технологические решения позволили снизить массу крыла и существенно улучшить массовые характеристики всего самолета.

Крыло в самолете К-7 предопределяло не только весовое, но и аэродинамическое его совершенство. Профиль крыла ЦАГИ Р-П был модифицирован по размаху с относительной толщиной в центроплане, равной 33 %. Удлинение крыла составляло 6.2.

Для сравнительной оценки аэродинамических характеристик такого крыла с крыльями современных отечественных транспортных самолетов [5], воспользуемся обобщенной полярой (рис. 5), устанавливающей связь коэффициента подъемной силы C_y с коэффициентом сопротивления C_x с помощью коэффициентов A и D .

Такая связь может быть охарактеризована следующей зависимостью:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2 + DC_y, \quad (6)$$

где C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления, возникающего вслед-

ствие создания подъемной силы.

При этом под A понимается известный коэффициент отвала поляры, отражающий расположение поляры по оси C_x :

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{эф}}, \quad (7)$$

где δ – коэффициент, связанный с законом распределения циркуляции вдоль размаха консоли крыла и определяющийся геометрией в плане; $\lambda_{эф}$ – удлинение крыла с подфюзеляжной частью.

Под коэффициентом D имеется в виду соотношение

$$D = 2\sqrt{A(C_{x0} - C_{xmin})}, \quad (8)$$

где C_{xmin} – коэффициент минимального лобового сопротивления.

Особенность представления обобщенной поляры заключается в том, что нахождение коэффициентов A и D позволяет определить и сопоставить основные аэродинамические характеристики, в данном случае – различных самолетов, созданных в разное время с помощью различных расчетных моделей. Используя эти данные, найдены численные значения коэффициентов C_{x0} , A и D , характеризующих обобщенные поляры этих самолетов (табл. 3).

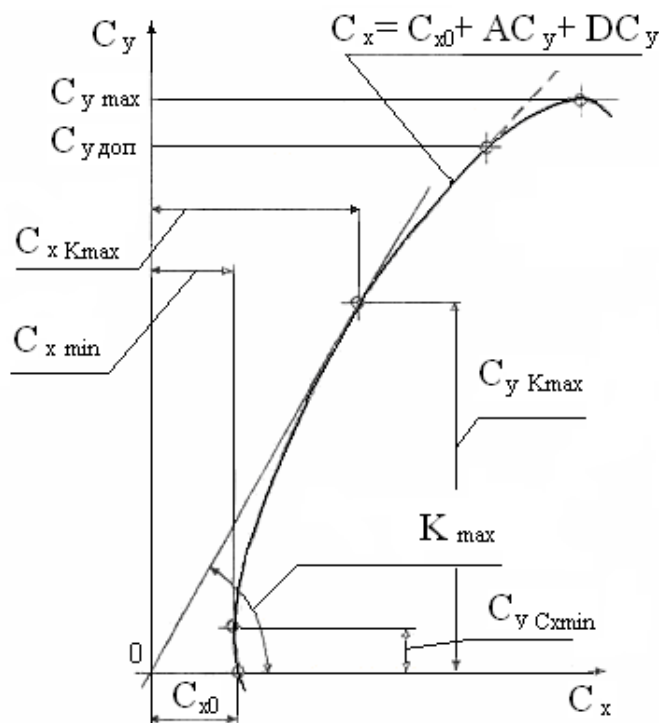


Рис. 5. Характеристические коэффициенты обобщенной поляры

Наиболее важной характеристикой, которая позволяет оценивать аэродинамическое совер-

шенство самолета, служит аэродинамическое качество.

Таблица 3

Численные значения коэффициентов C_{x0} , A и D отечественных транспортных самолетов

Параметры	Тип самолета			
	«И.М.» Киевский	К-7	Ан-22	Ан-124
C_{x0}	0,17	0,03257	0,02138	0,01535
A	0,04976	0,05584	0,03312	0,05412
D	0,001514	0,00133	0,0002684	0,0002953

Аэродинамическое качество самолета на любом выбранном угле атаки можно определить по выражению $K=C_y/C_x$.

Согласно принятой методике оценки взаимосвязей C_y и C_x (см. рис. 3) величина максимального аэродинамического качества может быть определена из следующего соотношения коэффициентов C_{x0} , A и D :

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{AC_{x0} + |D|}}, \quad (9)$$

где $K_{\max}$ – максимальное аэродинамическое качество.

Поскольку величины коэффициентов C_{x0} , A и D для рассматриваемых самолетов уже определены (см. табл. 3), то нетрудно сравнить анализируемые самолеты и по величине коэффициента $K_{\max}$, вычисленного на единой методической основе (табл. 4).

Таблица 4

Сравнительная оценка отечественных тяжелых транспортных самолетов по параметру максимального аэродинамического качества

Самолеты	«И.М.» Киевский	К-7	Ан-22	Ан-124
Модель определения	Модель определения $K_{\max} = 1/2(AC_{x0} + D)^{-1/2}$			
Максим аэродинамическое качество	Численные значения			
	6	9	16	14,9

Полученные результаты являются ярким примером улучшения аэродинамического качества от 6 («Илья Муромец» Киевский) до 16 (Ан-22). Приведенная же методика позволила проанализировать пути решения этой проблемы у самолетов различных поколений и с различными аэродинамическими схемами. Достижение таких результатов отечественными авиаконструкторами осуществлено путем применения новых конструктивно-технологических решений, которые позволили значительно улучшить аэродинамическую компоновку самолетов.

К таким решениям следует отнести проблему управления таким крупноразмерным самолетом, каким является самолет К-7.

Первоначально для уменьшения нагрузок в системе управления по инициативе Калинина было принято очень перспективное решение, нашедшее затем в авиации очень широкое применение: применить электроусилители (бустеры). В ходе исследований кроме теоретических расчетов был произведен ряд экспериментов, выполнено более трехсот продувок в аэродинамической трубе ЦАГИ. После этого установка сервоулей была произведена на всех органах управления К-7, причем как элероны, так и рули хвостового оперения имели осевую компенсацию.

Данное решение значительно улучшило управляемость самолета, а также его аэродинамические характеристики.

Уместно отметить, что подобная проблема возникла и при создании самолета Ан-124 [1, 2]. В этом современном крупноразмерном самолете также использованы серворули во всех каналах управления, что позволило не только уменьшить массу системы управления, но и обеспечить комфортные условия пилотам по усилиям и перемещениям на штурвале в длительных перелетах.

Как следует из данных, приведенных в табл. 2, наиболее высокая полная весовая отдача среди тяжелых транспортных самолетов (54,6 %) получена в отечественном самолете Ан-124. Такое весовое совершенство этого самолета достигнуто благодаря целому комплексу новых проектно-конструкторских решений, направленных на преодоление действия «закона квадрата – куба» в крупноразмерных самолетах.

При этом следует заметить, что в самолете Ан-124, как и в К-7, использовано «толстое» крыло, что и дало свой положительный результат.

Параллель между современными отечественными самолетами и К-7 прослеживается и в беспрецедентном применении новых высокопрочных конструкционных материалов. Например, если в самолете К-7 использованы высокопрочные хромомолибденовые трубы, то в Ан-124 высокопрочный титановый сплав ВТ-22 (в особенности в шасси), что также способствовало росту весовой отдачи этого самолета.

Выводы

В течение XX века в Украине создан целый ряд тяжелых транспортных самолетов: «Илья Муромец» Киевский, К-7, Ан-22, Ан-124, Ан-225. Каждый из них наивысшее достижение в мировом транспортном самолетостроении.

Самолет-гигант К-7 в этом семействе занимает достойное место по таким важным проектно-конструкторским достижениям, как полная весовая отдача, конструктивное и аэродинамическое совершенство крыла и впервые примененные серворули, которые стали классическим решением в каналах управления современных крупногабаритных самолетов.

Если к принципиально новым проектно-конструкторским решениям, проанализированным выше, добавить освоенных авиационной промышленностью ряд технологических процессов, таких, как сварка хромомолибденовых труб, контроль качества и их исполнения, то станет очевидным, что все это актуально и для современного самолето-строения. На основании этого самолет К-7 можно считать методическим объектом и для авиационных инженеров, и для студентов специальности «Самолеты и вертолеты».

Литература

1. Якубович Н.В. Все самолеты О.К. Антонова / Н.В. Якубович. – Красн.: АСТ Астрель, 2001. – 448 с.
2. Гордиенко Ю.В. Военная авиация / Ю.В. Гордиенко, В.П. Морозов, А.С. Прибылов; Избр.: в 2 т. – С.Пб.: Попурри, 1999. – Т. 2. – 450 с.
3. Савин В.С. Планета «Константин» / В.С. Савин. – Х.: Основа, 1994. – 312 с.
4. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: «Машиностроение», 1984. – 552 с.
5. Мельник Н.М. Порівняльна оцінка ефективності вітчизняних важких транспортних літаків / Н.М. Мельник, В.І. Рябков // Вісник Інженерної академії наук України. – К., 2007. – Вип. 3(33). – С. 173-179.

Поступила в редакцию 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры экологической безопасности и экспертных технологий В.Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

К-7 У СІМ'Ї ВАЖКИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ УКРАЇНИ

Н.М. Мельник, В.І. Рябков

Літак К-7, спроектований в 1933 році під керівництвом К.О. Калініна, розглядається у порівнянні з іншими важкими транспортними літаками, розробленими в Україні протягом минулого століття, такими, як «Ілья Муромец (Киевський)», Ан-22, Ан-124, Ан-225 стосовно параметрів масової віддачі та коефіцієнтів аеродинамічного вдосконалення. Показано, що за повною масовою віддачею літак-гігант К-7 являв собою найбільше світове досягнення на той час, а вперше використані серворулі не тільки забезпечили допустиме керування цим літаком, але й стали класичним рішенням на наступних літаках такого класу.

Ключові слова: літак К-7, масове вдосконалення, топливна ефективність, аеродинамічна якість.

K-7 IN FAMILY OF HEAVY TRANSPORT PLANES OF UKRAINE

N.N. Melnik, V.I. Ryabkov

Plane K-7 designed in 1933 under the guidance of K.A. Kalinin, it is considered in comparison to other heavy transport planes created in Ukraine, within the last century, such as: «Ілья Муромец (Kiev)», An-22, An-124, An-225 on parametres of weight return and coefficients aerodynamic perfection. It is shown, that on full weight return plane-giant K-7 represented the highest world achievement for that time, and for the first time applied servotabs, not only have provided reasonable management of this plane, but also steels classical with the decision by following planes of a similar class.

Key words: plane K-7, weight perfection, fuel efficiency, aerodynamic quality.

Мельник Наталия Николаевна – аспирантка кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 539.3:534.1

С.А. ХАЛИЛОВ, С.Г. КРАВЧЕНКО

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

ПОСТРОЕНИЕ ПРИБЛИЖЕННОГО АНАЛИТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ ПЛОСКОЙ ЗАДАЧИ ТЕОРИИ УПРУГОСТИ В ТРАПЕЦИЕВИДНОЙ ОБЛАСТИ

В замкнутом виде получено полное решение плоской задачи теории упругости в трапецевидной области при произвольном нагружении сторон трапеции. Решение построено с помощью метода расширения области до канонической в сочетании с методом наименьших квадратов по границе. Выполнено численное исследование полученного решения. Показана эффективность предложенных методов с точки зрения сходимости и точности. Подход работы является весьма общим для решения плоской задачи теории упругости в неканонических областях.

Ключевые слова: плоская задача теории упругости, функция напряжений, трапецевидная область, расширение области, метод наименьших квадратов.

Введение

При выборе оптимальных параметров силового набора крыла одним из основных ограничений является устойчивость его панелей. Об этом свидетельствуют экспериментальные данные, полученные ЦАГИ [1]: разрушение несущих поверхностей планера серийных и опытных образцов при статических испытаниях происходили в результате потери устойчивости в более чем 60% случаев. Тонкостенные панели крыльев летательных аппаратов редко имеют в плане форму прямоугольника, в основном это – трапеция, параллелограмм и т.п. К настоящему времени задача исследования плоского напряженного состояния прямоугольной области не решена в полной мере, не говоря уже об областях, отличных от прямоугольника. Публикации, относящиеся к рассмотрению подобных областей, посвящены решению весьма частных задач, и поэтому не претендуют на общность. В данной работе построено решение плоской задачи теории упругости (ПЗТУ) в трапецевидной области при заданной на границе произвольной уравновешенной системе нормальных и касательных напряжений. В статье предложен достаточно общий подход для решения ПЗТУ в неканонической области: задача решается в терминах функции напряжений с привлечением метода расширения области до канонической и метода наименьших квадратов на границе.

Данная работа, имея самостоятельное значение в определении плоского поля, приобретает еще большее значение при анализе устойчивости, поскольку точность определения критического параметра устойчивости во многом зависит от точности определения исходного напряженного состояния.

1. Постановка задачи и условия разрешимости

В трапецевидной области Ω с липшицевой границей $\Gamma = \bigcup_{i=1}^4 \Gamma_i$ (рис. 1) требуется отыскать функцию $u(x, y)$, удовлетворяющую бигармоническому уравнению и краевым условиям на контуре Γ , заданным в напряжениях.

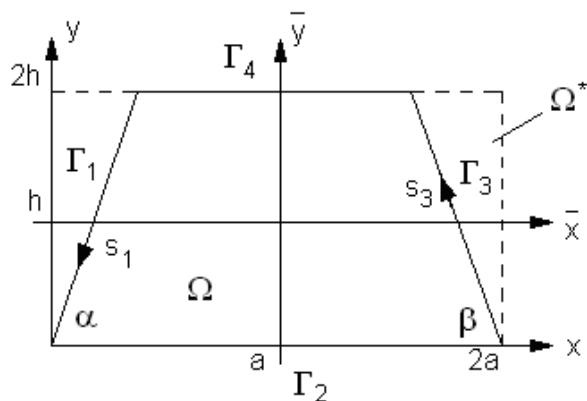


Рис. 1. Расширение исходной области Ω до прямоугольной Ω^*

Для однозначной разрешимости поставленной краевой задачи необходимо, чтобы система напряжений, действующая на границе области, находилась в равновесии, и выполнялись условия согласования в угловых точках. Согласованность напряжений в непрямом угле означает следующее: сумма проекций вектора напряжений в угловой точке одной стороны на нормаль второй стороны должна быть равной сумме проекций вектора напряжений в

той же точке, принадлежащей второй стороне, на нормаль первой. Если угол прямой, то эти условия обращаются в условия парности касательных напряжений.

2. Метод решения задачи. Специальное представление краевых функций

Краевая задача решается методом расширения заданной области до канонической (при этом удовлетворяется уравнение задачи) с последующей ортогонализацией решения по границе (удовлетворение краевых условий). В качестве канонической области принимается прямоугольник.

Выполнив замену переменных $\bar{x} = (x - a) / a$, $\bar{y} = (y - h) / h$ ($2a, 2h$ – основание и высота трапеции), впишем трапециевидную область Ω в безразмерный прямоугольник $\Omega^* = \{\bar{x}, \bar{y} : |\bar{x}| < 1, |\bar{y}| < 1\}$ так, как показано на рис. 1.

В дальнейшем для упрощения обозначений верхнюю черту над безразмерными координатами будем всюду опускать. В работе [2] построено решение ПЗТУ в прямоугольной области. Воспользуемся им для решения нашей задачи. Для этого зададим на кусочно-непрерывной границе $\Gamma^* = \partial\Omega^*$ краевые условия следующим образом. Для нижнего основания прямоугольника краевые условия остаются идентичными краевым условиям на нижнем основании трапеции. Краевые условия на верхнем основании прямоугольника получаются продлением по непрерывности (или каким-либо другим способом) заданных на верхнем основании трапеции функций нормальных и касательных напряжений на интервале $x \in [-1; 1]$. При этом, в соответствии с методом [2], известные краевые функции на основаниях прямоугольника (трапеции) представляются в виде:

$$\begin{aligned}\sigma_y(x, -1) &= \frac{f_{10}(x) + f_{11}(x)}{a^2} = \\ &= \frac{1}{a^2} \left\{ B_1 \cdot \frac{1-x}{2} + B_3 \cdot \frac{1+x}{2} + f_{11}(x) \right\}, \\ \tau_{xy}(x, -1) &= -\frac{f_{30}(x) + f_{31}(x)}{a^2 \lambda} = \\ &= \frac{-1}{a^2 \lambda} \left\{ C_1 \cdot \frac{x^2 - x}{2} + C_3 \cdot \frac{x^2 + x}{2} + C_6 \cdot (1 - x^2) + f_{31}(x) \right\}, \\ \sigma_y(x, 1) &= \frac{f_{20}(x) + f_{21}(x)}{a^2} = \\ &= \frac{1}{a^2} \left\{ B_2 \cdot \frac{1-x}{2} + B_4 \cdot \frac{1+x}{2} + f_{21}(x) \right\},\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\tau_{xy}(x, 1) &= -\frac{f_{40}(x) + f_{41}(x)}{a^2 \lambda} = \\ &= \frac{-1}{a^2 \lambda} \left\{ C_2 \cdot \frac{x^2 - x}{2} + C_4 \cdot \frac{x^2 + x}{2} + C_8 \cdot (1 - x^2) + f_{41}(x) \right\},\end{aligned}\quad (1)$$

где $\lambda = h/a$ – параметр удлинения; B_k, C_k – некоторые постоянные, определяемые таким образом, чтобы выполнялись условия:

$$\begin{aligned}\int_{-1}^1 x^n f_{kl}(x) dx &= 0, \quad n = 0, 1; \quad k = 1, 2; \\ f_{kl}(\pm 1) &= \int_{-1}^1 f_{kl}(x) dx = 0, \quad k = 3, 4.\end{aligned}\quad (2)$$

Подобным же образом на боковых сторонах прямоугольника вводятся функции эквивалентных краевых нормальных и касательных напряжений (эквивалентность здесь понимается в том смысле, что действие вводимых нагрузок порождает те же поля напряжений, что и действие нагрузок, заданных на боковых сторонах трапеции):

$$\begin{aligned}\sigma_x(-1, y) &= \frac{\varphi_{10}(y) + \varphi_{11}(y)}{a^2 \lambda^2} = \\ &= \frac{1}{a^2 \lambda^2} \left\{ A_1 \cdot \frac{1-y}{2} + A_2 \cdot \frac{1+y}{2} + \sum_{k=0} \widetilde{A}_k \cdot H_k''(y) \right\}, \\ \tau_{xy}(-1, y) &= -\frac{\varphi_{30}(y) + \varphi_{31}(y)}{a^2 \lambda} = \frac{-1}{a^2 \lambda} \left\{ C_1 \cdot \frac{y^2 - y}{2} + \right. \\ &\quad \left. + C_2 \cdot \frac{y^2 + y}{2} + C_5 \cdot (1 - y^2) + \sum_{k=0} \widetilde{B}_k \cdot H_k'(y) \right\}, \\ \sigma_x(1, y) &= \frac{\varphi_{20}(y) + \varphi_{30}(y)}{a^2 \lambda^2} = \\ &= \frac{1}{a^2 \lambda^2} \cdot \left\{ A_3 \cdot \frac{1-y}{2} + A_4 \cdot \frac{1+y}{2} + \sum_{k=0} \widetilde{C}_k \cdot H_k''(y) \right\},\end{aligned}\quad (3)$$

где $A_k (k = \overline{1, 4}), C_5, C_7, \widetilde{A}_k, \widetilde{B}_k, \widetilde{C}_k, \widetilde{D}_k$, – неизвестные коэффициенты; $\{H_k(y)\}_{k=0}^\infty$ – полная система ортонормированных в пространстве $L_2(-1; 1)$ многочленов [3]:

$$H_n(x) = (1 - x^2)^{\frac{r}{2}} \cdot \sum_{m=0}^r A_{nm} \cdot x^{n-2m},$$

r – целая часть числа $n/2$,

$$A_{nm} = \frac{(-1)^m}{2^{n+3}} \sqrt{\frac{n!(2n+9)}{2(n+8)!}} \times \frac{(2n-2m+7)!}{(n-m+3)!m!(n-2m)!} \quad (4)$$

Такое разложение единственно в силу теоремы Вейерштрасса об аппроксимации непрерывных функций степенными полиномами и свойств многочленов (4):

$$H_n(\pm 1) = H_n'(\pm 1) = 0; \quad (4, a)$$

$$\int_{-1}^1 H_n'(x) dx = 0; \quad \int_{-1}^1 H_n''(x) dx = 0;$$

$$\int_{-1}^1 x \cdot H_n''(x) dx = 0. \quad (4, б)$$

Как показывают многочисленные исследования [3], [4], функции (4), являясь ортогональными в метрике квадратично интегрируемых функций $L_2(-1,1)$, обладают почти ортогональными первыми и вторыми производными:

$$\begin{aligned} \int_{-1}^1 H_n(x) H_m(x) dx &= 0; \\ \int_{-1}^1 H_n'(x) H_m'(x) dx &\approx 0; \\ \int_{-1}^1 H_n''(x) H_m''(x) dx &\approx 0. \end{aligned} \quad (4, в)$$

Представление краевых функций (2), (3) соответствует выделению в явном виде компонент внешней нагрузки: равновесной ее части (линейный закон изменения вдоль стороны для нормальных напряжений и квадратичный закон – для касательных) и самоуравновешенных вдоль отдельно взятых сторон нагрузок, – описано в работе [2] и здесь подробно не обсуждается. Среди шестнадцати коэффициентов A_k, B_k, C_k линейно независимыми являются только 13 коэффициентов, а три оставшиеся выражаются через них в силу условий равновесия прямоугольной области как жесткого целого. Пусть среди неизвестных коэффициентов $A_k (k = \overline{1,4}), C_5, C_7$ линейно независимыми будут A_1, A_2, C_5 .

3. Построение решения в расширенной области

Решение в расширенной области носит многокомпонентный характер и строится последовательным удовлетворением выделенным в явном виде компонентам краевых условий и уравнению краевой задачи. При этом одна часть решения носит равновесный характер, а другая – самоуравновешенный.

3.1. Определение равновесной части функции напряжений

Равновесная часть решения, определяемая набором коэффициентов A_k, B_k, C_k , здесь представляется в виде:

$$u_{01}(x, y) = A_1 \cdot k_{A,1}(y) + A_2 \cdot k_{A,2}(y) + C_5 \cdot k_{C,5}(x, y) + \Psi_1(x, y), \quad (5)$$

$$\Psi_1(x, y) = \sum_{i=1}^4 B_i \cdot k_{B,i}(x, y) + \sum_{j=\overline{1,4,6,8}} C_j \cdot k_{C,j}(x, y), \quad (6)$$

где $k_{A,z}(y), k_{B,z}(y), k_{C,z}(y)$ – явно выписываемые с помощью [2] полиномиальные функции.

Однако функция (5) не удовлетворяет бигармоническому уравнению краевой задачи. Для решения этой проблемы строится функция $u_{02}(x, y)$, являющаяся решением следующей краевой задачи:

$$A \{u_{01}(x, y) + u_{02}(x, y)\} = 0 \text{ в } \Omega^*; \quad (7)$$

$$u_{02} = 0 \text{ на } \Gamma^*, \quad (8)$$

где $A \equiv \frac{\partial^4}{\partial x^4} + \frac{1}{\lambda^2} \cdot \frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{2}{\lambda^4} \cdot \frac{\partial^4}{\partial y^4}$ – бигармонический оператор в безразмерных координатах.

Решение задачи (7) – (8) ищется методом Бубнова-Галеркина, в качестве координатных принимаются функции $\{H_i(y) \cdot H_j(y)\}_{i,j=0}^{\infty}$:

$$u_{02}(x, y) = \sum_{j=0}^{\infty} \sum_{i=0}^{\infty} \psi_{i,j}^{(1)} \cdot H_i(x) \cdot H_j(y). \quad (9)$$

При использовании свойства (в) полиномов (4) коэффициенты разложения $\psi_{i,j}^{(1)}$ из (9) определяются прямым счетом:

$$\psi_{i,j}^{(1)} = \frac{\int_{-1}^1 \int_{-1}^1 (-A \Psi_1(x, y)) H_i(x) H_j(y) dx dy}{\|H_i''(x)\|^2 + \frac{2}{\lambda^2} \|H_i'(x)\|^2 \|H_j'(y)\|^2 + \frac{1}{\lambda^4} \|H_j''(y)\|^2}. \quad (10)$$

3.2. Определение компонент решения, соответствующих краевым самоуравновешенным нагрузкам

Самоуравновешенные краевые условия на основаниях $y = \pm 1$ области Ω^* выполняет функция:

$$\begin{aligned} \Psi_2(x, y) &= \frac{2-3y+y^3}{4} \int_{-1}^x (x-z) f_{11}(z) dz + \\ &+ \frac{2+3y-y^3}{4} \int_{-1}^x (x-z) f_{21}(z) dz + \frac{1-y-y^2+y^3}{4} \times \\ &\times \int_{-1}^x f_{31}(z) dz + \frac{-1-y+y^2+y^3}{4} \int_{-1}^x f_{41}(z) dz. \end{aligned} \quad (11)$$

Функция $\Psi_2(x, y)$, также как и функция (5), не является бигармонической. До бигармонической функцию (11) дополняет функция, получаемая также, как и функция (9):

$$\tilde{\Psi}_2(x, y) = \sum_{j=0}^1 \sum_{i=0}^1 \psi_{i,j}^{(2)} \cdot H_i(x) \cdot H_j(y), \quad (12)$$

где

$$\psi_{i,j}^{(2)} = \frac{\int_{-1}^1 \int_{-1}^1 (-A \Psi_2(x, y)) H_i(x) H_j(y) dx dy}{\|H_i'(x)\|^2 + \frac{2}{\lambda^2} \|H_i'(x)\|^2 \|H_j'(y)\|^2 + \frac{1}{\lambda^4} \|H_j''(y)\|^2}. \quad (13)$$

Функция, которая является приближенно бигармонической в области Ω^* , полностью (точно) выполняет краевые условия на горизонтальных сторонах указанной области, а на вертикальных ее сторонах задает некоторую равновесную систему напряжений (что означает выполнение трех статических уравнений), определяемую тремя коэффициентами A_1, A_2, C_5 , имеет вид:

$$u_1(x, y) = A_1 \cdot k_{A,1}(y) + A_2 \cdot k_{A,2}(y) + C_5 \cdot k_{C,5}(x, y) + \Psi(x, y), \quad (14)$$

$$\Psi(x, y) = \Psi_1(x, y) + \Psi_2(x, y) + \sum_{j=0}^1 \sum_{i=0}^1 (\psi_{i,j}^{(1)} + \psi_{i,j}^{(2)}) \cdot H_i(x) \cdot H_j(y). \quad (15)$$

Далее отыскивается бигармоническая в области Ω^* функция, которая удовлетворяет заданной на вертикальных сторонах прямоугольника системе самоуравновешенных нагрузок, не влияя при этом на прочие краевые условия, т.е. строится решение для следующей краевой задачи:

$$Au_2(x, y) = 0 \text{ в } \Omega^*; \quad (16)$$

$$\frac{\partial^2 u_2(x, y)}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 u_2(x, y)}{\partial x \partial y} = 0 \text{ при } y = \pm 1; \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2}{\partial y^2} u_2(-1, y) &= \sum_{k=0} \widetilde{A}_k H_k''(y); \\ \frac{\partial^2}{\partial x \partial y} u_2(-1, y) &= \sum_{k=0} \widetilde{B}_k H_k'(y); \\ \frac{\partial^2}{\partial y^2} u_2(1, y) &= \sum_{k=0} \widetilde{C}_k H_k''(y); \\ \frac{\partial^2}{\partial x \partial y} u_2(1, y) &= \sum_{k=0} \widetilde{D}_k H_k'(y). \end{aligned} \quad (18)$$

Решение задачи (16) – (18) отыскивается методом Власова-Канторовича:

$$u_2(x, y) = \sum_{n=0} F_n(x) \cdot H_n(y). \quad (19)$$

Таким образом, краевые условия на сторонах $y = \pm 1$ автоматически выполняются: каждый член

ряда (19) в силу свойств (а) удовлетворяет условиям (17). Переменные коэффициенты $F_n(x)$ определяются так, чтобы удовлетворялись уравнение краевой задачи и граничные условия (18). Подстановка (19) в уравнение (16) и ортогонализация возникающих невязок по координатным функциям $\{H_j(y)\}_{j=0}$ на интервале $y \in [-1; 1]$ дает для отыскания функций $F_n(x)$ систему обыкновенных дифференциальных уравнений, которая при использовании свойств (в) координатных функций распадается на отдельные уравнения, каждое из которых позволяет определить один из коэффициентов разложения $F_n(x)$, $n = 0, 1, 2, \dots$:

$$F_n^{IV}(x) - \frac{2 \|H_n'(y)\|^2}{\lambda^2} F_n''(x) + \frac{\|H_n''(y)\|^2}{\lambda^4} F_n(x) = 0, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (20)$$

Комплексно-сопряженные корни $k_{1,2,3,4n} = \pm \aleph_{1,n}(\lambda) \pm i \cdot \aleph_{2,n}(\lambda)$ характеристического уравнения для обыкновенного дифференциального уравнения (20), где

$$\begin{aligned} \aleph_{1,n}(\lambda) &= (\lambda \sqrt{2})^{-1} \sqrt{\|H_n''(y)\| + \|H_n'(y)\|^2}; \\ \aleph_{2,n}(\lambda) &= (\lambda \sqrt{2})^{-1} \sqrt{\|H_n''(y)\| - \|H_n'(y)\|^2}, \end{aligned} \quad (21)$$

определяют вид интеграла уравнения (20):

$$F_n(x) = \sum_{j=1}^4 C_{j,n} \widetilde{f}_{j,n}(x), \quad (22)$$

где

$$\begin{aligned} \widetilde{f}_{1,n}(x) &= \text{sh}(\aleph_{1,n}(\lambda) \cdot x) \sin(\aleph_{2,n}(\lambda) \cdot x); \\ \widetilde{f}_{2,n}(x) &= \text{sh}(\aleph_{1,n}(\lambda) \cdot x) \cos(\aleph_{2,n}(\lambda) \cdot x); \\ \widetilde{f}_{3,n}(x) &= \text{ch}(\aleph_{1,n}(\lambda) \cdot x) \sin(\aleph_{2,n}(\lambda) \cdot x); \\ \widetilde{f}_{4,n}(x) &= \text{ch}(\aleph_{1,n}(\lambda) \cdot x) \cos(\aleph_{2,n}(\lambda) \cdot x). \end{aligned} \quad (23)$$

Постоянные интегрирования $C_{j,n} (j = 1, 4)$ из (22) определяются так, чтобы выполнялись краевые условия (18):

$$\begin{aligned} F_n(-1) &= \widetilde{A}_n, \quad F_n'(-1) = \widetilde{B}_n, \\ F_n(1) &= \widetilde{C}_n, \quad F_n'(1) = \widetilde{D}_n. \end{aligned} \quad (24)$$

Решение системы (24) позволяет записать в явном виде соотношения:

$$\begin{aligned} C_{j,n} &= C_{j,n}(\widetilde{A}_n, \widetilde{B}_n, \widetilde{C}_n, \widetilde{D}_n) = \\ &= \xi_{A,j,n} \widetilde{A}_n + \xi_{B,j,n} \widetilde{B}_n + \xi_{C,j,n} \widetilde{C}_n + \xi_{D,j,n} \widetilde{D}_n, \\ & \quad j = 1, 4. \end{aligned} \quad (25)$$

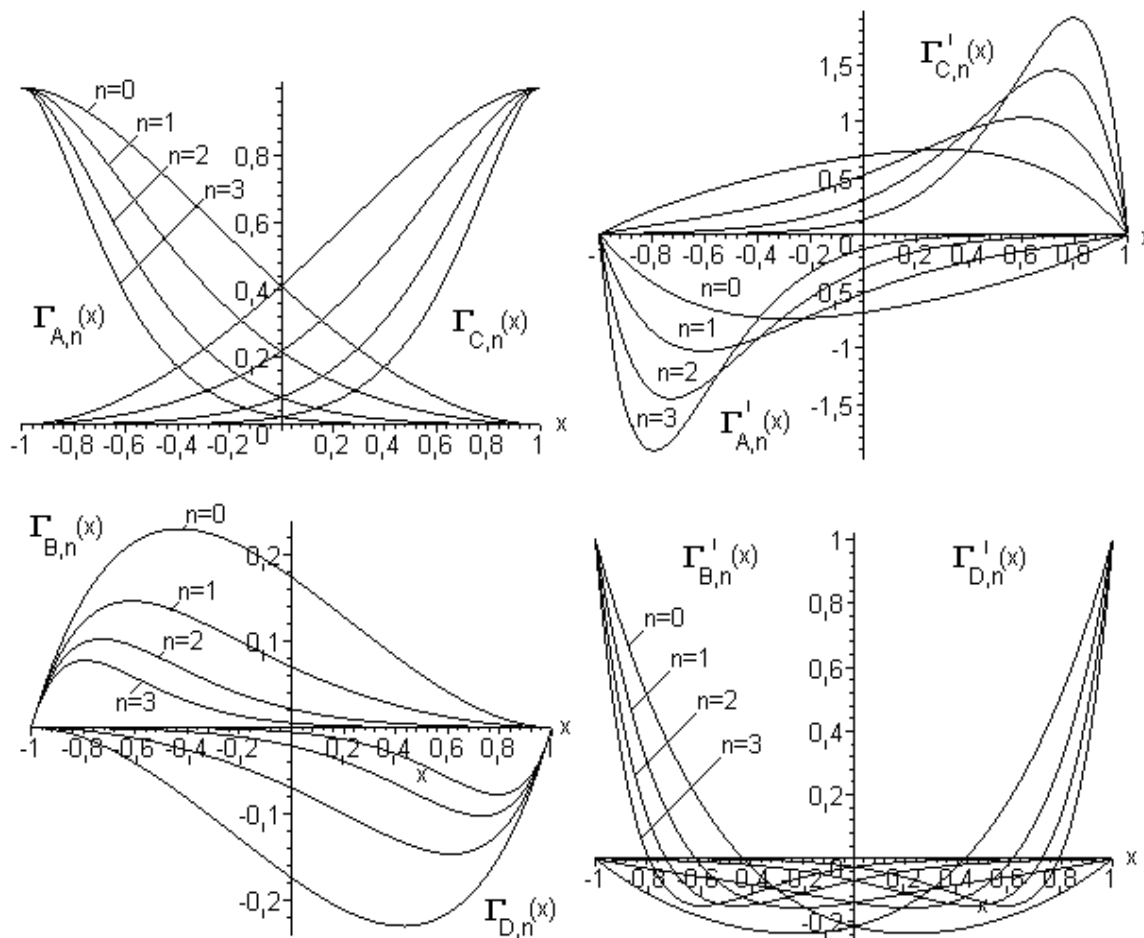


Рис. 1. Поведение функций $\Gamma_{A,n}(x)$, $\Gamma_{B,n}(x)$, $\Gamma_{C,n}(x)$, $\Gamma_{D,n}(x)$ и их первых производных на интервале $x \in [-1; 1]$ ($\lambda = 1.5$)

Искомое решение задачи (16) – (18) имеет вид:

$$u_2(x, y) = \sum_{n=0}^{\infty} \{ \widetilde{A}_n \cdot \Gamma_{A,n}(x) + \widetilde{B}_n \cdot \Gamma_{B,n}(x) + \widetilde{C}_n \cdot \Gamma_{C,n}(x) + \widetilde{D}_n \cdot \Gamma_{D,n}(x) \} \cdot H_n(y), \quad (26)$$

где $\Gamma_{A,n}(x) = \sum_{j=1}^4 \xi_{A,j,n} \cdot \widetilde{f}_{j,n}(x), \dots,$

$$\Gamma_{D,n}(x) = \sum_{j=1}^4 \xi_{D,j,n} \cdot \widetilde{f}_{j,n}(x) - \text{явно выписываемые}$$

функции класса $C^\infty(-1; 1)$, являющиеся комбинациями гиперболично-тригонометрических функций и характеризующие поведение вдоль координаты x (рис. 2) заданных на сторонах $x = \pm 1$ отдельных компонент краевых условий (18).

Решение статической задачи в расширенной области на этом считается завершённым.

4. Удовлетворение краевым условиям на боковых сторонах трапеции методом наименьших квадратов

Построенное в расширенной области бигармоническое решение

$$u(x, y) = u_1(x, y) + u_2(x, y) \quad (27)$$

содержит необходимое число произвольных (коэффициентов), которые позволяют выполнить заданные краевые условия на боковых сторонах трапеции. При этом точно выполнены краевые условия на основаниях трапеции.

Неизвестные постоянные, содержащиеся в (27), определяются из условия наилучшего приближения краевых условий на боковых сторонах трапеции в смысле наименьших квадратов:

$$\begin{aligned}
I = & \int_{\Gamma_1} \left\{ \left[\sigma_{n1}(s_1) - \sigma_{n1}^0(s_1) \right]^2 + \right. \\
& \left. + \left[\tau_{n1}(s_1) - \tau_{n1}^0(s_1) \right]^2 \right\} ds_1 + \\
& + \int_{\Gamma_3} \left\{ \left[\sigma_{n3}(s_3) - \sigma_{n3}^0(s_3) \right]^2 + \right. \\
& \left. + \left[\tau_{n3}(s_3) - \tau_{n3}^0(s_3) \right]^2 \right\} ds_3 \rightarrow \min,
\end{aligned} \quad (28)$$

где $\sigma_{n1}(s_1)$, $\tau_{n1}(s_1)$, $\sigma_{n3}(s_3)$, $\tau_{n3}(s_3)$ – определяемые функцией (27) нормальные и касательные напряжения на сторонах Γ_1 , Γ_3 ; $\sigma_{n1}^0(s_1)$, $\tau_{n1}^0(s_1)$, $\sigma_{n3}^0(s_3)$, $\tau_{n3}^0(s_3)$ – заданные на сторонах Γ_1 , Γ_3 краевые функции; $s_1 = [-1; 1]$, $s_3 = [-1; 1]$ – местные координаты на сторонах Γ_1 и Γ_3 соответственно, параметрические уравнения которых имеют вид:

$$\begin{aligned}
\Gamma_1 : \begin{cases} x = x(s_1) = \lambda \cdot c \cdot \operatorname{tg} \alpha (1 - s_1) - 1, \\ y = y(s_1) = -s_1; \end{cases} \\
\Gamma_3 : \begin{cases} x = x(s_3) = 1 - \lambda \cdot c \cdot \operatorname{tg} \beta (s_3 + 1), \\ y = y(s_3) = s_3. \end{cases}
\end{aligned} \quad (29)$$

Учитывая связь компонент тензора напряжений с функцией (27):

$$\begin{aligned}
\sigma_x(x, y) &= \frac{1}{a^2 \lambda^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial y^2}; \\
\sigma_y(x, y) &= \frac{1}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x^2}; \\
\tau_{xy}(x, y) &= -\frac{1}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x \partial y}
\end{aligned} \quad (30)$$

и соотношения между напряжениями (30) и составляющими полного напряжения на косых площадках, которыми являются стороны Γ_1 и Γ_3 , выражения для определения функций $\sigma_{n1}(s_1)$, $\tau_{n1}(s_1)$, $\sigma_{n3}(s_3)$, $\tau_{n3}(s_3)$ через функцию напряжений $u(x, y)$ выписываются следующим образом:

$$\begin{aligned}
\sigma_{n1}(x, y) &= \\
&= \frac{\sin^2 \alpha}{a^2 \lambda^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial y^2} + \frac{\cos^2 \alpha}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x^2} + \\
&+ \frac{\sin 2\alpha}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x \partial y},
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\tau_{n1}(x, y) &= \frac{\sin 2\alpha}{2 \cdot a^2 \lambda^2} \cdot \left(\frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial y^2} - \lambda^2 \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x^2} \right) + \\
&+ \frac{\cos 2\alpha}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x \partial y}, \\
\sigma_{n3}(x, y) &= \frac{\sin^2 \beta}{a^2 \lambda^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial y^2} + \frac{\cos^2 \beta}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x^2} - \\
&- \frac{\sin 2\beta}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x \partial y}, \\
\tau_{n3}(x, y) &= \frac{\sin 2\beta}{2 \cdot a^2 \lambda^2} \cdot \left(-\frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial y^2} + \lambda^2 \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x^2} \right) + \\
&+ \frac{\cos 2\beta}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u(x, y)}{\partial x \partial y},
\end{aligned} \quad (31)$$

где α, β – углы при основаниях трапеции, а переменные x, y следует заменить зависимостями (29).

Решением системы уравнений

$$\frac{\partial}{\partial \delta_j} I = 0, \quad (32)$$

где $\delta_j = A_1, A_2, C_5$, $\widetilde{A}_n$, $\widetilde{B}_n$, $\widetilde{C}_n$, $\widetilde{D}_n$, $n = 0, 1, 2, \dots, N$ (размер системы $4 \cdot (N+1) + 3$), определяются все перечисленные неизвестные, входящие в выражение для функции напряжений (27). Полученная функция является решением поставленной задачи.

5. Пример решения ПЗТУ в трапециевидной области

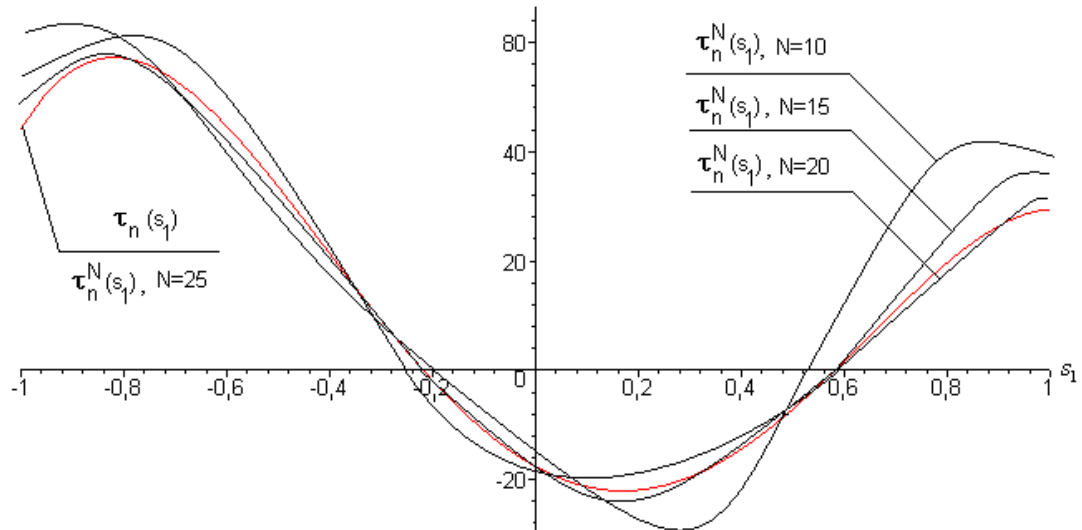
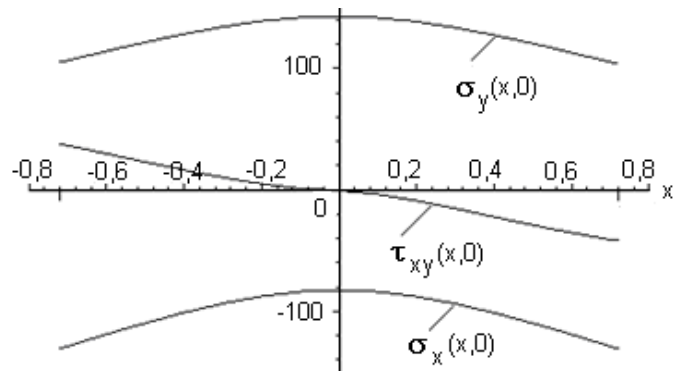
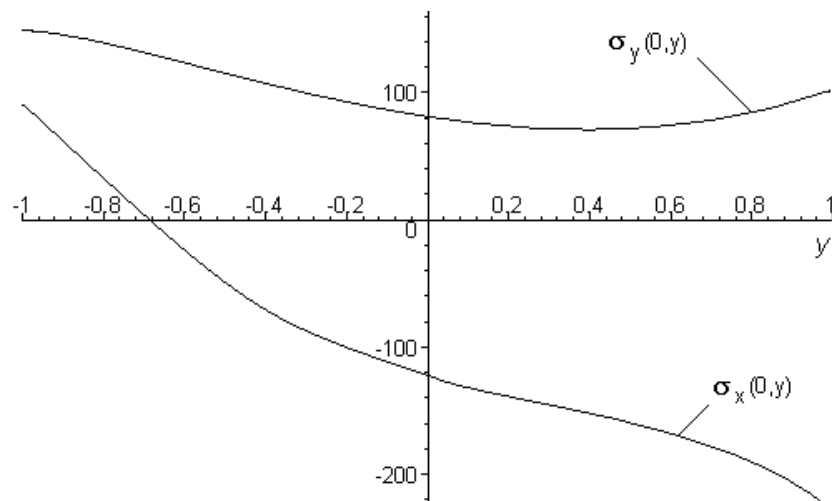
Требуется определить поле напряжений в трапеции при следующих данных: $a = 0,1$ м, $\lambda = 1,5$, $\alpha = \beta = 4\pi/9$. На границе области задана следующая уравновешенная система напряжений:

$$\sigma_n(\Gamma_2) = 150 \text{ МПа}; \quad \sigma_n(\Gamma_4) = 100 \text{ МПа};$$

$$\tau_n(s_1)|_{\Gamma_1} = 36s_1^2 - 8s_1 + 1 + 10H_0'(s_1) - 5H_1'(s_1);$$

$$\tau_n(s_3)|_{\Gamma_3} = -\tau_n(s_1)|_{\Gamma_1}.$$

На рис. 3 показана сходимость (конечно, в среднем) касательных напряжений на боковой стороне трапеции в зависимости от числа N самоуравновешенных эквивалентных нагрузок. Как видно из рисунка, удовлетворительная точность соответствует $N = 25$. Этому числу соответствуют и результаты расчетов, приведенные на графиках рис. 4, 5 – распределение компонент тензора напряжений вдоль линий $y = 0, x = 0$.

Рис. 3. Сходимость функции касательных напряжений на стороне Γ_1 Рис. 4. Распределение компонент тензора напряжений вдоль линии $y = 0$ Рис. 5. Распределение нормальных напряжений вдоль линии $x = 0$

Заключение

1. Построено полное решение плоской задачи теории упругости в трапециевидной области при

произвольном нагружении сторон трапеции.

2. Решение получено в замкнутом виде и выражено через произвольное число неизвестных, достаточное для обеспечения требуемой точности.

3. В работе получили дальнейшее развитие малоизвестные метод расширения области до канонической и метод ортогонализации по границе.

4. Показана эффективность метода расширения области до канонической в сочетании с методом наименьших квадратов по границе путем исследования сходимости решения, удовлетворяющего заданным краевым условиям.

5. Задачи дальнейших исследований заключаются в углублении данного подхода и расширения круга решаемых задач на его основе.

Литература

1. Кутыинов В.Ф. Методология исследования разрушений авиационных конструкций при статических испытаниях / В.Ф. Кутыинов, Г.Н. Замула, В.Ф. Мохов // Расчет НДС и рациональное проекти-

рование авиац. констр. Труды ЦАГИ. – 1992. – Вып. 2495. – С. 87-91.

2. Халилов С.А. Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях / С.А. Халилов // Вопросы проектирования самолетных конструкций. Тематический сборник научных трудов. – Х.: ХАИ, 1982. – Вып. 3. – С. 120-127.

3. Халилов С.А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов. Тематический сборник научных трудов. – Х.: ХАИ, 1978. – Вып. 5. – С. 46-56.

4. Халилов С.А. Вычисление некоторых определенных интегралов, содержащих присоединенные функции Лежандра второго и четвертого порядков / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов. Тематический сборник научных трудов. – Х.: ХАИ, 1984. – Вып. 7. – С. 158-165.

Поступила в редакцию 26.12.2008

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры высшей математики М.И. Несвит, Харьковский государственный технический университет строительства и архитектуры, Харьков.

ПОБУДУВАННЯ НАБЛИЖЕНОГО АНАЛІТИЧНОГО РОЗВ'ЯЗКУ ПЛАСКОЇ ЗАДАЧІ ТЕОРІЇ ПРУЖНОСТІ У ТРАПЕЦІЄВИДНІЙ ОБЛАСТІ

С.А. Халілов, С.Г. Кравченко

У замкнутому вигляді набуто повного розв'язку плоскої задачі теорії пружності у трапецієвидній області при довільному навантаженні сторін трапеції. Розв'язок побудовано за допомогою методу розширення області до канонічної і методу найменших квадратів. Виконано чисельне дослідження набутого рішення. Показано ефективність запропонованих методів з точки зору збіжності та точності. Підхід роботи є вельми загальним для розв'язання плоскої задачі теорії пружності у неканонічних областях.

Ключові слова: плоска задача теорії пружності, функція напружень, трапецієвидна область, розширення області, метод найменших квадратів.

APPROXIMATE ANALYTICAL SOLUTION OF PLANE ELASTIC PROBLEM IN TRAPEZOID REGION DEFINITION

S.A. Khalilov, S.G. Kravchenko

Complete solution of plane elastic problem in trapezoid region under arbitrary loading is obtained. The solution is resulted with the method of region expansion and the least-squares method. Numerical investigation of solution is carried out. Efficiency in terms of convergence and accuracy of methods proposed is shown. Approach proposed in article is quite common for solution of plane elastic problem in non-canonical areas.

Key words: plane elastic problem, stress function, trapezoid region, method of region expansion, least-squares method.

Халилов Сиявуш Ахмедович – ст. научн. сотрудник, ст. преподаватель кафедры прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кравченко Сергей Григорьевич – мл. научн. сотрудник, аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

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

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ ПРИВАРНОЙ АРМАТУРЫ ВЫСОКОРЕСУРСНОГО ТРУБОПРОВОДА: ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА; ТРЕБОВАНИЯ К ЗАГОТОВКАМ И ОСНАСТКЕ

Изложены некоторые особенности технологических операций гидродинамической штамповки приварной арматуры высокоресурсного трубопровода воздушных систем ЛА. Представлены сведения о составляющих технологического процесса – режимах, операциях, материалах, методиках расчетов. Приведены технические требования на отклонения геометрических и физических параметров заготовок. Сформулированы основные режимы подготовки заготовок из титановых сплавов ПТ-7М и ВТ1-0, стали 12Х18Н10Т. Предложена инженерная методика расчета энергосиловых параметров при реализации процесса гидродинамической штамповки трубчатых заготовок. Представлен алгоритм определения изначальной энергетики с использованием как аналитического подхода, так и графического материала. Приведены требования к технологическому оснащению оборудования для гидродинамической штамповки и рекомендации по проектированию технологической оснастки.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, технологический процесс, приварная арматура, энергосиловые параметры, заготовка, оснастка.

Введение

Трубопроводы противообледенительной системы и системы кондиционирования воздуха, относящиеся к воздушным системам летательных аппаратов (ЛА), рассчитаны на транспортировку больших объемов воздуха и находятся под действием динамических, циклических и повторно-статических нагрузок.

Одним из способов изготовления элементов высокоресурсного трубопровода является гидродинамическая штамповка (ГДШ) [1, 2].

В данной публикации изложены некоторые особенности технологических операций ГДШ приварной арматуры высокоресурсного трубопровода воздушных систем ЛА, в частности приведены сведения о составляющих технологического процесса – режимах, операциях, материалах и т.д., указаны требования к заготовкам и технологической оснастке.

В статье приведена также инженерная методика определения энергосиловых параметров процесса гидродинамической штамповки изделий из трубчатых заготовок.

1. Основные сведения об изделии и процессе

Высокоресурсный трубопровод воздушных систем ЛА изготавливают методом сборки-сварки из набора унифицированных элементов и приварной арматуры (табл. 1) [1].

Конструкционными материалами высокоресурсного трубопровода являются преимущественно титановые сплавы (ПТ-7М, ВТ1-0 и ОТ4-1) и коррозионно-стойкая сталь 12Х18Н10Т, а также, в ряде случаев, алюминиевые сплавы АМг2М и АМг3М.

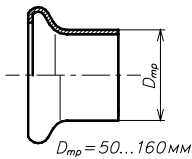
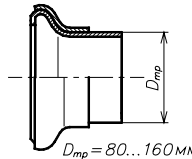
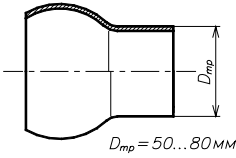
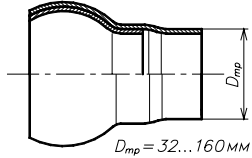
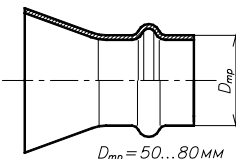
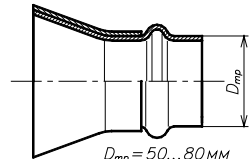
Элементы приварной арматуры изготавливают из цельнотянутых и сварных одношовных трубных заготовок в диапазонах диаметров и толщин, в которых изготавливаются трубопроводы. Отклонения по толщине и диаметру, шероховатость поверхности в зоне формообразования должны соответствовать требованиям конструкторской документации, а в зоне стыковки с трубным элементом – требованиям к полуфабрикатам в состоянии поставки. Некруглость в зоне концевой сечении под сварку для всего диапазона диаметров – не более 2 мм. Эти сечения подлежат торцовке в размер в соответствии с требованиями чертежа и калибровке (при необходимости) под автоматическую сварку. Допустимая перпендикулярность торцов не более 0,2 мм, отклонения наружного диаметра в зоне концевой сечении под сварку на длине 5...10 мм от торца +0,1...0,25 мм.

Возможны такие технологические варианты изготовления приварной арматуры:

- формообразование статическим давлением с применением эластичных наполнителей на универсальном прессовом оборудовании;
- импульсная обработка металлов давлением, в том числе – гидродинамическая штамповка [1].

Таблица 1

Основные виды приварной арматуры высокоресурсного трубопровода

Наименование	Эскиз	Наименование	Эскиз
Наконечник облегченный		Наконечник усиленный	
Наконечник сферический		Наконечник сферический усиленный	
Наконечник конусный		Наконечник конусный усиленный	

Гидродинамическую штамповку приварной арматуры на АНТК «Антонов» осуществляют на пресс-пушках ПП9 и ПП11М, гидроударном прессе СФТ-506. Принципиальная схема ГДШ изображена на рис. 1 [2].

Сущность процесса заключается в следующем (рис. 1): формоизменение заготовки 1 по профилю рабочей поверхности матрицы 2 производится дав-

лением передающей среды (жидкости) 4, вытесняемой из камеры (переходника ствола) 3 быстро движущимся поршнем (снарядом) 5, обладающим в момент удара о поверхность жидкости кинетической энергией [3].

Структурно производственный процесс изготовления приварной арматуры методом ГДШ можно представить следующим образом [4]:

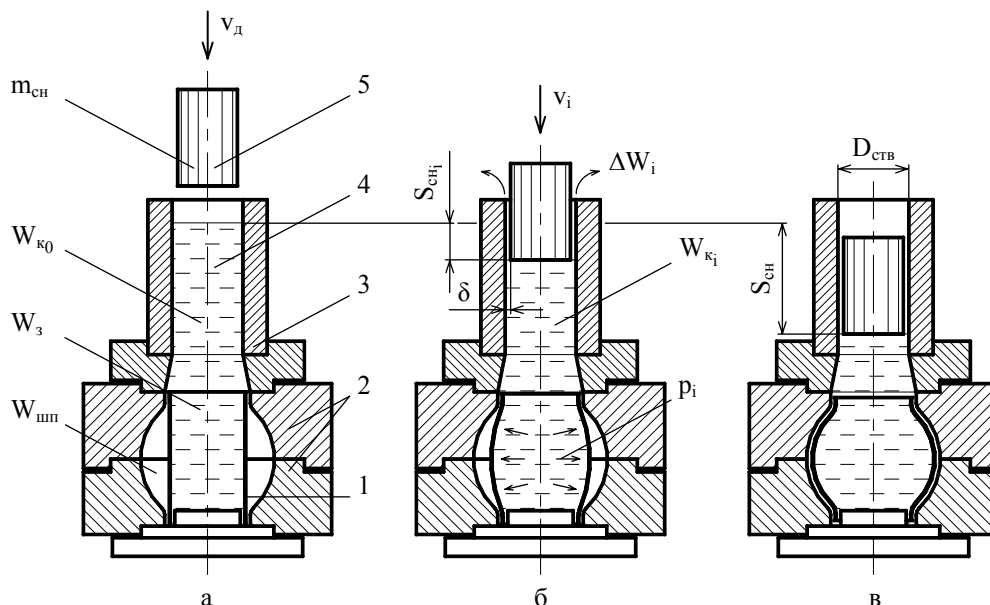


Рис. 1. Принципиальная схема технологического процесса гидродинамической штамповки:

1 – заготовка; 2 – оснастка; 3 – переходник ствола; 4 – передающая среда; 5 – снаряд;
 $m_{сн}$ – масса снаряда; $D_{стб}$ – диаметр ствола; v_d – дульная скорость снаряда; v_i – текущая скорость снаряда;
 p_i – текущее значение давления в формующей камере; $S_{сн}$, $S_{снi}$ – перемещение снаряда и его текущее значение; δ – зазор; ΔW_i – различного рода потери; W_{k0} , W_{ki} – начальный и текущий объемы переходника ствола;
 W_3 – объем жидкости внутри заготовки; $W_{шп}$ – объем заштамповой полости

1. Определение размеров заготовки:
 - диаметр D_0 , мм – принимается равным минимальному диаметру детали;
 - высота H_0 , мм

$$H_0 = \alpha + \Delta h, \quad (1)$$

где α – длина образующей детали;
 h – технологический припуск;
 – допуски на D_0 и H_0 назначают по соответствующим РТМ (руководящим техническим материалам) предприятия. При отклонении заготовок от указанного допуска осуществляют их калибровку (на пресс-пушке или традиционными способами).

2. Подготовка заготовок к ГДШ:

- 2.1. Термообработка заготовки – отжиг:

- из стали 12Х18Н10Т – в нейтральной среде ($T = 850 \pm 10^\circ\text{C}$; $t = 20$ мин);
- из сплава ПТ-7М – в вакууме ($T = 650 \pm 10^\circ\text{C}$; $p = 10^{-3}$ мм рт.ст.; $t = 30$ мин). Охлаждение в вакууме до 200°C ;

- из сплава ВТ1-0 – в вакууме ($T = 520 \dots 570^\circ\text{C}$; $p = 10^{-3}$ мм рт.ст.; $t = 15$ мин). Охлаждение в вакууме до 200°C .

- 2.2. Полировка наружной поверхности заготовки в зоне деформирования.

- 2.3. Наружную поверхность заготовки необходимо обезжирить бензином Б-70 и покрыть тонким и равномерным слоем лака ХВЛ-21 в два слоя с промежуточной сушкой в течение 15 мин при $T = 20 \pm 10^\circ\text{C}$. При необходимости нанести на заготовку тонкий слой графитовой смазки.

3. Гидродинамическая штамповка деталей осуществляется за 2...3 перехода. Последний переход – калибровочный.

4. После каждого перехода необходимо удалить лаковое покрытие, обезжирить деталь промывкой в ацетоне с последующей протиркой фланелевой салфеткой, смоченной в бензине Б-70.

5. При подготовке заготовки к последующим переходам штамповки необходимо повторить действия, выполняемые в пункте 2.3.

6. После калибровочного перехода деталь торцевать в размер согласно чертежу и окончательно полировать.

2. Расчет энергосиловых параметров штамповки

Энергетический цикл гидродинамической штамповки на пресс-пушке характеризуется последовательным превращением одного вида энергии в другой – потенциальной энергии порохового заряда в работу деформирования заготовки [2, 3]. Конечным этапом цепочки всех энергопреобразований является формоизменение заготовки в готовую деталь

$$\frac{f \cdot \omega}{\theta} = \frac{A_{\text{ж}} + W_{\text{деф}}}{\eta_{\text{ту}} \cdot \eta_{\text{эу}}}, \quad (2)$$

где $f \cdot \omega / \theta$ – полная потенциальная энергия порохового заряда, здесь $\theta = k - 1$; f – сила пороха; k – показатель адиабаты; $A_{\text{ж}}$ – работа сжатия жидкости; $W_{\text{деф}}$ – работа деформирования заготовки; $\eta_{\text{ту}}$, $\eta_{\text{эу}}$ – коэффициенты полезного действия технологического и энергетического узлов соответственно.

Затрачиваемая на процесс деформирования работа $W_{\text{деф}}$ определяется выражением

$$W_{\text{деф}} = \int_V \int_0^{\varepsilon_i} \sigma_i(\varepsilon_i) d\varepsilon_i dV, \quad (3)$$

где V – объем деформируемого участка;

ε_i – интенсивность деформаций;

$\sigma_i(\varepsilon_i)$ – закон упрочнения материала.

Соотношение (3) с некоторыми допущениями применимо для инженерных расчетов. В действительности, при рассмотрении нестационарных процессов, интенсивность деформаций ε_i является функцией от времени t и определяется скоростью интенсивности деформаций, поэтому формула определения работы деформирования $W_{\text{деф}}$ имеет вид

$$W_{\text{деф}} = \int_V \int_0^t \sigma_i \dot{\varepsilon}_i dt dV, \quad (4)$$

где $\dot{\varepsilon}_i$ – скорость интенсивности деформаций;

t – продолжительность процесса деформирования.

В статической постановке связь внешних и внутренних сил при деформировании заготовки определяется совместным решением уравнения Лапласа (уравнения равновесия), условия постоянства и условия пластичности:

$$\frac{\sigma_s}{R_s} + \frac{\sigma_\theta}{R_\theta} = \frac{p}{h}; \quad (5)$$

$$\varepsilon_s + \varepsilon_\theta + \varepsilon_h = 0; \quad (6)$$

$$\sigma_s^2 - \sigma_s \sigma_\theta + \sigma_\theta^2 = \sigma_1^2. \quad (7)$$

где σ_s , σ_θ – главные напряжения в меридиональном (вдоль образующей) и широтном (окружном) направлениях;

σ_1 – интенсивность напряжений;

R_s , R_θ – радиусы кривизны в меридиональном и широтном направлениях;

p – нормальное давление передающей среды;

h_0 , h – начальная и текущая толщина заготовки;

ε_s , ε_θ , ε_h – логарифмические (истинные) деформации вдоль образующей, окружные и по толщине соответственно.

Наиболее точное определение напряженно-деформированного состояния (НДС) заготовки при ГДШ возможно совместным решением уравнений движения тонких оболочек и пластического течения

в динамической постановке [5]. Однако, совместное решение этих уравнений возможно только численными методами. Поэтому в инженерных расчетах параметров НДС заготовки с определенными допущениями применимы соотношения (5–7) [6].

Величина интенсивности деформаций ε_i вычисляется из составляющих деформированного состояния заготовки по формуле

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_s - \varepsilon_\theta)^2 + (\varepsilon_\theta - \varepsilon_h)^2 + (\varepsilon_h - \varepsilon_s)^2}. \quad (8)$$

Зависимость интенсивности напряжений от интенсивности деформаций определяет физический закон упрочнения материала $\sigma_i(\varepsilon_i)$, представление аппроксимационной функции которого для разных материалов различно.

Для слабо упрочняющихся материалов физический закон можно представить в виде

$$\sigma_i = \sigma_T, \quad (9)$$

где σ_T – предел текучести материала.

По существу этим соотношением слабо упрочняющийся материал представляется как жестко-пластичный.

Очень часто пользуются степенным законом упрочнения

$$\sigma_i = \beta \cdot \varepsilon_i^\alpha, \quad (10)$$

где α и β – аппроксимационные коэффициенты физического закона.

Рациональнее всего экспериментально полученный закон упрочнения аппроксимировать степенным рядом Маклорена, удерживая в нем количество членов, обеспечивающее заданную степень точности аппроксимации

$$\sigma_i = a_0 + \sum_{j=1}^n a_j \varepsilon_i^j. \quad (11)$$

Для получения приближенной величины работы деформирования можно использовать соотношение

$$W_{\text{деф}} = V \cdot k_c \int_0^{\varepsilon_{ic}} \sigma_i d\varepsilon_i; \quad (12)$$

$$A_c = k_c \int_0^{\varepsilon_{ic}} \sigma_i d\varepsilon_i, \quad (13)$$

где A_c – осредненная по объему штампуемой детали удельная работа деформации;

k_c – коэффициент скоростного упрочнения.

Второй важной характеристикой технологического процесса, влияющей на величину потребного заряда пороха, является максимальное давление передающей среды p_{max} , реализуемое в гидравлической камере пресс-пушки.

Учитывая то, что уровень сжимаемости жидкости обычно находится в пределах 50...200 МПа, для оценки ее сжимаемости можно использовать из-

вестное уравнение в форме Тэта в виде

$$p = B \left[\left(\frac{W_0}{W} \right)^n - 1 \right], \quad (14)$$

где p – давление в жидкости; W_0 и W – начальный и текущий объемы жидкости; B и n – эмпирические величины, по данным Бриджмена и Гибсона, для пресной воды – соответственно 2940 кгс/см² и 7,47.

На достижение этого давления затрачивается работа адиабатического сжатия жидкости $A_{\text{ж}}$, определяемая выражением

$$A_{\text{ж}} = \int_{p_0}^{p_{\text{max}}} W dp. \quad (15)$$

Зависимость для ее определения в виде уравнения Тэта имеет вид [6]

$$A_{\text{ж}} = B \cdot W_0 \left\{ \frac{1}{n-1} \left[1 - \left(\frac{p_{\text{max}}}{B} + 1 \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] + \left(1 - \frac{1}{\sqrt[n]{\frac{p_{\text{max}}}{B} + 1}} \right) \right\}.$$

Достаточную для инженерных расчетов точность также дает приближенная формула

$$A_{\text{ж}} = \frac{p_{\text{max}}^2 W_0}{2K}, \quad (17)$$

где p_{max} – максимальное давление; K – модуль объемного сжатия жидкости, равный для пресной воды 22000 кгс/см²; B и n – эмпирические величины 2940 кгс/см² и 7,47 соответственно; W_0 – первоначальный объем жидкости; W – объем жидкости при давлении p_{max} .

Величину потребной энергии удара в зависимости от требуемого давления можно определить также по диаграммам, которые предложены Г.К. Брониным (рис. 2).

Следует отметить, что объем рабочей жидкости, подлежащий сжатию в процессе штамповки W_0 , не остается неизменным. Будучи в изначальном виде равным сумме W_{k0} (объем камеры, или переходника ствола) и W_3 (объема жидкости, заключенного внутри полостей заготовки и комплекта стыковочных элементов), в конце процесса объем сжимаемой жидкости W_k уменьшается на величину ΔW_i – объем потерь через конструктивно обусловленные и случайные зазоры (рис. 1), т.е.

$$W_0 = W_{k0} + W_3; \quad (18)$$

$$W_k = W_0 - \Delta W_i. \quad (19)$$

Также из рис. 1 ясно, что жидкость, вытесняемая снарядом из камеры в полость заготовки (W_a),

заполняет увеличивающееся ее (заготовки) внутреннее пространство на величину объема заштамповой полости $W_{шп}$, и составляет

$$W_B = W_{шп} + \Delta W_i = \frac{\pi D_{ств}^2}{4} (S_{сн} + S_{сн_i}), \quad (20)$$

где $S_{сн_i}$ – участок перемещения снаряда в камере до начала пластического деформирования заготовки;

$D_{ств}$ – диаметр ствола (калибр) конкретной технологической установки, является одним из главных показателей в технической характеристике пресс-пушки и составляет от 35 мм до 80 мм в реализованных конструкциях.

Очевидно, что оптимальным с точки зрения соотношения полезных и балластных энергозатрат при передаче энергии давления через формирующую жидкость является вариант равенства объема вытесняемой снарядом жидкости объему заштамповой полости, т.е. $W_B = W_{шп}$.

Если $W_B < W_{шп}$, то для штамповки детали потребуется более одного штамповочного перехода (рабочего цикла); если же $W_B > W_{шп}$, то потребуется дополнительная затрата энергии для сжатия балластного объема жидкости [7].

Таким образом, энергия, реализуемая в гидравлической камере при ГДШ, будет равна суммарной работе A_Σ , определяемой выражением

$$A_\Sigma = \frac{W_{деф} + A_{ж}}{\eta_{гп}}. \quad (21)$$

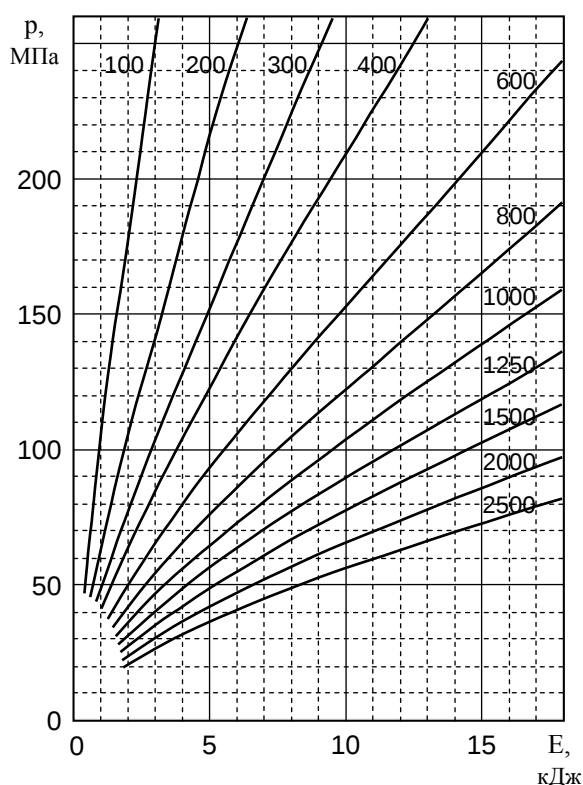


Рис. 2. Зависимость изменения давления от энергии удара при различных объемах жидкости (V , см^3)

В работе [6] приведены эмпирические значения интегрального КПД в функции от удельной массы снаряда для некоторых случаев ГДШ, где $m_{снуд}$ – удельная масса снаряда, т.е. отношение массы снаряда к площади его поперечного сечения (табл. 2).

Таблица 2

Значения КПД технологического узла для различных величин удельной массы снаряда

$m_{снуд}$, г/см ²	10	20	40	60	80
$\eta_{гп}$	0,52	0,43	0,35	0,31	0,27

Суммарная работа A_Σ должна быть равна кинетической энергии снаряда $E_{сн}$ на дульном срезе, т.е.

$$E_{сн} = \frac{m_{сн} v_d^2}{2}, \quad (22)$$

где $m_{сн}$ – масса снаряда;

v_d – дульная скорость снаряда на срезе ствола.

Для аналитического определения энергии снаряда $E_{сн}$ или его дульной скорости v_d необходимо провести баллистический расчет энергетического узла пресс-пушки, или использовать готовую баллистическую характеристику конкретной модели, приведенную в ее техническом паспорте.

Баллистическая характеристика пресс-пушки – диаграммы зависимости между массой снаряда $m_{сн}$ его скоростью v_d и весом порохового заряда ω .

В качестве примера на рис. 4 представлена баллистическая характеристика пресс-пушки ПП11М.

Таким образом, инженерная методика определения энергосиловых параметров штамповки и как конечный результат – исходного (потребного) заряда пороха сводится к следующему:

1. Определить объем жидкости W_0 в гидравлической камере пресс-пушки – выражение (18).
2. Определить величину максимального давления жидкости $p_{\max}$ – система уравнений (5-7).
3. Определить работу сжатия жидкости $A_{ж}$ по формуле (16) или зависимостям (рис. 2).
4. Определить работу деформирования заготовки $W_{деф}$ – выражение (3) или (12).
5. Определить потребную кинетическую энергию снаряда $E_{сн}$ и его дульную скорость v_d (при заданном значении массы снаряда $m_{сн}$) – формулы (21) и (22).

6. Определить по баллистической характеристике $v_d(\omega)$ конкретной пресс-пушки величину потребного заряда пороха ω .

На практике определение потребного заряда пороха достигается путем последовательного приближения по представленной выше методике с последующим уточнением экспериментально.

3. Оборудование и оснастка для гидродинамической штамповки

Основная часть номенклатуры приварной аппаратуры высокоресурсных трубопроводов самолетов, спроектированных на АНТК «Антонов», изготавливается на пресс-пушке типа ПП11М (рис. 3, табл. 3) баллистическая характеристика которой изображена на рис. 4 [4].

Технологическая зона пресс-пушек типа ПП11М оснащена устройствами, позволяющими использовать унифицированную технологическую оснастку. При этом разъемные матрицы могут быть как с горизонтальным, так и с вертикальным стыком. Предпочтительно применение матриц второго типа, замыкаемых при штамповке коническими бандажми, которые на этих установках можно крепить как с нижней, так и с верхней стороны, а при большой высоте оснастки – с обеих сторон. Отдельные полуматрицы устанавливают посредством промежуточных полуфланцев на плитах разъемного стола, подаваемого вместе с ними в технологическую зону. Посадочные места фланцев имеют вид «ласточкин хвост», выполнены по окружности верхнего пояса матриц и унифицированы по трем типоразмерам. Сами фланцы надевают на конические штыри стола. Совмещение профилей полуматриц обеспечено штифтами на плоскостях стыка. Дополнительные (вспомогательные) элементы оснастки – переходные кольца и опорные диски – крепятся на переходнике ствола и траверсе пресс-пушки [8].

Следует принимать во внимание возможность

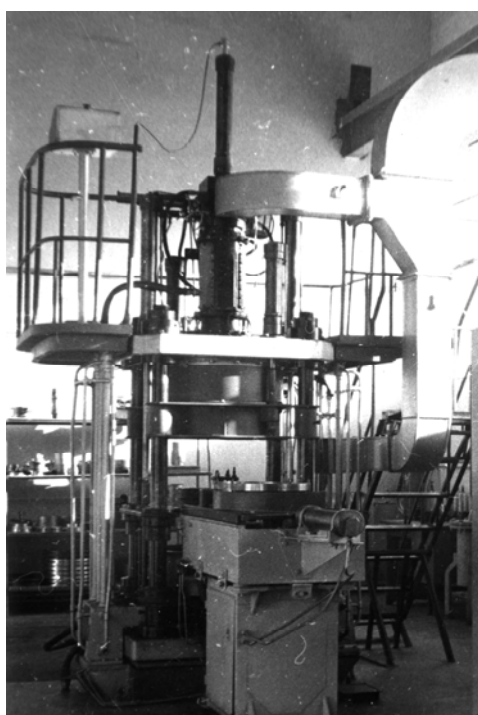


Рис. 3. Пресс-пушка ПП11М

Таблица 3
Технические характеристики пресс-пушки ПП11М

Максимальная высота оснастки, мм	575
Максимальный диаметр оснастки, защищенной экраном, мм	650
Источник энергии	порох охотничий «Сокол»
Максимальная масса заряда, г	32
Количество патронов в магазинной коробке, шт	10
Располагаемая работа снаряда, кДж	55
Количество жидкости (воды) в переходнике ствола, мл	2400

осуществления на ПП11М любого количества штамповочных переходов без разборки штампового блока, т.е. многоимпульсное нагружение. При проектировании оснастки для таких процессов необходимо обращать внимание на меры по недопущению разгерметизации формирующих полостей матрицы.

Рекомендуется также уделять особое внимание обеспечению нераскрытия стыка матриц при штамповке.

Область целесообразного применения гидродинамической штамповки охватывает изготовление деталей трубопроводов высокой точности из труднодеформируемых материалов. Формообразование деталей из широко применяемых титановых сплавов осложнено их высокой упругостью, некоторым разбросом механических свойств [6].

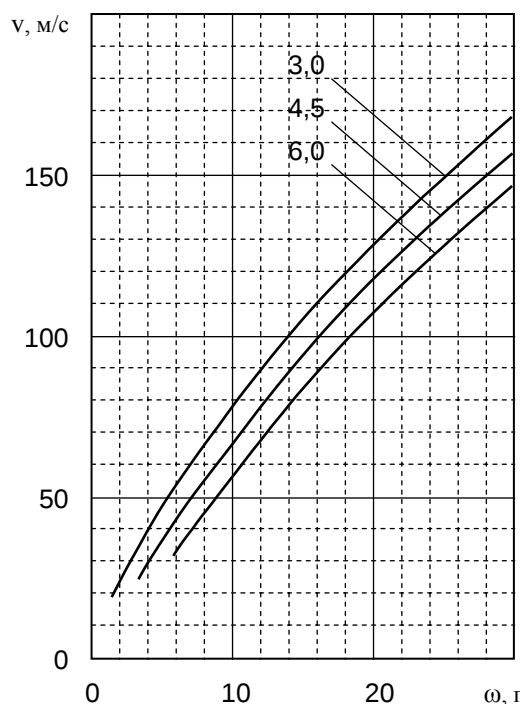


Рис. 4. Баллистическая характеристика пресс-пушки ПП11М ($m_{\text{сн}}$, кг)

Основная роль в достижении высокой точности при ГДШ трудно-деформируемых материалов отводится носителю форм – штамповой оснастке.

Для изготовления штампов, используемых при ГДШ, применяют различные металлы, в основном высокопрочные легированные стали. При выборе материала для матриц учитывают масштаб производства, характер выполняемой операции, размеры и геометрия штампуемой детали, а также механические свойства материала, из которого изготавливается деталь.

Рекомендуются следующие материалы для изготовления матриц [9]:

- формовочные матрицы простой формы – стали У8А, 8ХФ (или стали У8, У10);
- формовочные матрицы сложной формы – стали Х12М, 6ХВФ (или сталь Х12Ф1);
- вытяжные матрицы листовой чеканки – сталь У10А;
- вытяжные матрицы для вытяжки изделий из коррозионно-стойкой стали – чугун СЧ32-52.

В связи с большими скоростями деформирования заготовок в матрицах рекомендуется предусматривать отверстия для выхода воздуха из рабочих зон. Отверстия располагают в матрице, как правило, в тех местах, где прилегание заготовки к ее рельефу происходит в последнюю очередь. Диаметр отверстий во всех случаях не рекомендуется выбирать большим толщины обрабатываемого материала.

Герметизация рабочей полости матрицы от попадания в нее жидкостной передающей среды можно осуществлять различными способами, что зависит от конструктивных особенностей штампуемой детали. При штамповке деталей из трубчатых заготовок герметизацию рабочей полости матрицы можно осуществлять [8]:

- парафинированием;
- уплотнением торцов заготовки густой смазкой;
- уплотнением торцов заготовки посредством резиновых колец;
- установкой внутри заготовки герметизирующего стаканчика из эластичного уплотнительного материала;
- калибровкой торцов.

Для передачи энергии от снаряда к деформируемой заготовке используются различные передающие среды. В ряде случаев технологичнее применять плотные (например, гидропласт) передающие среды, что позволяет отказаться от уплотнения заготовок в матрицах, облегчает установку заготовок и удаление готовых изделий, а также устраняет коррозию металлических частей установки и технологической оснастки, несколько повышает КПД передачи энергии от снаряда к заготовке [10].

Применение той или иной передающей среды определяется уровнем производства и размерами штампуемой детали. При серийном масштабе производства в качестве передающей среды применяют воду. Как передающая среда, она обеспечивает достаточную эффективность передачи энергии, высокое качество штампуемых деталей, позволяет легко автоматизировать процесс заполнения рабочих камер и технологической оснастки. Введение в воду антикоррозионных присадок позволяет исключить ее корродирующее действие на металлические части пресса и технологической оснастки.

Заключение

Процессы гидродинамической штамповки обладают рядом особенностей и преимуществ перед традиционными методами штамповки.

Применение в высокотехнологических отраслях машиностроения процессов ГДШ на протяжении последних нескольких десятилетий позволило решить ряд производственных проблем в условиях опытного и серийного производств. Так, например, для самолетов Ан-74, Ан-124, Ан-225, Ан-70, Ан-140, Ан-148 изготавливаются с помощью рассматриваемых технологий более ста наименований деталей из титановых сплавов ПТ7М и ВТ1-0, стали 12Х18Н10Т [4, 9].

В статье освещены некоторые теоретические и прикладные материалы по результатам последних научно-технических работ в области высокоэнергетических технологий, в частности ГДШ [2, 7].

Внесены изменения, уточнения и дополнения инженерную методику расчета энергосиловых параметров ГДШ, направленные на более точное определение как исходной (потребной) энергетики процесса, так и энергетических и силовых составляющих процесса.

Литература

1. *Руководящий технический материал. Производство сварного высокоресурсного трубопровода. РТМ 1.4.1999-90* – М.: НИИТ. – 1991. – 234 с.
2. Брагин А.П. Гидродинамическая штамповка на пресс-пушках, как одно из направлений импульсной обработки материалов давлением / А.П. Брагин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11 (47). – С. 296-304.
3. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мацукин Юрий Григорьевич. – Х., 1966. – 223 с.
4. *Разработка и внедрение технологии формообразования деталей сложной конфигурации на*

пресс-пушке ПП11М: Научн.-техн. отчет о НИИР / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1984. – 23 с. – № ГР 53470.

5. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамической штамповки: обоснование определения напряженно-деформированного состояния тонкостенных осесимметричных оболочек / А.П. Мельничук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3 (50). – С. 41-46.

6. Мильченко Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного особотонкостенного титанового трубопровода воздушных систем ЛА: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.

7. Кривцов В.С. Анализ некоторых результатов научных и производственных исследований процессов гидродинамической штамповки элементов трубопроводов воздушных систем самолетов /

В.С. Кривцов, А.П. Брагин, А.П. Мельничук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 38. – С. 6-13.

8. Внедрение технологических процессов и модернизация оборудования для листовой гидродинамической штамповки: Научн.-техн. отчет о НИИР / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1988. – 93 с. № ГР 01860018140.

9. Разработка технологии и оборудования для гидроударной штамповки трубчатых деталей изделия «400»: Научн.-техн. отчет о НИИР / ФТИ АН БССР – Минск, 1980. – 88 с. – № ГР 79016025.

10. Брагин А.П. Оценка возможности применения плотной передаточной среды в процессах штамповки на пресс-пушках / А.П. Брагин, В.Г. Касьян, Н.А. Луника // Обработка металлов давлением в машиностроении: Сб. науч. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1975. – Вып. 9. – С. 104-105.

Поступила в редакцию 27.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Харьков.

ТЕХНОЛОГІЧНІ ПРОЦЕСИ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ ПРИВАРНОЇ АРМАТУРИ ВИСОКОРЕСУРСНОГО ТРУБОПРОВОДУ: ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГОСИЛОВИХ ПАРАМЕТРІВ ПРОЦЕСУ; ВИМОГИ ДО ЗАГОТОВОК ТА ОСНАЩЕННЯ

О.П. Мельничук

У статті викладені деякі особливості технологічних операцій гідродинамічного штампування приварної арматури високоресурсного трубопроводу повітряних систем ЛА. Представлені відомості щодо складових технологічного процесу – режимах, операціях, матеріалах, методиках розрахунків. Приведені технічні вимоги на відхилення геометричних та фізичних параметрів заготовок. Сформульовані основні режими підготовки заготовок з титанових сплавів ПТ-7М і ВТ1-0, сталі 12Х18Н10Т. Запропонована інженерна методика розрахунку енергосилових параметрів при реалізації процесу гідродинамічного штампування трубчастих заготовок. Представлений алгоритм визначення початкової енергетики з використанням як аналітичного підходу, так і графічного матеріалу. Приведені вимоги до технологічного оснащення устаткування для гідродинамічного штампування та рекомендації щодо проектування технологічного оснащення.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, технологічний процес, приварна арматура, енергосилові параметри, заготовка, оснащення.

MANUFACTURING PROCESSES OF HYDRODYNAMIC STAMPING OF TRAILING EDGES FOR HIGH-RESOURCE PIPELINES: DETERMINATION OF ENERGY-POWER PARAMETERS OF THE PROCESS; REQUIREMENTS FOR BLANKS AND RIGGING

A.P. Melnychuk

The peculiarities of particular technological operations of hydrodynamic stamping of trailing edges for high-resource air systems' pipelines are examined. The information about the constituents of technological process is given – methods, operations, materials, calculation procedures. Technical requirements for deviation of geometrical and physical parameters for blanks are given. The main methods of preparation of blanks of titanium alloys and steels are formulated. The engineering method of calculation of energy-power parameters during the process of hydrodynamic stamping of tubular blanks is validated and formed. The algorithm of determination of initial energy (required charge of gun powder) with the use of both analytical approach and graphical material is given. The requirements for technological equipment and rigging for hydrodynamic stamping are examined. The recommendations on designing of technological rigging are given.

Key words: hydrodynamic stamping, manufacturing process, trailing edges of pipelines, energy-power parameters, blank, rigging.

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

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЕВ, М.А. КУРИН

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ РЕЗАНИЯ В ЗОНЕ КОНТАКТА ИНСТРУМЕНТА С ДЕТАЛЬЮ ПРИ ПЛАНЕТАРНОМ ШЛИФОВАНИИ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Сформулирована проблема необходимости исследования температурного поля при глубинном шлифовании плоских поверхностей. Получена зависимость времени шлифования от температуры в зоне контакта абразивного круга и детали, которая позволяет определить общие условия снижения температуры шлифования. Рассмотрена схема планетарного глубинного шлифования и определена зависимость температуры шлифования от конструктивных и технологических параметров процесса шлифования. Произведен расчет времени шлифования и времени остывания поверхности детали для конкретного случая.

Ключевые слова: тепловое насыщение, нестационарный режим, уравнение теплового баланса, время шлифования, время остывания.

Введение

Рост количества шлифовальных операций при производстве лопаток ГТД на таких авиадвигательных предприятиях как ОАО “Мотор-Січ”, ММПП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” ставит задачу совершенствования метода глубинного шлифования плоских поверхностей [1].

В работах [2, 3] отмечено, что эффективное управление процессом плоского планетарного шлифования возможно при условии прогнозирования силовых, тепловых и других характеристик процесса, которое нельзя осуществить без их аналитического описания.

Таким образом, исследования, посвященные поиску аналитических зависимостей для расчета температурного поля при планетарном глубинном шлифовании плоских поверхностей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Согласно данным многих работ [4 – 6], 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. Одним из возможных вариантов практической реализации

прерывистого процесса обработки является планетарное шлифование, в связи с чем возникает необходимость в получении для данного метода обработки аналитической зависимости, связывающей время обработки и температуру в зоне резания.

2. Решение проблемы

Значительное влияние на формирование температурного поля оказывает температура резания в зоне контакта круга с деталью. В работе [4] Г.В. Новиков предложил энергетический подход к расчету температуры резания при шлифовании. Однако привел только приближенное частное решение уравнения теплового баланса при глубинном шлифовании, не указывая погрешности приближения. Ниже приведено точное решение уравнения теплового баланса и найдена зависимость для определения температуры в зоне контакта при глубинном шлифовании с помощью ПШГ.

Рассмотрим расчетную схему (рис. 1) шлифования прямолинейного образца 2, движущегося по нормали к кругу 1 со скоростью V_0 . Пусть за время τ снят слой материала толщиной h_1 . Количество выделившегося при этом тепла равно

$$Q_0 = Q_1 + Q_2, \quad (1)$$

где Q_1 – количество тепла, которое затрачено на нагревание снятого слоя материала толщиной h_1 ;

Q_2 – количество тепла, которое затрачено на нагревание (вследствие теплопроводности материала) части образца толщиной h_2 .

Параметры Q_1 и Q_2 определяются из следующих соотношений [4]:

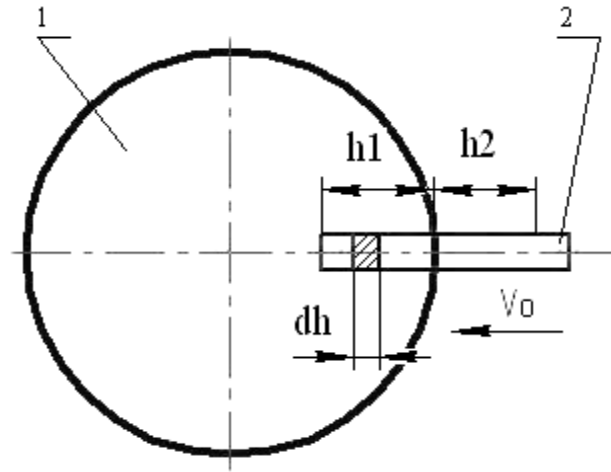


Рис. 1. Расчетная схема для определения температуры резания при шлифовании

$$Q_1 = c \cdot \rho \cdot S \cdot \int_0^{h_1} T(h) \cdot dh = c \cdot \rho \cdot S \cdot \int_0^{\tau} T(\tau) \cdot V_0 \cdot d\tau, \quad (2)$$

$$Q_2 = c \cdot \rho \cdot S \cdot h_2 \cdot T(\tau) \quad (3)$$

где c – теплопроводность обрабатываемого материала, Дж/(кг·град);

ρ – плотность материала, кг/м³;

S – площадь поперечного сечения образца, м²;

$T(h)$ и $T(\tau)$ – функции изменения температуры шлифованного слоя материала от толщины сошлифованного материала h и времени τ ;

$dh = V_0 \cdot d\tau$ – элементарный участок сошлифованного слоя материала.

С учетом известного соотношения [5]:

$$Q_0 = q \cdot S \cdot \tau = \lambda \cdot S \cdot \frac{T(\tau)}{2 \cdot h_2} \cdot \tau. \quad (4)$$

параметр h_2 выразится формулой:

$$h_2 = \frac{\lambda \cdot T(\tau)}{2 \cdot q}, \quad (5)$$

где λ – коэффициент теплопроводности материала, Вт/(м·град);

σ – условное напряжение резания, Па;

q – плотность теплового потока, Вт/м².

Плотность теплового потока определяется по формуле:

$$q = \frac{P_z \cdot V_{кр}}{S}. \quad (6)$$

Тангенциальная составляющая силы резания, Н:

$$P_z = \sigma \cdot \frac{Q_{обр}}{V_{кр}}. \quad (7)$$

Производительность обработки, м³/с:

$$Q_{обр} = S \cdot V_0. \quad (8)$$

Подставляем h_2 в зависимость (3), тогда с учетом того, что Q_0 тоже можно записать в виде $Q_0 = q \cdot S \cdot \tau$, уравнение (1) примет вид:

$$c \cdot \rho \cdot V_0 \cdot \int_0^{\tau} T(\tau) \cdot d\tau + \frac{c \cdot \rho \cdot \lambda}{2 \cdot q} \cdot [T(\tau)]^2 - q \cdot \tau = 0. \quad (9)$$

Для решения полученного интегрального уравнения с целью упрощения дальнейших выкладок введем обозначения:

$$a = c \cdot \rho \cdot V_0; \quad b = \frac{c \cdot \rho \cdot \lambda}{2 \cdot q}. \quad (10)$$

Тогда уравнение (9) преобразуется к виду

$$a \cdot \int_0^{\tau} T(t) \cdot dt + b \cdot T^2(\tau) - q \cdot \tau = 0. \quad (11)$$

Продифференцировав уравнение (11), после несложных преобразований получим дифференциальное уравнение с разделяющимися переменными:

$$2 \cdot b \cdot T \cdot \frac{dT}{d\tau} = q - a \cdot T. \quad (12)$$

Разделив переменные уравнения (12), получим:

$$2 \cdot b \cdot \frac{T \cdot dT}{q - a \cdot T} = d\tau. \quad (13)$$

Проинтегрировав уравнение (13), получим:

$$\tau = 2 \cdot b \cdot \int \frac{T \cdot dT}{q - a \cdot T}. \quad (14)$$

Чтобы свести выражение (14) к виду, удобному для интегрирования, сделаем ниже следующие преобразования:

$$\begin{aligned} \tau &= 2 \cdot b \cdot \int \frac{T \cdot dT}{q - a \cdot T} = 2 \cdot b \cdot \int \frac{a \cdot T - q + q}{a \cdot (q - a \cdot T)} \cdot dT = \\ &= 2 \cdot b \cdot \left(-\frac{1}{a} \cdot \int dT + \frac{q}{a} \cdot \int \frac{dT}{q - a \cdot T} \right) = \\ &= -\frac{2 \cdot b}{a} \cdot T - \frac{2 \cdot b \cdot q}{a} \cdot \int \frac{dT}{a \cdot T - q} = \\ &= -\frac{2 \cdot b}{a} \cdot T - \frac{2 \cdot b \cdot q}{a^2} \cdot \int \frac{d(a \cdot T - q)}{(a \cdot T - q)}. \end{aligned} \quad (15)$$

Беря интеграл в выражении (15), получим зависимость:

$$\tau = -\frac{2 \cdot b}{a} \cdot T - \frac{2 \cdot b \cdot q}{a^2} \cdot \ln|a \cdot T - q| + c. \quad (16)$$

Для определения постоянной c воспользуемся начальными условиями: при $\tau=0$, $T=0$. После подстановки этих условий в уравнение (16), получим:

$$c = \frac{2 \cdot b \cdot q}{a^2} \cdot \ln(q). \quad (17)$$

С учетом выражения (17) зависимость (16) приобретает вид:

$$\tau = -\frac{2 \cdot b}{a} \cdot T + \frac{2 \cdot b \cdot q}{a^2} \cdot \ln \left| \frac{q}{a \cdot T - q} \right|. \quad (18)$$

После подстановки условных обозначений (10) в уравнение (18) получим зависимость времени шлифования от температуры:

$$\tau = -\frac{\lambda}{q \cdot V_0} \cdot T + \frac{\lambda}{c \cdot \rho \cdot V_0^2} \cdot \ln \left| \frac{1}{T \cdot c \cdot \rho \cdot V_0 / q - 1} \right|. \quad (19)$$

Преобразуя параметр q с учетом (6), (7), (8) окончательно получим зависимость времени шлифования от температуры в зоне контакта абразивного круга и образца:

$$\tau = \frac{\lambda}{c \cdot \rho \cdot V_0^2} \cdot \ln \left| \frac{1}{T \cdot c \cdot \rho / \sigma - 1} \right| - \frac{\lambda}{\sigma \cdot V_0^2} \cdot T. \quad (20)$$

Графическое представление зависимости (20) показано на рис. 2.

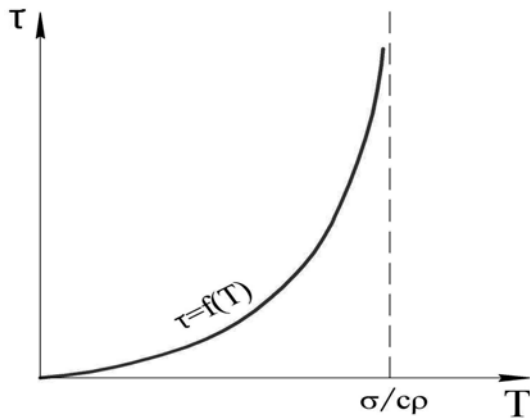


Рис. 2. Зависимость времени шлифования от температуры в зоне контакта

Максимальное значение температуры шлифования $T_{\max}(\tau)$ можно определить по зависимости (20) из условия $\tau \rightarrow \infty$:

$$\ln \left| \frac{1}{T \cdot c \cdot \rho / \sigma - 1} \right| \rightarrow \infty, \text{ т.е. } T_{\max} \cdot c \cdot \rho / \sigma - 1 = 0,$$

откуда

$$T_{\max} = \frac{\sigma}{c \cdot \rho}. \quad (21)$$

Анализ зависимости (20) и рис. 2 показывает, что с увеличением времени обработки температура шлифования возрастает, приближаясь к максимальному значению $\sigma/(c \cdot \rho)$, определяющему тепловое

насыщение обрабатываемого материала. Значение температуры $\sigma/(c \cdot \rho)$ обусловлено балансом тепла, уносимого стружками, и поглощаемого деталью. Чем больше параметры c , ρ , V_0 , и меньше λ , тем интенсивнее рост температуры шлифования во времени. За счет отвода части тепла в обрабатываемый материал в начальный момент шлифования температура T меньше максимального значения $\sigma/(c \cdot \rho)$. Чем больше параметр λ , тем продолжительнее переходный процесс и меньше температура шлифования.

Полученная зависимость (20) позволяет определить общие условия снижения температуры шлифования. Они заключаются:

1) в уменьшении множителя $\sigma/(c \cdot \rho)$, т.е. уменьшении параметра σ ;

2) в снижении времени шлифования $\tau_{\text{шл}}$ (принимая его меньше значения τ , соответствующего условию стабилизации температуры).

Первое условие выполняется за счет повышения режущей способности круга, применения эффективных технологических сред и способов правки, уменьшающих или исключающих трение материала со связкой.

Выполнение второго условия заключается в том, что чем меньше текущее значение температуры шлифования T от максимального значения температуры $\sigma/(c \cdot \rho)$, тем меньше должно быть время шлифования $\tau_{\text{шл}}$. Следовательно, уменьшить температуру шлифования можно путем прерывания процесса шлифования, не допуская теплового насыщения обрабатываемого материала, соответствующего максимальной температуре $\sigma/(c \cdot \rho)$. Задавая относительный уровень понижения температуры шлифования $\frac{T \cdot c \cdot \rho}{\sigma} \cdot 100\%$, по зависимости (20) опреде-

ляется время обработки $\tau_{\text{шл}}$ (рис. 3). Далее процесс шлифования прерывается, и образец остывает до необходимой температуры $T_{\text{ост}}$. Причем время остывания образца $\tau_{\text{ост}} \gg \tau_{\text{шл}}$ (в десятки раз) [5].

После остывания образца до заданной температуры $T_{\text{ост}}$, процесс шлифования возобновляется на время $\tau_{\text{шл}}$, а затем снова перерыв на время $\tau_{\text{ост}}$. На практике такое условие можно реализовать за счет цикличности шлифования. Например, путем применения абразивного круга с прерывистой поверхностью или некруглой формы, или применение пульсирующей подачи. Однако эти способы реализации цикличности шлифования имеют существенные недостатки:

1) необходимо применение специального дорогостоящего инструмента, который требует специальных методов правки;

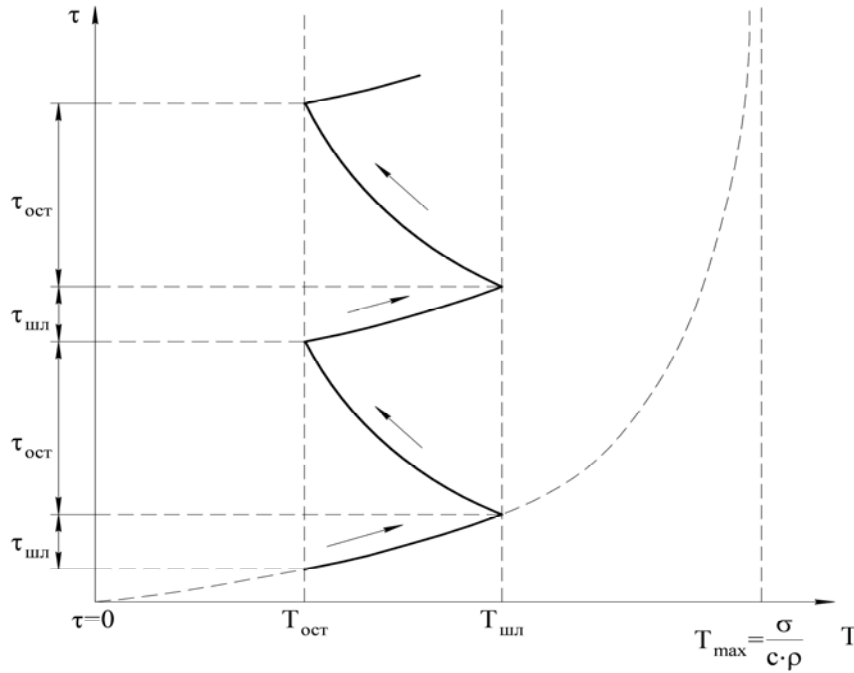


Рис. 3. График зависимости времени шлифования от температуры для циклического шлифования.

2) абразивные круги неправильной формы имеют повышенный износ в силу того, что в процессе шлифования участвуют только выступающие части периферии круга;

3) снижается производительность и точность обработки;

4) применение пульсирующей подачи связано со значительным усложнением кинематики станка и снижением точности обработки;

5) возникают значительные трудности в реализации условия $\tau_{\text{ост}} \gg \tau_{\text{шл}}$ (в десятки раз).

Так, например, по утверждению автора работы [5], для случая использования прерывистых кругов без жидкостного охлаждения температура поверхности не снижается до исходной, а к последующему циклу добавляется некоторый остаток от предыдущего.

Всех этих недостатков лишен способ глубинного шлифования с применением планетарной шлифовальной головки (ПШГ) [7].

Рассмотрим расчетную схему планетарного глубинного шлифования, в котором снимаемый материал представлен в виде множества элементарных прямолинейных стержней длиной, равной глубине шлифования (рис. 4).

Определим зависимость температуры шлифования от конструктивных и технологических параметров процесса шлифования с помощью ПШГ.

В процессе шлифования стержни длиной, равной глубине резания t , прорезаются со скоростью V_o .

Время сошлифовывания стержней длиной, равной глубине резания t , со скоростью V_o равно времени перемещения детали на расстояние $l_{\text{дет}}$ со скоростью подачи $S_{\text{дет}}$, т.е.:

$$\frac{t}{V_o} = \frac{l_{\text{дет}}}{S_{\text{дет}}}, \quad (22)$$

$$\text{Откуда} \quad V_o = S_{\text{дет}} \cdot \frac{t}{l_{\text{дет}}}. \quad (23)$$

Величина $l_{\text{дет}}$ можно определить из ΔOAB (рис. 5):

$$\begin{aligned} l_{\text{дет}} &= \sqrt{OA^2 - OB^2} = \sqrt{R_r^2 - (R_r - t)^2} = \\ &= \sqrt{2 \cdot R_r \cdot t^2} = \sqrt{D_r \cdot t - t^2}. \end{aligned} \quad (24)$$

При диаметре ПШГ $D_r \approx 400$ мм, и глубине резания $t \approx 10$ мм, величиной t^2 , по сравнению с $D_r \cdot t$ можно пренебречь (погрешность меньше 1%), тогда

$$l_{\text{дет}} = \sqrt{D_r \cdot t}. \quad (25)$$

Подставляя значения (25) в выражение (23), получим:

$$V_o = S_{\text{дет}} \cdot \sqrt{\frac{t}{D_r}}. \quad (27)$$

Подставив выражение (27) в (20), окончательно получим зависимость времени шлифования от температуры в зоне контакта абразивного круга и образца

$$\tau = \frac{\lambda \cdot D_r}{c \cdot \rho \cdot S_{\text{дет}}^2 \cdot t} \cdot \ln \left| \frac{1}{(T \cdot c \cdot \rho / \sigma) - 1} \right| - \frac{\lambda \cdot D_r \cdot T}{\sigma \cdot S_{\text{дет}}^2 \cdot t}. \quad (28)$$

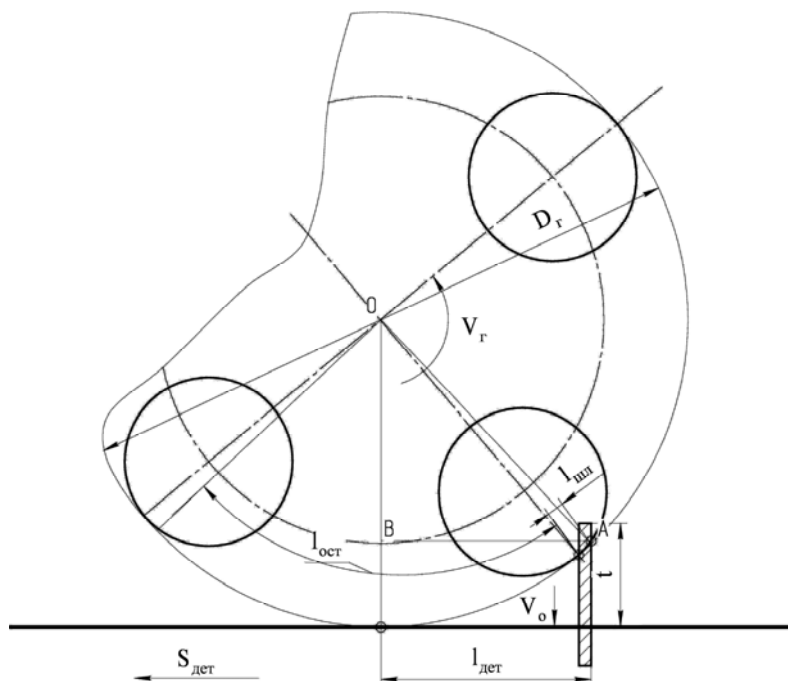


Рис. 4. Расчетная схема определения временной зависимости температуры резания при планетарном глубинном шлифовании

Полученная зависимость позволяет определить время шлифования с помощью ПШГ от заданной температуры для конкретных материалов (λ , c , ρ) и режимов обработки (параметров: $S_{\text{дет}}$, t , σ).

Время остывания поверхности детали при планетарном шлифовании можно определить по следующей формуле:

$$\tau_{\text{ост}} = \frac{60}{m \cdot n_r}, \quad (29)$$

где m – количество абразивных кругов ПШГ;

n_r – частота вращения водила ПШГ, об/мин.

Для определения температуры поверхности детали в процессе охлаждения можно воспользоваться формулой, приведенной в работе [5] В.А. Сипайловым:

$$T_0 = T \exp \left[\left(\frac{\alpha_1}{\lambda_1} \right)^2 a_1 \tau_{\text{ост}} \right] \left[1 - \operatorname{erf} \left(\frac{\alpha_1}{\lambda_1} \sqrt{a_1 \tau_{\text{ост}}} \right) \right], \quad (30)$$

где α_1 – коэффициент теплообмена охлаждающей среды, Вт/(м²·град);

λ_1 – коэффициент теплопроводности охлаждающей среды, Вт/(м·град);

a_1 – коэффициент температуропроводности охлаждающей среды м/с;

$\operatorname{erf}(u) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^u e^{-x^2} dx$ – функция интеграла вероятности Гаусса.

Рассмотрим пример глубинного шлифования с использованием ПШГ. Исходные данные для расче-

та следующие: $D_r = 350$ мм.; $m=4$, шлифование производится без СОЖ, а теплообмен осуществляется между открытой поверхностью и турбулентным потоком воздуха, увлекаемого периферией ПШГ.

Режим шлифования: $S_{\text{дет}}=0,2$ м/мин.; $n_r=800$ об/мин.; глубина шлифования $t=0,007$ м.; материал – жаропрочный сплав ЖС6-К: $\lambda=9$ Вт/(м·град); $c=400$ Дж/(кг·град); $\rho = 8100$ кг/м³; $P_z=55,011$ Н, $T=53,9^\circ\text{C}$.

Подставив исходные данные в выражения (28) и (29), получим время шлифования $\tau_{\text{шл}}=0,000072$ с и остывания $\tau_{\text{ост}} \approx 0,019$ с.

Температуру поверхности детали в конце периода остывания определим по формуле (30): $T_0 \approx 0,13T$. Как видим, поверхность охладится настолько, что ее температура в конце периода остывания составит не более 13% от начальной.

Заключение

Проведены исследования зоны контакта при глубинном планетарном шлифовании плоских поверхностей. Получена зависимость времени шлифования от температуры в зоне контакта абразивного круга и детали, которая позволяет определить общие условия снижения температуры шлифования. Рассмотрена схема планетарного глубинного шлифования и определена зависимость температуры шлифования от конструктивных и технологических параметров процесса шлифования.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С.Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Курин М.А. Траектория микрорезания шлифующего зерна при плоском планетарном шлифовании периферией круга / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3 (50). – С. 47-50.
3. Курин М.А. Определение длины дуги контакта абразивного зерна с деталью при глубинном планетарном шлифовании плоских поверхностей / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – №5 (52). – С. 24-27.
4. Новиков Г.В. Расчет и анализ температуры резания при шлифовании / Г.В. Новиков // *Вестник Житомирского политехнического института*. – 1989. – С. 38-43.
5. Сипайлов В.А. Тепловые процессы при шлифовании и управлении качеством поверхности / В.А. Сипайлов. – М.: Машиностроение, 1978. – 167 с.
6. Филимонов Л.Р. Высокоскоростное шлифование / Л.Р. Филимонов. – Л.: Машиностроение, 1979. – 248 с.
7. Горбачев А.А. Параметры планетарного шлифования плоских поверхностей / А.А. Горбачев // *Интегрированные компьютерные технологии в машиностроении – ИКТМ-2005: тез. докл. Международная науч. конф. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» 2005г.* – Харьков, 2005. – С. 55.

Поступила в редакцию 10.11.2008

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

ВИЗНАЧЕННЯ ТЕМПЕРАТУРИ РІЗАННЯ В ЗОНІ КОНТАКТУ ІНСТРУМЕНТУ З ДЕТАЛЛЮ ПРИ ПЛАНЕТАРНОМУ ШЛІФУВАННІ ПЛОСКИХ ПОВЕРХОНЬ

О.О. Горбачов, М.А. Курін

Сформульована проблема необхідності дослідження температурного поля при глибинному шліфуванні плоских поверхонь. Одержано вираз, який зв'язує час шліфування та температуру у зоні контакту абразивного круга і деталі, та дозволяє визначити загальні умови зниження температури шліфування. Розглянута схема планетарного глибинного шліфування й визначена залежність температури шліфування від конструктивних та технологічних параметрів процесу шліфування. Виконаний розрахунок часу шліфування й часу охолодження поверхні деталі для конкретних умов.

Ключові слова: теплове насичення, нестационарний режим, рівняння теплового балансу, час шліфування, час охолодження.

DETERMINATION OF THE CUTTING TEMPERATURE IN PART-TOOL CONTACT ZONE ON THE PLANETARY GRINDING FLAT SURFACE

A.A. Gorbachov, M.A. Kurin

The problem of necessity of research of a temperature field has formulated at deep grinding flat surfaces. Dependence of time of grinding on temperature in a zone of contact of an abrasive circle and a detail which allows define the general conditions of decrease in temperature of grinding is received. The circuit of planetary deep grinding is considered and dependence of temperature of grinding on constructive and technological parameters of process of grinding is determined. Calculation of time of grinding and time of cooling of a surface of a detail for a concrete case has made.

Key words: thermal saturation, a non-stationary mode, the equation of thermal balance, time of grinding, time of cooling.

Горбачев Алексей Александрович – ассистент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Курин Максим Александрович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

В.К. БОРИСЕВИЧ, В.В. ТРЕТЬЯК, В.Ф. МОЗГОВОЙ, А.А. БРУНАК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

РАЗРАБОТКА МЕХАНИЗИРОВАННОЙ ПРОМЫШЛЕННОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕТОДОМ ИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ

Рассмотрены вопросы проектирования новых технологических процессов для изготовления объемных деталей авиационных двигателей. Использование перспективных импульсных технологий позволяет уменьшить материалоемкость оборудования и оснастки и увеличить коэффициент использования материала при изготовлении заготовки. Применение высокопрочных жаропрочных материалов (современных титановых сплавов и специальных сталей) позволяет использовать данное оборудование для получения изделий сложных конструктивных форм с минимальным количеством неразъемных соединений. Исследована перспектива внедрения импульсной объемной штамповки в производство деталей авиационных двигателей. Представлена конструктивная схема установки. Предложена конструкция промышленной установки для получения объемных заготовок.

Ключевые слова: импульсная объемная штамповка, бризантные взрывчатые вещества, деформирующий импульс, радиационный нагрев, прогиб дна.

Введение

Развитие авиадвигателестроения непосредственно связано с уменьшением материалоемкости конструкции, что обеспечивается использованием высокопрочных жаропрочных материалов (современных титановых сплавов и специальных сталей) для получения изделий сложных конструктивных форм с минимальным количеством неразъемных соединений.

Это сопряжено со значительными трудностями из-за плохой деформируемости указанных выше материалов, больших габаритов деталей и дороговизны средств их формоизменения, в основном выпускающихся за рубежом [1 – 3].

Объемная штамповка, как метод изготовления заготовок деталей, широко применяется в современном производстве летательных аппаратов и вообще в машиностроении, и осуществляется на прессах и другом кузнечно-штамповочном оборудовании. Это оборудование, как известно, характеризуется высокой производительностью процесса и идентичностью размеров и конфигурации получаемых заготовок.

Но изготовление заготовок деталей авиационных двигателей этими способами требует использования точных приспособлений, удаления довольно больших припусков, дальнейшей их механической обработки, дополнительных затрат на режущий инструмент и оснастку.

Кроме того, в настоящее время имеющееся на предприятиях кузнечно-штамповочное оборудова-

ние для получения таких деталей имеет большой износ и требует замены. Но для этого только украинским предприятиям требуется более 20 миллиардов долларов [4 – 5].

Поэтому стоит вопрос о внедрении новых технологических процессов, которые могут заменить существующие.

Особенно это относится к объемному деформированию, так как исследований в этой области проведено еще далеко недостаточно, промышленного оборудования не существует, технологические процессы получения объемных заготовок импульсными методами не разработаны и т.д.

Одним из высокоэффективных способов получения объемных заготовок является метод штамповки взрывом. Однако для его внедрения в настоящее время не имеется аналогов оборудования и практики использования данного метода в производстве.

1. Постановка задачи

В авиадвигателестроении возникла крайняя необходимость замены старой технологии новой.

В связи с этим в последнее время были разработаны и исследованы новые технологические процессы изготовления сложных деталей из листовых заготовок, а также объемного деформирования с помощью импульсных источников энергии, разнообразие которых известно.

Внедрение этих процессов в промышленность расширило технологические возможности произ-

водства и позволило улучшить качество выпускаемых машин и изделий.

Дешевизна применяемой энергии, минимальные капитальные затраты, незначительные сроки подготовки производства, высокая точность получаемых изделий, ликвидация на крупногабаритных и особенно сложных деталях большого количества сварных швов, упрочняющая направленность и повышенная пластичность для ряда материалов при высокоскоростном деформировании и ряд других преимуществ обуславливают необходимость импульсной металлообработки для получения деталей самых разнообразных по форме и габаритам.

Для внедрения этих технологических методов в действующие производства возникает проблема определения их рациональной области применения, нахождения своей технологической ниши для различной формы и величины заготовок и соответствующих критериев процесса их нагружения.

Эти критерии должны учитывать различные возможности и варианты технологий.

При решении этой задачи возникают сложные, в большинстве своем противоречащие друг другу проблемы:

- технологическая, определяемая наличием или возможностью обеспечения производства необходимыми техническими средствами (производственными мощностями, специальным и универсальным оборудованием, энергией, инструментом, оснащением и т.д.), научно-технической базой (программами и методиками проектирования технологических процессов, производственными инструкциями, руководящими техническими материалами), специализированными соответствующего уровня;

- организационная, требующая разработки, согласования и утверждения в инстанциях документации, регламентирующей функционирование вновь организуемых производственных участков и оборудования;

- экономическая, связанная с растущим дефицитом основных конструкционных материалов, оборудования и энергетических поступлений;

- социальная, возникшая в связи с изменением ориентации профессиональных приоритетов, возросшими требованиями к условиям труда и культуре производства, включая медицинские и эргономические аргументы;

- экологическая, определяемая современными требованиями защиты и сохранения окружающей среды и др.

2. Выбор схемы нагружения

Наиболее доступный путь нахождения рациональных установок (и их проектирования) для объ-

емной импульсной штамповки необходимо находить в применении модифицированных и соответствующим образом видоизмененных существующих установок, уже опробованных и испытанных производством.

При этом нельзя забывать о том, что длительность импульса (даже при меньших давлениях) нужно увеличивать для того, чтобы скорости деформаций не превышали критические, и характер деформирования заготовки был оптимальным для высокоскоростного деформирования, с точки зрения возможности получения максимальных деформаций в соответствующем материале.

Поэтому для дальнейших исследований предлагается стационарный бассейн, инструментом которого является обычная оснастка, применяемая при динамическом деформировании объемных заготовок на обычных и высокоскоростных молотах [6].

Естественно, эта оснастка должна иметь некоторые особенности, присущие высокоскоростному точному деформированию.

На рис. 1 представлена схема молота для объемной штамповки и прессования порошковых материалов энергией бризантных взрывчатых веществ (БВВ).

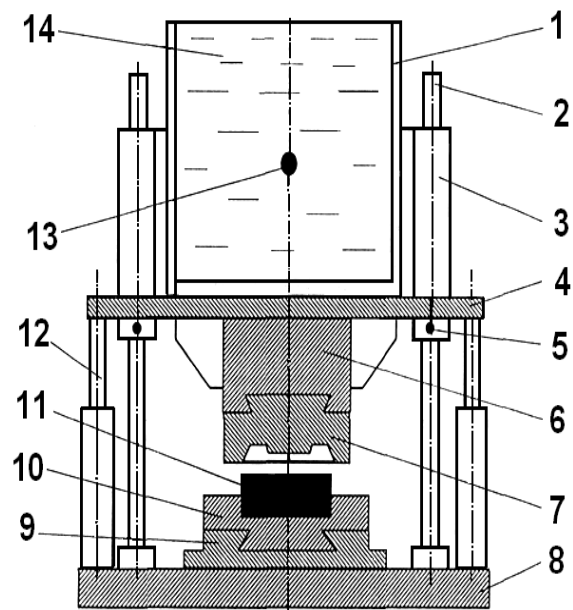


Рис. 1. Схема установки для импульсной штамповки:

1 – бассейн, 2 – колонны, 3 – втулки, 4 – траверса, 5 – фиксатор, 6 – пуансонодержатель, 7 – пуансон, 8 – основание, 9 – стол подвижный, 10 – матрица, 11 – заготовка, 12 – цилиндры возврата, 13 – заряд БВВ, 14 – вода

По такой схеме была выполнена экспериментальная установка, с помощью которой определялись основные технологические и силовые параметры процесса объемной штамповки на моделях.

3. Особенности конструкции бассейна

Опыт эксплуатации гидровзрывных бассейнов позволил выявить ряд недостатков, среди которых одним из наиболее существенных является недостаточная прочность стенок бассейна.

В проекте для увеличения прочности стенок предложена трехслойная конструкция бассейна (рис. 2).

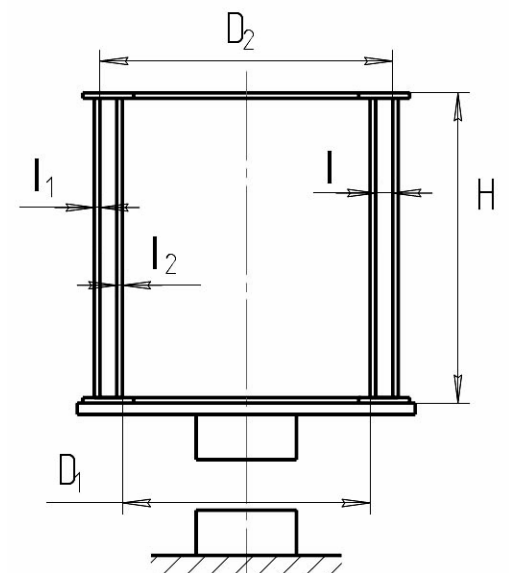


Рис. 2. Схема бассейна

Емкость для передаточной среды выполнена в виде двух стальных цилиндрических обечайек, зазор между которыми заполнен упругой средой, выполняющей роль демпфирующего элемента.

Это позволяет снять часть нагрузки с внутренней оболочки и тем самым повысить прочность и надежность установки.

Днище бассейна (может быть подвижное или жестко скрепленное с обечайкой подвижного бассейна) рассматривается в зависимости от величины и расположения заряда БВВ.

Расчет усилий, действующих на днище, связан с экспериментальным определением части параметров, которые зависят от условий штамповки и характерных размеров донной части.

В данной конструкции на дно действует импульсная рабочая нагрузка, зависящая от прямых и отраженных ударных волн гидропотока, возникающего от расширяющегося газового пузыря, его схлопывания, возникающих кавитационных явлений и т. д.

Трудности создает проектирование дна бассейна. Тонкое дно под действием взрыва прогибается и создает нагрузку на заготовку, тем самым растягивая деформирующий импульс, действующий на заготовку, однако существуют определенные сложно-

сти с вычислением толщины дна для оптимального прогиба, исходящих из условий прочности бассейна.

4. Проектирование промышленной установки

Упрощенная схема установки показана на рис. 3.

Для установки выбрана заглубленная схема, имеющая неоспоримые преимущества [7]: упрощается подача заряда в бассейн (то есть, нет необходимости рядом с бассейном строить сооружение, на котором рабочий будет устанавливать заряд и, установив его, возвращаться), лучше используется пространство цеха, а также из соображений техники безопасности.

В качестве опоры для установки используется рама 16, сваренная из швеллеров, расположенных таким образом, чтобы наиболее нагруженные части рамы поддерживали несколько швеллеров. Рама крепится к фундаменту анкерными болтами.

Как и в экспериментальной схеме (рис. 1), основным действующим элементом установки является бассейн, наполненный водой 3.

Бассейн выполнен по трехслойной схеме, причем два слоя – это листовый металл, ограничивающий третий слой – вязкий битум.

Как показали исследования, именно такая схема позволяет значительно увеличить прочность стенок бассейна.

Для залива и слива вязкого битума предусмотрены отверстия с крышками. Для слива воды из бассейна в нижней части ее находится штуцер.

Во избежание возникновения «султана» и выплескивания воды сверху бассейн накрывается сварным рассекателем 5, крепящимся к бассейну с помощью болтов и трех проушин, расположенных на бассейне сверху и ответных – на рассекателе.

В рассекателе в центре выполнено отверстие для подачи через него заряда БВВ.

Для подачи заряда БВВ 4 в бассейн предусмотрен манипулятор 1. Для размещения заряда взрывник закрепляет заряд в манипуляторе, затем, используя пульт, поворачивает балку на 90°, затем начинает действовать механизм, опускающий заряд БВВ 4 через отверстие в рассекателе в бассейн.

Чтобы регулировать глубину установки заряда, на манипуляторе имеется упор, а также ряд отверстий для крепления этого упора, позволяющий устанавливать заряд БВВ 4 на заданной глубине.

Также к манипулятору крепится коническая «юбка», предотвращающая выплескивание воды из бассейна через отверстие для подачи заряда и удар данного султана по манипулятору.

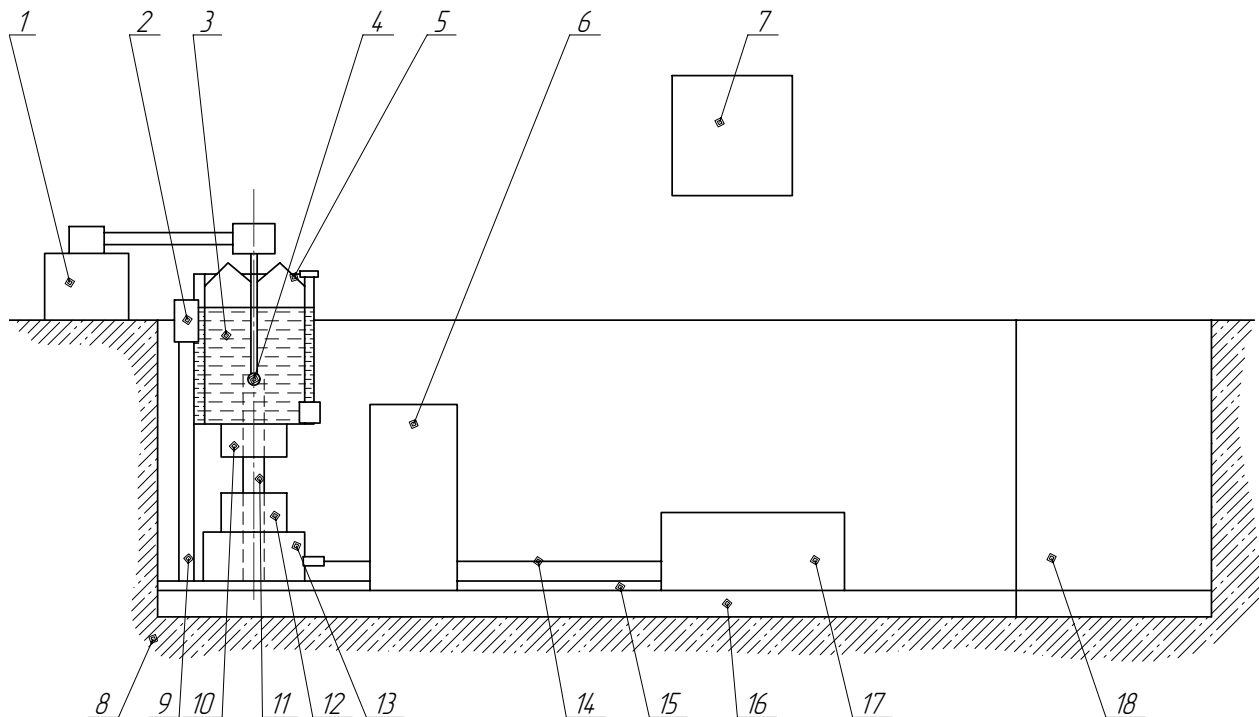


Рис. 3. Схема промышленной установки для объемной импульсной штамповки:

- | | |
|---|-------------------------------|
| 1 – манипулятор подачи заряда; | 10 – верхняя полуматрица; |
| 2 – фиксатор с датчиком подрыва; | 11 – гидроподъемник (2 шт.); |
| 3 – вода; | 12 – нижняя полуматрица; |
| 4 – заряд БВВ; | 13 – каретка с демпфером; |
| 5 – конический рассекаТЕЛЬ; | 14 – трос; |
| 6 – печь радиационного секционированного нагрева; | 15 – направляющие каретки; |
| 7 – кран-балка; | 16 – рама; |
| 8 – фундамент (железобетон); | 17 – привод движения каретки; |
| 9 – направляющая (3 шт.); | 18 – место укрытия рабочего |

Точное вертикальное перемещение бассейна обеспечивают три направляющие 9, крепящиеся к бассейну болтами и дающие ему свободно перемещаться в вертикальном направлении.

На каждой из направляющей установлен упор, чтобы избежать непредвиденного соскакивания бассейна с направляющих. Направляющие крепятся к раме болтами (предусмотрены ребра жесткости).

Подъем бассейна в исходное для штамповки положение в установке осуществляется гидроподъемниками 11. Следует отметить, что подъемники не крепятся к бассейну и, подняв его на заданную величину и зафиксировав, они отводятся назад, чтобы избежать удара по подъемникам.

Фиксируется бассейн в заданном (исходном) положении фиксатором 2. Когда подъемники поднимают бассейн на заданную величину, срабатывает фиксатор, и бассейн удерживается на трех опорах. Для приведения в движение бассейна опоры поворачиваются. Когда опоры повернуты в крайнее положение (при котором бассейн уже не удерживается), срабатывает датчик подрыва, который и детони-

рует заряд (для обеспечения техники безопасности датчик подрыва установлен в каждой опоре и заряд детонирует только при срабатывании всех трех датчиков).

В перспективе возможно применение с датчиком реле времени. То есть, возможно, БВВ будет детонировать не сразу, как только опоры достигнут крайнего открытого положения, а через некоторое время (миллисекунды). За это время бочка получит какое-то ускорение, и взрыв даст ей дополнительное движение. Однако данная возможность еще совсем не исследована и присутствует как перспектива и предложение к исследованию. Интересным и многообещающим представляется случай, если совместить момент взрыва с моментом удара по заготовке. При этом совмещается кинетическая энергия движения бассейна с прогибом его дна. То есть полнее используются возможности данной установки.

Для крепления верхней полуматрицы к донной части бассейна приварен замок типа «ласточкин хвост» и два упора для точной установки и фиксации матрицы.

Один упор стационарный (приваренный), второй – подобный болту с большой шляпкой, закручивающийся вслед полуматрицы.

Чтобы обеспечить лучшую установку-снятие заготовок, сбор-разбор матриц, удобство работы в установке предусмотрена подвижная каретка 13. Она представляет собой емкость, заполненную чередующимися слоями резины и листового металла – для снижения колебаний и сейсмической активности установки.

Сверху на эти слои закрепляется плита с замком «ласточкин хвост» для крепления нижней полуматрицы.

В качестве направляющих для каретки использованы 2 уголка 15. Для точной установки каретки в поперечном направлении в рабочей зоне на уголки установлены дополнительные направляющие элементы – ролики. В положении для штамповки для обеспечения точной установки каретки в продольном направлении предусмотрены регулируемые упоры. В нерабочем положении каретки также предусмотрены упор.

Соосность верхней и нижней полуматриц выполняется двумя коническими штифтами. Каждый из них запрессован в нижнюю полуматрицу.

Перед началом штамповки необходимо, чтобы верхняя часть каждого штифта находилась в соответствующий отверстиях верхней полуматрицы.

По ходу движения каретки установлена сквозная печь с заслонками. Печь – радиационного нагрева с секционированными нагревательными элементами. То есть, если заготовка небольшая, то включаются только центральные нагревательные элементы.

Если заготовка имеет предельный расчетный размер, то активируются все нагревательные элементы. Каретка, заходя в печь, остается там на некоторое время, достаточное для нагрева заготовки до заданной температуры, и перемещается далее, в рабочую зону.

Данная печь позволяет экономить время и энергию (чтобы исключить ручной перенос заготовок от печи и обратно).

Каретка приводится в движение с помощью троса 14 (предусмотрено крепление троса к каретке и его натяжение). С одной стороны трос перекинут через приемный ролик.

С другой стороны установлены электродвигатель, редуктор и соединяющая муфта между ними. Оптимальной скоростью движения каретки является скорость 0,2 м/с. Рядом с рабочим местом рабочего находятся стеллаж с заготовками (с одной стороны) и стеллаж с поковками (с другой стороны).

Когда весь стеллаж с заготовками «отстрелян», оба стеллажа по очереди поднимаются из ямы с по-

мощью кран-балки 7 (также кран балка используется для подачи в яму и подъема из нее изделий, оснастки, частей, вес которых превышает 50 кг).

Для подъема и спуска рабочих в яму в установке выполнена лестница с перилами. Лестничная площадка, отгороженная от места взрыва бетонной стеной, также служит укрытием для рабочего.

Данная установка предназначена для штамповки деталей диаметром (или наибольшим габаритным размером) до 500 мм. В перспективе возможно проектирование установки для штамповки деталей больших размеров. В перспективе возможно создание в данной установке бассейна с подвижным дном.

Выводы

В статье впервые представлено техническое предложение по конструкции промышленной установки для объемной импульсной штамповки. Конструкция разработана на основе экспериментальной модели установки.

Проведено техническое обоснование перехода на импульсные технологии, разработано техническое предложение по конструкции установки для объемной штамповки БВВ, что делает возможным и целесообразным внедрение разработанного оборудования в производство.

Литература

1. Андреев В.К. О движении конечной массы / В.К. Андреев, В.В. Пухначев // Прикладная механика и техническая физика. – Новосибирск: Наука, Сибирское отд. АН СССР, 1979. – С. 25-43.
2. Овсянников Л.В. Модели двухслойной мелкой воды / Л.В. Овсянников // Прикладная механика и техническая физика. – Новосибирск: Наука, Сибирское отд. АН СССР, 1979. – С. 3-14.
3. Коул Р. Подводные взрывы / Р. Коул – М., 1950. – 495 с.
4. Борисевич В.К. Использование возможностей объектного подхода для изготовления объемных деталей авиационных двигателей на базе импульсных технологий / В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, А.В. Шкалова // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции молодых специалистов в авиамоторостроении «Молодежь в авиации: новые решения и перспективные технологии». – ОАО «Мотор-Сич», Алушта, 2007. – С. 211.
5. Борисевич В.К. К вопросу математического моделирования импульсной объемной штамповки / В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, А.В. Шкалова, В.В. Хоменко // Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Современное состояние использования импульсных источников энергии в промышленности», 3-5 октября 2007г. – Харьков, «ХАИ», 2007. – С. 28.

6. Борисевич В.К. Использование технологий взрывной штамповки для изготовления деталей на машиностроительных предприятиях Украины / В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, А.В. Шкалова // ДВС. Двигатели внутреннего сгорания. Всеукраинский научно-технический журнал. – 2007. – № 2. – С. 111-117.

7. Брунак А.А. Конструкция установки для изготовления деталей методом объемной импульсной штамповки / А.А. Брунак // Міжнародна науково-технічна конференція «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні – ІКТМ'-2008»: Тези доповідей. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2008. – С. 30.

Поступила в редакцию 15.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРОБКА МЕХАНІЗОВАНОЇ ПРОМИСЛОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЗАГОТІВОК ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ МЕТОДОМ ІМПУЛЬСНОГО ШТАМПУВАННЯ

В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, В.Ф. Мозговой, А.О. Брунак

Розглянуті питання проектування нових технологічних процесів для виготовлення об'ємних деталей авіаційних двигунів. Використовування перспективних імпульсних технологій дозволяє зменшити матеріаломісткість устаткування і оснащення і збільшити коефіцієнт використання матеріалу при виготовленні заготовок. Застосування високоміцних жароміцних матеріалів (сучасних титанових сплавів і спеціальних сталей) дозволяє використовувати дане устаткування для отримання виробів складних конструктивних форм з мінімальною кількістю нероз'ємних з'єднань. Досліджена перспектива упровадження імпульсного об'ємного штампування у виробництво деталей авіаційних двигунів. Представлена конструктивна схема установки. Запропонована конструкція промислової установки для отримання об'ємних заготовок.

Ключові слова: імпульсне об'ємне штампування, бризанти вибухові речовини, деформуючий імпульс, радіаційний нагрів, прогинання дна.

DEVELOPMENT OF MECHANIZED INDUSTRIAL EQUIPMENT FOR MAKING OF PURVEYANCES OF DETAILS OF AVIATION ENGINES BY METHOD OF IMPULSIVE STAMPING

V.K. Borisevich, V.V. Tretyak, V.F. Mozgovej, A.A. Brunak

Questions are considered of planning of new technological processes for making of by volume details of aviation engines. The use of perspective impulsive technologies allows to decrease expenditures of equipment and rigging and to multiply a coefficient of the use of material at making of purveyance. The use of heatproof materials (modern titanic alloys and special steels) allows to use the given equipment for the receipt of wares of difficult structural forms with the least of the sectional halving. A prospect is explored of introduction of the impulsive by volume stamping in production of details of aviation engines. A structural chart is presented of installation the construction is offered of industrial installation for the receipt of by volume purveyances.

Key words: impulsive by volume stamping, explosives, deforming an impulse, radiation heating, bending of bottom.

Борисевич Владимир Карпович – д-р техн. наук, проф., директор международного института новых технологий и материалов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Мозговой Владимир Федорович – канд. техн. наук, главный технолог ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

Брунак Андрей Александрович – магистр кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», инженер-конструктор ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail:lmint_khai@rambler.ru.

УДК 621.983.44:621.771.011

С.Н. СМАЛЬ

Государственная акционерная холдинговая компания «Артем», Киев, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РОТАЦИОННОГО ОБЖАТИЯ ПОЛОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЗАГОТОВКИ

Разработана математическая модель ротационного обжатия полой цилиндрической заготовки, позволяющая осуществлять инженерный анализ и конструкторско-технологическое проектирование процесса с применением интегрированных компьютерных технологий. Моделирование процесса объёмной пластической деформации заготовки выполнено с помощью метода конечных элементов (МКЭ). Оптимизация параметров моделирования состояла в принятии геометрических допущений и упрощений в полноразмерную модель, а также выборе оптимального количества элементов её разбивки. Предложен численный алгоритм решения поставленной задачи с учетом полного цикла изготовления детали обжатием. Смоделирован процесс ротационного обжатия и произведены расчеты при различных параметрах. Выполнен анализ результатов моделирования и предложены параметры осуществления технологического процесса для детали типа «стакан».

Ключевые слова: корпусная деталь, моделирование, метод конечных элементов, ротационное обжатие, конструкторско-технологическое проектирование, технологические параметры, напряжения, деформации.

Введение

В условиях динамично изменяющегося спроса рынка и острой конкуренции основным фактором успеха предприятия является уменьшение времени этапов модернизации или создания нового изделия. Это возможно путем сокращения сроков всех этапов жизненного цикла изделия: проектирования, технологической подготовки и производства, а также его испытания и сертификации. Создание авиационно-космической техники сопровождается проектированием и изготовлением деталей, сборочных единиц, агрегатов большой сложности, высокой точности и трудоемкости. Такая категория изделий требует существенного времени на выполнение проектных работ и технологическую подготовку их производства. В результате трудоемкость конструкторско-технологической подготовки авиационно-космической техники может превышать 70% от общей. Одним из признанных в мировой практике способов повышения эффективности работы предприятия является широкое применение информационных технологий.

Формулирование проблемы в общем виде

На высокотехнологичных производствах, которыми являются предприятия авиационно-космической отрасли, в настоящий период широко используют различные CAD/CAM/CAE – системы при

выполнении конструкторско-технологических работ. Они позволяют повысить качество и сократить сроки их выполнения. Однако существенное сокращение сроков подготовки производства возможно путем параллельного выполнения конструкторско-технологических работ благодаря применению информационных технологий. В этом случае на стадии проектных работ использование интегрированных CAD/CAM/CAE/PDM систем становится главным фактором сокращения сроков. Исходя из вышесказанного можно отметить, что обеспечение снижения сроков подготовки производства изделия является общей актуальной научно-технической проблемой современного производства.

Анализ последних исследований и публикаций

В настоящее время имеются большое количество как универсальных, так и специализированных интегрированных CAD/CAE-систем для исследований и решения практических конструкторско-технологических задач по проектированию, инженерному анализу и подготовке производства [1, 2]. Эти системы позволяют выполнять проектирование и моделировать изготовление деталей, изделий и процессов. Как результат резко сокращаются количество экспериментальных исследований, доработок, материальных затрат, а также сроки подготовки производства при разработке новых изделий.

Одна из многочисленных составляющих конст-

рукторско-технологических работ связана с инженерным анализом получения сложных корпусных деталей, с целью обеспечения конструкции рациональной формы и оптимальных технологических параметров их изготовления. Моделирование процесса изготовления деталей с использованием интегрированных систем типа ANSYS или специальных систем типа QForm (Россия), DEFORM (США) позволяет осуществить инженерный анализ за кратчайшие сроки.

За последние годы проведен большой объем работ по моделированию различных процессов изготовления деталей и сложных изделий. Проанализируем некоторые вопросы моделирования задач обработки металлов давлением (ОМД) и конкретно рассмотрим метод давяльной обработки инструментом с локальной пластической деформацией, а именно ротационное обжатие (вытяжку). Этот метод позволяет получать ответственные осесимметричные детали с высокими механическими свойствами и заданной микроструктурой, что требуется иметь для корпусных деталей авиационно-космической техники. В результате ротационного обжатия можно выполнить утонение толщины стенки исходной заготовки и получить необходимую длину детали или местную конфигурацию формы поверхности. Хотя метод известен с начала прошлого века, первые теоретические и экспериментальные исследования проведены только в 60-х годах.

В работах [3, 4, 5] систематизированы и обобщены результаты по изготовлению осесимметричных деталей различными схемами формообразования путем локального пластического деформирования. Необходимо отметить отсутствие единой терминологии для процессов давяльной обработки. Учитывая основные определения и термины существующего стандарта [6], в настоящей работе для рассматриваемой схемы используется определение процесса как ротационное обжатие. Позднее в работах [7, 8, 9] уже появляются теоретические основы разработки математических моделей. В работе [10] авторами сделана попытка моделирования процесса ротационного обжатия. Однако расчеты выполнялись только для составляющих полноразмерной модели в виде сектора 90 градусов с граничными условиями при наличии одного инструмента-ролика. Интересный анализ кинематики течения и напряженно-деформированного состояния при ротационном обжатии (в статье используется термин вытяжки) проведен в работе [11]. Авторами получены математические формулы для определения величин радиальных, осевых и тангенциальных составляющих сил вытяжки. Моделирование процесса по трехроlikовой схеме с разделением очага деформации в работе не рассматривалось.

Постановка задачи исследования

Для разработки технологических процессов получения деталей методами локальной пластической деформации на токарно-давяльных станках требуется решить большое количество сложных теоретических и экспериментальных задач. Полный комплекс разработки включает значительное количество экспериментальных работ [12] и большие финансовые затраты на их выполнение, а также занимает существенный промежуток времени на подготовку производства. Так, на выполнение экспериментальных работ по отработке технологии ротационного обжатия детали только одного типоразмера было затрачено более полугода. На стадии подготовки производства требуется оценить возможность ротационного обжатия с получением заданной толщины стенки из материала с конкретными механическими характеристиками без дефектов (трещин, наплывов).

Альтернативой сложному теоретическому анализу и дорогостоящему экспериментальному исследованию является использование компьютерного моделирования процессов объемного пластического деформирования с помощью МКЭ. Очевидно, что для нужд производства необходимы разработки новых алгоритмов численного решения задач, с помощью которых возможно их решение при конструкторско-технологическом проектировании.

Поэтому актуальной научной проблемой является разработка эффективных математических методов и алгоритмов численного решения задач моделирования процессов изготовления сложных деталей методами локальной пластической деформации.

Целью работы является разработка математической модели ротационного обжатия полой цилиндрической заготовки по трехроlikовой схеме и анализ результатов полноразмерного моделирования процесса.

Изложение основного материала

Сущность моделируемого процесса ротационного обжатия заключается в следующем - полая цилиндрическая заготовка с внутренней формой и диаметрами, равными диаметрам готовой детали плотно надевается на оправку, которая закрепляется в токарно-давяльном станке. В качестве инструмента в станке применяют три ролика, которые могут вращаться вокруг своей оси, а также оси вращения X заготовки с оправкой и получают прямолинейное поступательное движение вдоль этой оси (рис. 1).

Предварительно заготовку получают объемной штамповкой и последующей механической обработ-

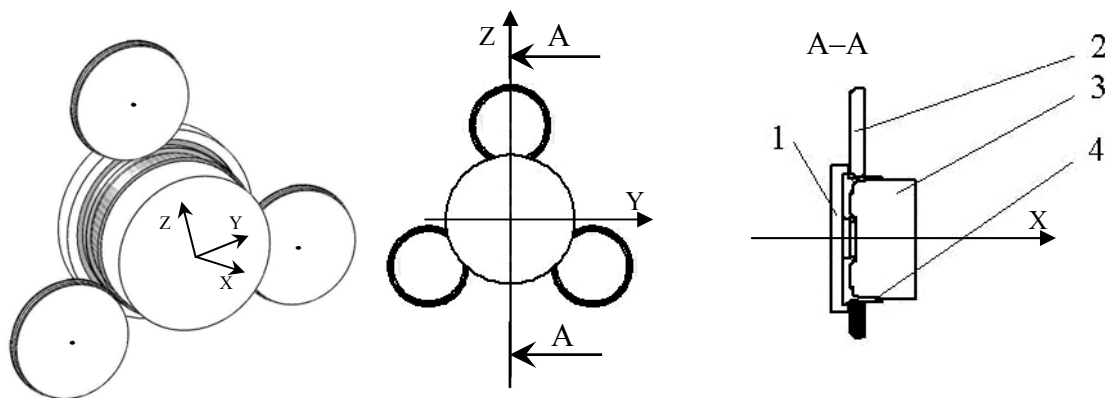


Рис. 1. Схема процесса ротационного обжатия:
1 – торцевая оправка, 2 – ролик, 3 – оправка, 4 – заготовка

кой для обеспечения необходимых размеров. Наружные размеры давяльной оправки соответствуют внутренним размерам заготовки, которые остаются неизменными в процессе деформирования. Длина оправки должна быть больше длины обжатой заготовки. Ролики представляют инструмент цилиндрической формы, которые могут вращаться как вокруг своей оси, так и вокруг оси вращения оправки X. Рабочая часть роликов в сечении имеет углы и радиус закругления. Перед началом процесса обжатия их устанавливают в исходное для деформирования положение, а именно приближают к оси вращения X на величину подачи в канавку плоскости ZY. Ролики имеют локальную зону контакта с наружной цилиндрической поверхностью заготовки. При задании роликам одновременно двух перемещений: вращения вокруг продольной оси X заготовки и прямолинейного перемещения параллельно оси X, получаем суммарное движение по винтовой линии. В результате перемещения роликов происходит локальное пластическое деформирование слоя металла заготовки, которое равно смещению его вдоль продольной оси по сложной криволинейной траектории. При смещении слоя металла вдоль оси X уменьшается толщина стенки с одновременным увеличением длины заготовки. В этом и состоит сущность процесса **ротационного обжатия** полый цилиндрической заготовки.

1. Математическая модель ротационного обжатия

Рассмотрим общие математические соотношения и конкретные допущения для решения поставленной задачи. В рассматриваемой модели требуется учитывать нелинейный характер взаимосвязи между напряжениями и деформациями в пластической области. Поэтому в качестве неизвестных функций при построении математической модели

будем рассматривать скорости перемещения узловых точек или скорости деформаций. Разрешающие системы уравнений в МКЭ построены на основе вариационных принципов теории пластичности и упругости. В нашем случае общее уравнение приобретает следующий вид: $[M]\{\ddot{U}\} + [K]\{U\} = \{F(t)\}$,

где $[M]$ – матрица масс;

$\{\ddot{U}\}$ – вектор узловых ускорений;

$[K]$ – матрица жесткости;

$\{U\}$ – вектор узловых перемещений;

$\{F(t)\}$ – вектор узловых усилий.

В итоге математическая модель заменяется системой линейных алгебраических уравнений. Для решения системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) используем метод центральных разностей с прямыми итерациями, применяемый для лагранжевых сеток. Тип решателя СЛАУ – метод сопряженных градиентов. В данном методе скорость в узлах используется для расчета нового положения узлов на следующем шаге расчета. Таким образом, нелинейная динамическая задача разбивается на ряд линейных решений, рассматриваемых на дискретном временном интервале. В связи с этим для получения устойчивого решения важно выбрать шаг по времени, являющийся одним из контролируемых параметров. При определении шага по времени необходимо вычислить время одного полного оборота:

$$T = \frac{2\pi}{\omega_1}, \text{ где } \omega_1 - \text{ скорость вращения инструмента}$$

вокруг оси неподвижной заготовки, рад/сек.

Тогда приращение шага по времени определяется следующим образом: $\Delta t = \frac{T}{N}$, где N – число моделируемых шагов.

Для вычисления приращения шага по времени необходимо задаться числом моделируемых шагов и вычислить время протекания процесса. Вопрос выбора шага по времени является ключевым, поскольку слишком большой временной шаг является источником погрешностей получаемого решения, а также приводит к неустойчивости численного решения и, как следствие, прекращению счета. Причина неустойчивости численного решения лежит в сильном искажении формы элементов. Слишком малый временной шаг приводит к неоправданному увеличению времени счета. Поэтому важно выбрать оптимальное значение временного шага, используя следующие рассуждения: максимальные перемещения любого узла модели не должны превышать $1/3$ длины грани элемента в пределах временного шага.

Другим немаловажным параметром управления решением является выбор критериев сходимости численного решения. В данной задаче использован критерий сходимости по скоростям деформаций и усилиям.

Решение 3D-задач объемного пластического деформирования с использованием полноразмерных моделей приводит к необходимости разбиения очага деформации на несколько сотен тысяч конечных элементов с автоматической перестройкой сетки на каждом шаге по времени. Это требует значительных ресурсов объемов памяти и быстродействия вычислительной техники. Метод МКЭ может быть эффективно реализован только с использованием современных ЭВМ, обладающих большой (более 1ГБ) оперативной памятью и быстродействием, а также тактовой частотой процессора не менее 3,0ГГц. Даже использование мощной вычислительной техники требует оптимизации параметров счета. Поэтому при разработке расчетной схемы были приняты следующие общие допущения и упрощения.

1. Поскольку жесткость технологического инструмента (роликов, оправок) намного выше жесткости заготовки и параметры НДС инструмента не исследовались, то оправки и ролики рассматривались как абсолютно жесткие тела, а заготовка – деформируемое пластическое тело.

2. При разработке полноразмерной модели заготовки были выполнены упрощения геометрии с целью сокращения времени счета задачи. Была исключена из расчетов зона фланцевой части, которая не подвергалась деформированию.

3. При моделировании кинематики движения использован принцип обращения движения. Детально подход к моделированию кинематики движения при ротационном обжати описан ниже.

В реальном процессе заготовка вращается, а при моделировании рассматривали неподвижную заготовку и вращающийся вокруг нее технологиче-

ский инструмент. Моделирование вращающейся заготовки приводит к численным проблемам, которые связаны с особенностями самого метода конечных элементов. Это проблемы с обновлением положения узлов модели, базирующиеся на интегрировании скорости в дискретном интервале времени. Следствием этого является увеличение диаметра и соответственно объема заготовки. Другая проблема связана с проявлением тенденции проскальзывания заготовки за счет сил трения, нежели вращение. Источником проблемы является разреженный локализованный контакт между заготовкой и инструментом. Разреженный контакт возникает при грубой разбивке заготовки или грубом определении геометрии инструмента. Для устранения существующих проблем применен метод обращения движения. Это не меняет природу процесса деформирования, однако упрощает процесс моделирования и исключает проблемы связанные с особенностями метода конечных элементов.

Применяя метод обращения движения, необходимо задать два вращательных движения: абсолютное и переносное (рис. 2). Первое движение – это вращение инструмента вокруг собственной оси с окружной скоростью ω_1 , а второе – вращение инструмента вокруг оси неподвижной заготовки с окружной скоростью ω_2 .

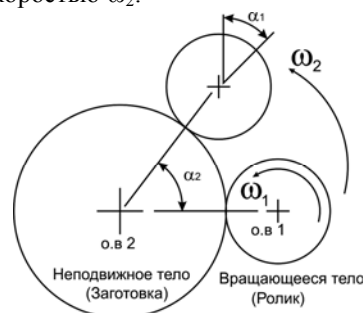


Рис. 2. Моделирование кинематики движения технологического инструмента (оправка внутри заготовки условно не показана)

4. Процесс формообразования представляет пластическое деформирование, поэтому можно применить модель материала, описываемую уравнениями пластического течения. Для модели заготовки помимо упругих характеристик (модуль упругости и коэффициент Пуассона) задавали уравнение пластического течения материала $\sigma = \sigma(\varepsilon, \dot{\varepsilon}, T)$, связывающего напряжения с деформациями при комнатной температуре $T = 20^\circ \text{C}$ и различных скоростях деформирования.

5. Следующим этапом разработки математической модели является учет контактного взаимодействия заготовки и технологического инструмента. В задачах рассмотрен контакт абсолютно жестких тел

(оправка и ролик) с деформируемым телом (заготовка). Выбрана встроенная в систему модель контактного взаимодействия Shear с учетом трения между контактируемыми телами. Величина коэффициента трения в расчетах принималась равной реальным условиям от 0,12 до 0,2.

Завершающим этапом моделирования является проведение комплексного физико-механического анализа после окончания расчета задачи при помощи модуля «Постпроцессор».

Для моделирования процесса ротационного обжатия исходные данные, технологические параметры и параметры математических моделей соответствовали реальным, которые представлены в табл. 1. Задачу решали в трехмерной постановке с использованием специализированной интегрированной системы DEFORM 3D. Полноразмерные объемные модели заготовки и инструментов разрабатывали с применением программ: Solid Works, CATIA или любой другой. Затем, используя формат передачи данных STL, их импортировали в модуль MACHINING системы DEFORM, где и создавался проект расчетной задачи. Разработка проекта предусматривала следующие действия для составления полной модели и последующих расчетов:

- разработку расчетной схемы процесса с принятием допущений и упрощений;
- перенос ранее разработанной полноразмерной геометрической объемной модели заготовки и инструментов в расчетный модуль,
- расчет геометрических и кинематических параметров модели процесса ротационного обжатия;
- ввод исходных данных, а также технологических параметров процесса и параметров математической модели в последовательности, изложенной в алгоритме (рис. 3).

Следует отметить сложность моделирования ротационного обжатия, которая заключалась в вычислении и вводе большого количества геометрических и технологических параметров. Их взаимосвязь друг с другом требовала возвратов к началу ввода в случаях обнаружения ошибок или необходимости изменения значений параметров с целью получения оптимальных результатов (см. алгоритм, рис. 3). В итоге происходило увеличение срока получения конечных результатов при решении одной задачи.

Проанализируем возвраты. Первый возврат возможен при наличии ошибок ввода после их контроля на завершающем этапе. После начала счета возможна проверка моделирования по отдельным параметрам, без остановки счета. Возвраты после этих двух этапов несущественно увеличивают общее время. Только возврат после завершения счета приводит к существенным временным потерям, равным компьютерному времени. Так, компьютерное

время решения одной задачи моделирования ротационного обжатия составляло не менее 50 часов, а некоторых задач с количеством элементов разбивки свыше 100,00 тыс. превышало 150 часов. При изменении параметров счета для последующего перехода счет задачи начинался с их ввода и выполнялся по алгоритму.

Создание КЭ модели заготовки типа «стакан» и разбивка с оптимальным размером сетки представляло сложную задачу. С одной стороны, незначительная исходная толщина стенки заготовки, равная 1,75 мм, требовала разбивки объема как можно с большим количеством элементов и малым их размером (рис. 4). С другой стороны, увеличение количества элементов свыше 300,00 тысяч приводило к неоправданно большому времени счета при решении одной задачи. Проведенные тестированные решения позволили оптимизировать величину количества элементов в интервале 117,00 – 230,00 тыс. для полноразмерной модели заготовки.

2. Анализ результатов моделирования ротационного обжатия

Учитывая, что моделирование выполнялось на полноразмерных моделях (рис. 5, а) результаты с большой степенью отражали реальный процесс. За один переход получена степень деформации 20%, которая была рассчитана из условия установки роликов на первоначальную глубину. Деформированная поверхность после моделирования ротационного обжатия не имела наплывов, разрывов или других дефектов. Качественная картина приведена на (рис. 5, б).

Анализ напряженно-деформированного состояния в процессе ротационного обжатия позволил выбрать рациональную форму и геометрические размеры исходной заготовки. Характер распределения эффективных напряжений по длине обрабатываемой заготовки является неравномерным (рис. 6, а) и имеет максимальные значения, начиная с 50% обработанной длины. На конце участка обработки (около 5%) не наблюдается достижение максимальных напряжений. В зоне контакта роликов максимальные напряжения носят локальный характер (рис. 6, б). Характер распределения эффективных деформаций по длине обрабатываемого участка является более равномерным и не достигает максимальных величин (рис. 6, в, г.)

Моделирование позволило произвести оценку усилий, которые действуют на ролики в процессе обжатия. Общий характер усилий R_x на каждый ролик одинаков (рис. 7, а), однако величины максимальных и минимальных значений на каждом из трех роликов отличаются. Наиболее нагруженным

является первый ролик, и максимальные значения усилий P_x у него могут превышать 20 кН. Экспериментальные замеры усилия на роликах при ротации

онном обжати на промышленном станке СРГ-1 подтвердили характер и величины, полученные при моделировании (рис. 7, б).

Таблица 1

Исходные данные и технологические параметры обжатия

№	Параметры моделирования	Значения показателя
1	Исходные данные заготовки и инструмента (полноразмерные модели)	
1.1	Геометрические параметры заготовки: форма и размеры (М1:1)	Согласно чертежа с начальным наружным диаметром 165мм и длиной обработки 53 мм
1.2	Геометрические параметры инструмента: – ролики – 3-и под углом 120 град. в ZY – оправка – одна по форме заготовки – торцевая оправка – одна	Цилиндрические диаметром 120мм и профилированной конической рабочей частью
1.3	Материал заготовки	Сталь 10 (AISI-1010, USA st)
1.4	Материал инструмента	Сталь X12M (Carbide)
1.5	Температура исходная заготовки и инструмента	20 град. Цельсия
1.6	Смазка и охлаждение	спец. эмульсия, интенсивное
1.7	Крепление заготовки и кинематика перемещений инструмента	схема см. на рис. 1
1.8	Координаты центров расположения роликов	ролик 1 – 0 град.; ролик 2 – +120 град. ролик 3 – –120 град. координаты X,Y,Z определены расчетами
1.9	Ось вращения заготовки и роликов направление вращения роликов	+X по часовой стрелке
2	Параметры технологического процесса и математической модели	
2.1	Окружная скорость вращения заготовки +оправки ω_2 (задается)	варьировалась от 200 до 450 об/мин
2.2	Окружная скорость вращения роликов ω_1 (вычисляется)	$\omega_1 = f(\omega_2, \text{Дзаг, Дрол})$
2.3	Поперечная подача ролика (глубина внедрения ролика по оси Z) в мм	варьировалась для перехода $S_z = 0,5 - 1,75$ мм
2.4	Продольная подача ролика (скорость перемещения вдоль оси X)	варьировалась $V_x = 0,5 - 5$ мм/об
2.5	Коэффициент трения «ролик-заготовка»	$\mu = 0,12$
2.6	Коэффициент трения «заготовка-оправка»	$\mu = 0,2$
2.7	Количество элементов, на которые разбивается полноразмерная модель	Варьировалось для оптимизации времени компьютерного счета $N = 70,0$ тыс – 300,0 тыс элементов
2.8	Шаг счета и общее время счета (определяются расчетами для конкретных условий задачи)	$\Delta t = 0,005 - 0,1$ сек $T = 20,0 - 200$ сек
2.9	Количество шагов счета (расчетами)	$M_{\text{step}} = 300,0 - 30000,0$ шагов
2.10	Время одного оборота, количество оборотов для обработки и полное время обработки	Определялось расчетами по известным математическим зависимостям
2.11	Материал заготовки модели соответствует реальному	описывается моделью Мизеса как пластический
2.12	Материал инструмента (ролики, оправки) – соответствует реальному	представлен жесткими конечными элементами программы

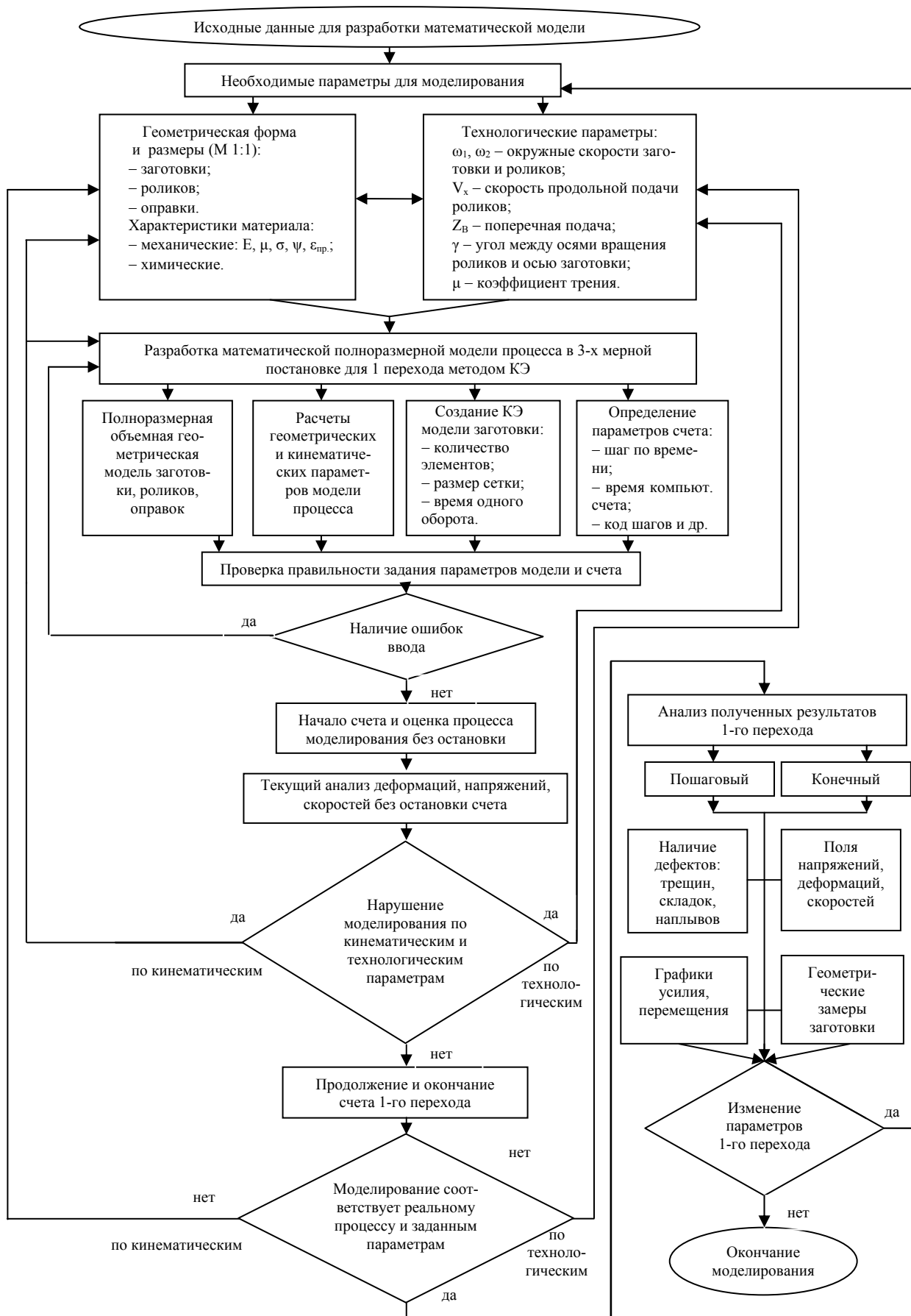


Рис. 3. Алгоритм численного моделирования процесса ротационного обжатия



Рис. 4. Объёмная КЭ
полноразмерная модель
цилиндрической заготовки

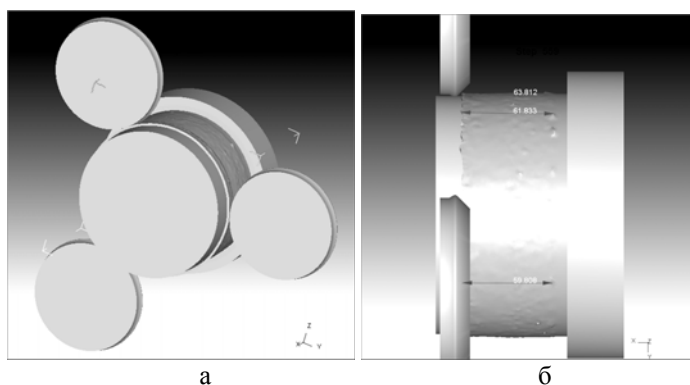
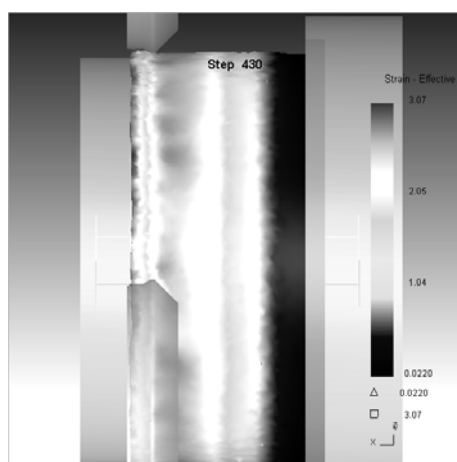
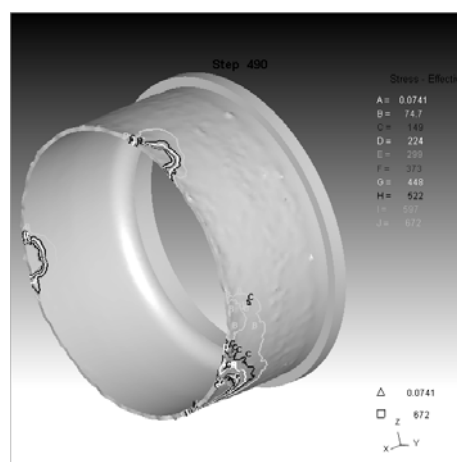


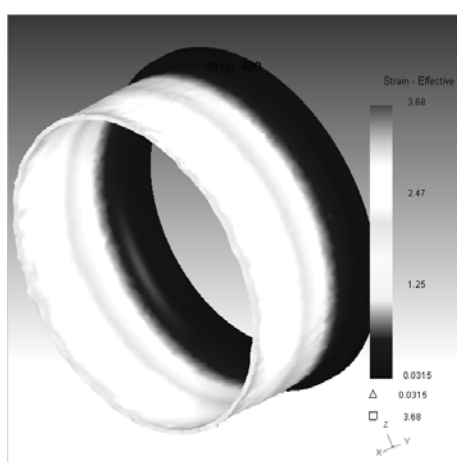
Рис. 5. Полноразмерная объёмная модель процесса
ротационного обжатия:
а – аксонометрия, б – вид сбоку после окончания процесса



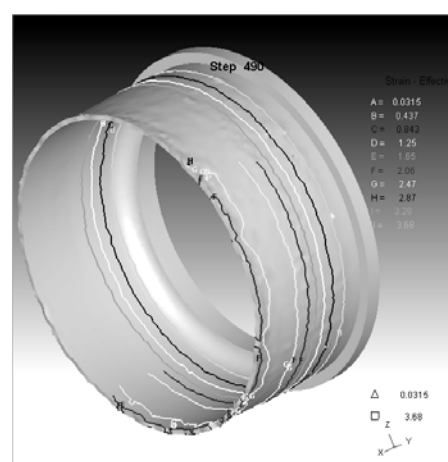
а



б



в



г

Рис. 6. Характер распределения в заготовке: а, б – напряжений; в, г – деформаций

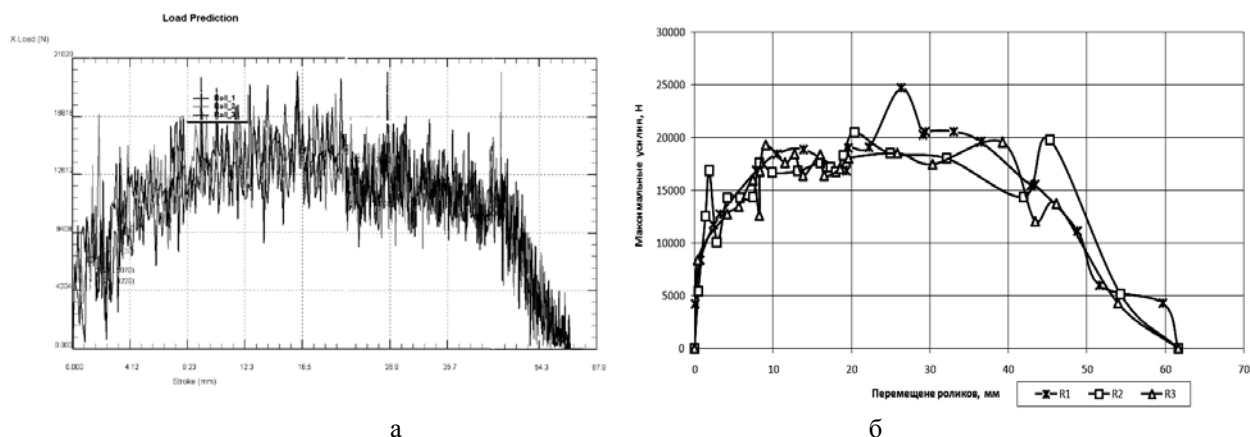


Рис. 7. Графики усилия P_x на 3-х роликах от длины обжатия: а – по результатам моделирования; б – экспериментальные, полученные на оборудовании

Отличия значений усилий, действующих на ролики, полученных при обжатии на станке от значений при моделировании не превышало 21%. Исследованиями также установлено влияние угла разворота роликов по отношению к оси вращения заготовки на усилие, которое действует на ролик. Приведенные графики (рис. 8) позволяют определять этот параметр в оптимальных интервалах, для первого ролика он составляет 4–6 градусов.

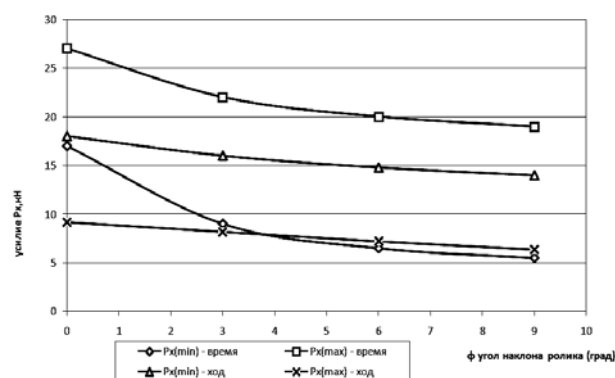


Рис. 8. Графики зависимости усилия на 1-м ролике от угла разворота при фиксированном времени (0,5с) или ходе (19 мм)

На основе анализа результатов моделирования процесса ротационного обжатия можно рекомендовать основные технологические параметры процесса для марки стали 10: скорость вращения заготовки и оправки в интервале $N=400 - 430$ об/мин, продольная подача роликов $V_x=0,2 - 0,5$ мм/об.

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Разработана математическая модель ротационного обжатия для решения полноразмерных и объёмных 3D-задач, которая позволила отобразить реальные процессы пластического деформирования.

Определены параметры счета, позволяющие осуществлять его выполнение за приемлемое для производства время.

Решены задачи моделирования ротационного обжатия детали типа «стакан» и выполнен анализ результатов, который позволил сделать вывод о достоверности принятых допущений и упрощений для расчетной схемы.

Рекомендованы оптимальные значения основных технологических параметров ротационного обжатия для детали типа «стакан» из стали 10.

В конструкторско-технологическом проектировании технологических процессов моделирование изготовления сложных корпусных деталей позволяет снизить затраты и сократить сроки разработки на 50–70%.

На основе разработанной модели можно провести дальнейшие исследования по влиянию геометрических элементов рабочих роликов на качество обработанной поверхности и силовые параметры обжатия. Также представляет интерес моделирование структурных превращений в процессе ротационного обжатия.

Литература

1. Погребинский А. Сравнительный анализ CAD/CAM-систем / А. Погребинский, А. Павлов // САПР и графика. – 2000. – № 8. – С. 75–77.
2. Петров А.П. Практика применения CAE-систем при разработке технологических процессов обработки металлов давлением / А.П. Петров, В.И. Галкин, А.Р. Палтиевич // Технология машиностроения. – 2006. – № 8. – С. 73–76.
3. Гредитор М.А. Давильные работы и ротационное выдавливание / М.А. Гредитор. – М.: Машиностроение, 1971. – 239 с.
4. Давильно-обкатные работы в современном машиностроении / В.Г. Капорович, Н.Д. Барыкин, Л.Н. Ващук, М.П. Найденов, В.К. Удовенко. – К.: УкрНИИТИ, 1971. – 178 с.

5. Могильный Н.И. Ротационная вытяжка оболочковых деталей на станках / Н.И. Могильный. – М.: Машиностроение, 1983. – 190 с.

6. ГОСТ 18970 -84. Обработка металлов давлением. Штампы. Термины и определения. – Взамен ГОСТ 15830-75; введ. 01.07.85. – М.: Изд-во стандартов, 1986. – 46 с.

7. Математическое моделирование пластической деформации / Л.Е. Попов, Л.Я. Пудан, С.Н. Колупаева и др. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 1990. – 184 с.

8. Кудюров Л.В. Математическое моделирование и исследование процессов ОМД: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.13.16 / Кудюров Лев Владимирович; Самара, 1998. – 23 с.

9. Міленін А.А. Розробка наукових основ та розвиток технологій тримірної пластичної формозмінення металів із застосуванням методів комп'ютерного моделювання: автореф. дис. ... д-ра

техн. наук: 05.03.05 / Міленін Андрій Анатольович; Нац. металург. акад. України. – Дніпропетровськ, 2001. – 35 с.

10. Разработка математической модели изготовления осесимметричных изделий методом локального формообразования / Н.П. Барыкин, В.А. Плехов, В.К. Бердин, С.А. Шулепов // Кузнечно-штамповочное производство. – 2004. – № 10. – С. 21-24.

11. Трегубов В.И. Силовые режимы ротационной вытяжки цилиндрических деталей на специализированном оборудовании / В.И. Трегубов, С.П. Яковлев, С.С. Яковлев // Кузнечно-штамповочное производство. – 2005. – № 1. – С. 17-22.

12. Опыт внедрения технологических процессов ротационной вытяжки цилиндрических деталей / Н.А. Макаровец, В.И. Трегубов, Е.А. Белов, С.П. Яковлев // Кузнечно-штамповочное производство. – 2002. – № 8. – С. 24-28.

Поступила в редакцию 9.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ РОТАЦІЙНОГО ОБТИСНЕННЯ ПОРОЖНИСТОЇ ЦИЛІНДРИЧНОЇ ЗАГОТОВКИ

С.М. Смаль

Розроблено математичну модель ротацийного обтиснення порожнистої циліндричної заготовки, що дозволяє здійснювати інженерний аналіз і конструкторсько-технологічне проектування процесу із застосуванням інтегрованих комп'ютерних технологій. Моделювання процесу об'ємної пластичної деформації заготовки виконано за допомогою методу кінцевих елементів (МКЕ). Оптимізація параметрів моделювання складалася в прийнятті геометричних допущень і спрощень у повнорозмірній моделі, а також виборі оптимальної кількості елементів її розбивки. Запропоновано чисельний алгоритм рішення поставленого завдання з урахуванням повного циклу виготовлення деталі обтисненням. Виконане моделювання процесу ротацийного обтиснення й зроблені розрахунки при різних параметрах. Виконано аналіз результатів моделювання й запропоновані параметри здійснення технологічного процесу для деталі типу «склянка».

Ключові слова: корпусна деталь, моделювання, метод кінцевих елементів, ротацийне обтиснення, конструкторсько-технологічне проектування, технологічні параметри, напруги, деформації.

MATHEMATICAL MODELING OF HOLLOW CYLINDER-SHAPED BLANK ROTARY SWAGING PROCESS

S.N. Smal

A mathematical model for rotary swaging of a hollow cylinder-shaped blank has been developed, which allows to perform engineering analysis as well as engineering and process design of the process with the help of integrated computer technologies. Blank volume plastic yield deformation modeling has been made with the help of finite elements method (FEM). Optimization of the modeling parameters involved assumption of geometrical suppositions and reductions in a full-scale model, as well as selecting an optimal number of elements for its layout. A numerical algorithm for solving the set problem was suggested with the account of the complete blank rotary swaging cycle. Rotary swaging process was modeled and calculations at different parameters were made. The modeling results were analyzed and the process parameters for "glass" type part were suggested.

Key words: box-type work piece, modeling, finite elements method, rotary swaging, engineering and process design, process parameters, stresses, deformations.

Смаль Станислав Николаевич – президент компании, Государственная акционерная холдинговая компания «Артем», Киев, Украина, e-mail: info@artem.ua.

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, А.Г. ГОРДИН, О.В. РЕЗНИКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***НЕЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
С ЧЕТЫРЬМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ**

Рассмотрены вопросы, связанные с получением нелинейной модели, описывающей динамику космического летательного аппарата (КЛА) с четырьмя двигателями-маховиками (ДМ). Приведены функциональные схемы ДМ и КЛА как объекта стабилизации в целом. Учитывается несимметричность КЛА, расположение ДМ относительно центра масс. Оценены возмущающие моменты, действующие на корпус КЛА, на основании которых выбраны параметры ДМ. Проведено моделирование динамики системы КЛА-маховики на основании нелинейной модели. Полученные результаты позволяют использовать модель в задачах проектирования систем управления КЛА.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, двигатель-маховик, избыточность, нелинейная модель, кинетическая энергия.

Введение

С развитием космической техники повышаются требования к точности, надежности, массе и ресурсам подсистемы ориентации и стабилизации КЛА. Строгое лимитирование запасов энергии и рабочего тела на борту КЛА с длительным сроком активного существования, а также повышенные требования к точности ориентации на некоторых участках полета приводят к необходимости использования в системах ориентации и стабилизации инерционных органов управления.

Одной из наиболее характерных особенностей КЛА как объекта управления является влияние на его угловое движение внутренних моментов, возникающих в результате относительных движений частей самого аппарата. Случай, когда внутренние моменты соизмеримы с внешними или являются основной причиной угловых движений аппарата так, что пренебречь ими нельзя, часто используют с целью управления КЛА.

Принцип использования двигателя-маховика в качестве устройства для создания управляющих моментов основан на законе сохранения момента количества движения. В связи с возросшими требованиями по точности угловой ориентации КЛА для проектирования систем ориентации и стабилизации КЛА с ДМ необходимы точные специальные математические модели, учитывающие особенности размещения и функционирования ДМ. С целью обеспечения отказоустойчивости системы ориентации и стабилизации КЛА необходимы соответствующие математические модели, описывающие состояние КЛА с избыточными ДМ.

1. Разработка функциональной схемы стабилизируемого объекта

В качестве схемы установки четырех двигателей-маховиков (ДМ) примем схему, изображенную на рис. 1 [1, 2]. В соответствии с этой схемой три основных ДМ устанавливаются по осям связанной системы координат, а четвертый должен быть установлен так, чтобы вектор его кинетического момента был направлен под определенными углами к осям связанной системы координат. Достоинствами данной схемы являются обеспечение отказоустойчивости за счет избыточности ДМ и простота реализации.

Считаем, что угловые скорости вращения маховиков во много раз превышают угловые скорости объекта вокруг осей связанной системы координат. Вращение маховиков не изменяет положения центра масс КЛА и его тензор инерции.

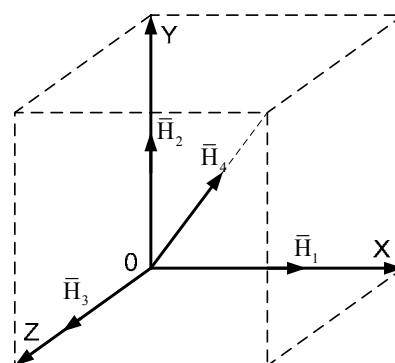


Рис. 1. Схема размещения четырех ДМ на КЛА:
 $\bar{H}_1, \bar{H}_2, \bar{H}_3, \bar{H}_4$ – кинетические моменты первого, второго, третьего и четвертого маховиков соответственно

Функциональная схема КЛА как объекта стабилизации представлена на рис. 2.

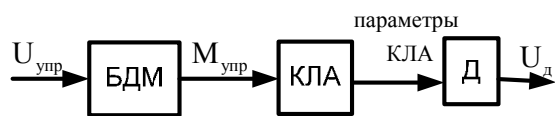


Рис. 2. КЛА как объект автоматической стабилизации: БДМ – блок двигателей маховиков; Д – датчики; $U_{упр}$ – управляющее напряжение, подаваемое на БДМ; $M_{упр}$ – управляющий момент, вырабатываемый БДМ

Двигатель-маховик представляет собой электродвигатель с находящимся с ним на одной оси тяжелым диском (маховиком). Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение маховика, его торможение, величина создаваемого им управляющего момента при этом может плавно меняться в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика [3].

Обобщенную функциональную схему ДМ можно представить следующим образом (рис. 3):

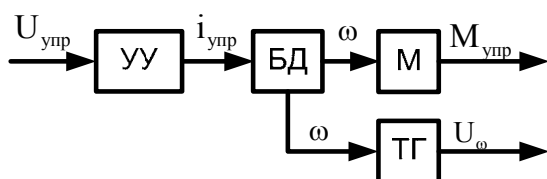


Рис. 3. Функциональная схема ДМ: УУ – управляющий усилитель; БД – бесконтактный двигатель постоянного тока; М – маховик; ТГ – тахогенератор; $i_{упр}$ – ток управления; ω – скорость вращения двигателя; U_ω – напряжение на ТГ

2. Получение нелинейной модели КЛА с четырьмя двигателями-маховиками

Положение КЛА определяется в орбитальной системе координат, направление осей которой в пространстве известно для каждой точки орбиты. Такая система координат называется базовой, её оси должны задаваться на борту КЛА с помощью специальных устройств и приборов. Оси перемещаются известным образом в инерциальном пространстве [4].

Положение КЛА в орбитальной системе координат определяется тремя углами Эйлера-Крылова γ, ϑ, ψ (углами крена, тангажа и рыскания).

Уравнения динамики получаем на основании уравнения Лагранжа второго рода [5]. Поэтому расчленяем систему на отдельные кинематические эле-

менты и с каждым из них связываем обобщенные координаты:

q_1 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОХ, γ ; q_2 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОУ, ψ ; q_3 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОZ, ϑ ; q_4 – угол поворота первого маховика относительно корпуса; q_5 – угол поворота второго маховика относительно корпуса; q_6 – угол поворота третьего маховика относительно корпуса; q_7 – угол поворота четвертого маховика относительно корпуса.

В качестве допущений примем следующие положения:

– корпус КЛА жесткий, тензор инерции имеет следующий вид:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix};$$

– маховики располагаются на определенных расстояниях от центра масс КЛА ($\vec{r}_1, \vec{r}_2, \vec{r}_3, \vec{r}_4$);

– тензор инерции для каждого маховика представлен в виде:

$$I_{Mi} = \begin{bmatrix} I_{Mix} & 0 & 0 \\ 0 & I_{Miy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{Miz} \end{bmatrix},$$

$i = 1, 2, 3, 4;$

– четвертый маховик расположен неколлинеарно остальным и его кинетический момент образует углы $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ с осями связанной с корпусом КЛА системы координат.

Угловые скорости корпуса КЛА представим в следующем виде:

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\gamma} - \dot{\vartheta} \sin \psi; \\ \omega_y = \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma \cos \psi; \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma, \end{cases} \quad (1)$$

где ω_x – угловая скорость КЛА относительно оси ОХ; ω_y – относительно оси ОУ; ω_z – относительно оси ОZ.

Для получения выражения угловой скорости четвертого маховика необходимо получить матрицу направляющих косинусов перехода от связанной с корпусом КЛА системы координат к связанной с маховиком системе координат:

$$M_{14} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $a_{11} = \cos \varphi_2 \cos \varphi_3$;

$$\begin{aligned}
a_{12} &= \cos \varphi_2 \sin \varphi_3; \\
a_{13} &= -\sin \varphi_2; \\
a_{21} &= -\sin \varphi_3 \cos \varphi_1 + \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 \cos \varphi_3; \\
a_{22} &= \cos \varphi_3 \cos \varphi_1 + \sin \varphi_1 \sin \varphi_2 \sin \varphi_3; \\
a_{23} &= \sin \varphi_1 \cos \varphi_2; \\
a_{31} &= \sin \varphi_1 \sin \varphi_3 + \sin \varphi_2 \cos \varphi_3 \cos \varphi_1; \\
a_{32} &= -\sin \varphi_1 \cos \varphi_3 + \sin \varphi_3 \sin \varphi_2 \cos \varphi_1; \\
a_{33} &= \cos \varphi_1 \cos \varphi_2.
\end{aligned}$$

Тогда угловая скорость четвертого маховика в системе координат, связанной с корпусом КЛА

$$\bar{\omega}_{Д4} = \begin{bmatrix} a_{11}\omega_x + a_{12}\omega_y + a_{13}\omega_z + \dot{q}_7 \\ a_{21}\omega_x + a_{22}\omega_y + a_{23}\omega_z \\ a_{31}\omega_x + a_{32}\omega_y + a_{33}\omega_z \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Кинетическую энергию системы КЛА-маховики представим следующим образом:

$$T = T_{КЛА} + T_{Д1} + T_{Д2} + T_{Д3} + T_{Д4}.$$

Кинетические энергии для каждого элемента формируются в соответствии с выражением:

$$T = \frac{1}{2} (M V_0^2 + \bar{\omega} \cdot I^0 \cdot \bar{\omega}), \quad (4)$$

где M – масса элемента; V_0 – абсолютная скорость полюса элемента; $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости связанным с системой координат элементом; I^0 – тензор инерции элемента.

Кинетическая энергия первого ДМ:

$$\begin{aligned}
2T_{\bar{A}1} &= (\omega_x + \dot{q}_4)^2 I_{m1x} + \omega_y^2 I_{m2y} + \omega_z^2 I_{m3z} + \\
&+ m_{m1} ((V_x + \omega_y r_{1z} - \omega_z r_{1y})^2 + \\
&+ (V_y + \omega_z r_{1x} - \omega_x r_{1z})^2 + \\
&+ (V_z + \omega_x r_{1y} - \omega_y r_{1x})^2). \quad (5)
\end{aligned}$$

Кинетическая энергия второго ДМ:

$$\begin{aligned}
2T_{\bar{A}2} &= \omega_x^2 I_{m2x} + (\omega_y + \dot{q}_5)^2 I_{m2y} + \omega_z^2 I_{m2z} + \\
&+ m_{m2} ((V_x + \omega_y r_{2z} - \omega_z r_{2y})^2 + \\
&+ (V_y + \omega_z r_{2x} - \omega_x r_{2z})^2 + \\
&+ (V_z + \omega_x r_{2y} - \omega_y r_{2x})^2). \quad (6)
\end{aligned}$$

Кинетическая энергия третьего ДМ:

$$\begin{aligned}
2T_{\bar{A}3} &= \omega_x^2 I_{m3x} + \omega_y^2 I_{m3y} + (\omega_z + \dot{q}_6)^2 I_{m3z} + \\
&+ m_{m3} ((V_x + \omega_y r_{3z} - \omega_z r_{3y})^2 + \\
&+ (V_y + \omega_z r_{3x} - \omega_x r_{3z})^2 + \\
&+ (V_z + \omega_x r_{3y} - \omega_y r_{3x})^2). \quad (7)
\end{aligned}$$

Кинетическая энергия четвертого ДМ:

$$\begin{aligned}
2T_{\bar{A}4} &= (a_{11}\omega_x + a_{12}\omega_y + a_{13}\omega_z + \dot{q}_7)^2 I_{m4x} + \\
&+ (a_{21}\omega_x + a_{22}\omega_y + a_{23}\omega_z)^2 I_{m4y} + \\
&+ (a_{31}\omega_x + a_{32}\omega_y + a_{33}\omega_z)^2 I_{m4z} + \\
&+ m_{m4} ((V_x + \omega_y r_{4z} - \omega_z r_{4y})^2 + \\
&+ (V_y + \omega_z r_{4x} - \omega_x r_{4z})^2 + \\
&+ (V_z + \omega_x r_{4y} - \omega_y r_{4x})^2). \quad (8)
\end{aligned}$$

Кинетическая энергия корпуса КЛА:

$$\begin{aligned}
2T_{\bar{E}\bar{E}\bar{A}} &= m_{\bar{E}\bar{E}\bar{A}} (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2) + \\
&+ (\omega_x I_{xx} - \omega_y I_{xy} - \omega_z I_{xz}) \omega_x + \\
&+ (-\omega_x I_{yx} + \omega_y I_{yy} - \omega_z I_{yz}) \omega_y + \\
&+ (-\omega_x I_{zx} - \omega_y I_{zy} + \omega_z I_{zz}) \omega_z, \quad (9)
\end{aligned}$$

где V_x, V_y, V_z – компоненты вектора скорости центра масс корпуса КЛА; r_{1x}, r_{1y}, r_{1z} – проекции радиус-вектора центра масс первого ДМ в связанной системе координат; r_{2x}, r_{2y}, r_{2z} – проекции радиус-вектора центра масс второго ДМ в связанной системе координат; r_{3x}, r_{3y}, r_{3z} – проекции радиус-вектора центра масс третьего ДМ в связанной системе координат; r_{4x}, r_{4y}, r_{4z} – проекции радиус-вектора центра масс четвертого ДМ в связанной системе координат; $m_{КЛА}$ – масса корпуса КЛА; $m_{m1}, m_{m2}, m_{m3}, m_{m4}$ – масса первого, второго, третьего и четвертого ДМ соответственно.

После подстановки в уравнения значений для угловой скорости КЛА (1), выражение для кинетической энергии системы примет вид:

$$\begin{aligned}
T &= T_{КЛА} + T_{Д1} + T_{Д2} + T_{Д3} + T_{Д4}; \\
T &= \frac{1}{2} m_{m1} ((V_x + (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\omega} \sin \gamma \cos \psi) r_{1z} - \\
&- (\dot{\omega} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{1y})^2 + \\
&+ (V_y + (\dot{\omega} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{1x} - \\
&- (\dot{\gamma} - \dot{\omega} \sin \psi) r_{1z})^2 + (V_z + (\dot{\gamma} - \dot{\omega} \sin \psi) r_{1y} - \\
&- (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\omega} \sin \gamma \cos \psi) r_{1x})^2) + \frac{1}{2} (\dot{\gamma} - \dot{\omega} \sin \psi + \dot{q}_4)^2 I_{m1x} + \\
&+ \frac{1}{2} (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\omega} \sin \gamma \cos \psi)^2 I_{m1y} + \frac{1}{2} (\dot{\omega} \cos \gamma \cos \psi - \\
&- \dot{\psi} \sin \gamma)^2 I_{m1z} + \frac{1}{2} m_{m2} ((V_x + (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\omega} \sin \gamma \cos \psi) r_{2z} - \\
&- (\dot{\omega} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{2y})^2 + \\
&+ (V_y + (\dot{\omega} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{2x} - (\dot{\gamma} - \dot{\omega} \sin \psi) r_{2z})^2 + \\
&+ (V_z + (\dot{\gamma} - \dot{\omega} \sin \psi) r_{2y} - (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\omega} \sin \gamma \cos \psi) r_{2x})^2) +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & + \frac{1}{2}(\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi)^2 I_{m2x} + \\
 & + \frac{1}{2}(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi + \dot{q}_5)^2 I_{m2y} + \\
 & + \frac{1}{2}(\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma)^2 I_{m2z} + \\
 & + \frac{1}{2} m_{m3} ((V_x + (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) r_{3z} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{3y})^2 + \\
 & + (V_y + (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{3x} - \\
 & - (\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) r_{3z})^2 + (V_z + (\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) r_{3y} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) r_{3x})^2) + \\
 & + \frac{1}{2}(\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi)^2 I_{m3x} + \\
 & + \frac{1}{2}(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi)^2 I_{m3y} + \\
 & + \frac{1}{2}(\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma + \dot{q}_6)^2 I_{m3z} + \\
 & + \frac{1}{2} m_{\hat{E} \hat{E} \hat{A}} (V_x + V_y + V_z)^2 + \\
 & \frac{1}{2} ((\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) I_{xx} - (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) I_{yx} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) I_{zx}) (\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) + \\
 & + \frac{1}{2} ((-\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) I_{xy} + (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) I_{yy} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) I_{zy}) (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) + \\
 & + \frac{1}{2} ((-\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) I_{xz} - (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) I_{yz} + \\
 & + (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) I_{zz}) (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) + \\
 & + \frac{1}{2} m_{m4} ((V_x + (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) r_{4z} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{4y})^2 + \\
 & + (V_y + (\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma) r_{4x} - \\
 & - (\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) r_{4z})^2 + (V_z + (\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) r_{4y} - \\
 & - (\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) r_{4x})^2) + \\
 & + \frac{1}{2} (a_{11}(\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) + a_{12}(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) + \\
 & + a_{13}(\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma + \dot{q}_7)^2 I_{m4x} + \\
 & + \frac{1}{2} (a_{21}(\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) + \\
 & + a_{22}(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) + \\
 & + a_{23}(\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma))^2 I_{m4y} + \\
 & + \frac{1}{2} (a_{31}(\dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin \psi) + a_{32}(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma \cos \psi) + \\
 & + a_{33}(\dot{\psi} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma))^2 I_{m4z}.
 \end{aligned} \quad (10)$$

Представим уравнения Лагранжа второго рода в следующем виде:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_i} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_i} = M_{упр_i} - M_{воз_i}, \quad (i = 1, \dots, 7), \quad (11)$$

Левые части уравнений динамики формируются в соответствии с уравнением Лагранжа второго рода (11) при использовании выражения для суммарной кинетической энергии системы:

$$\begin{aligned}
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_1} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_1} = M_{X_{B03}}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_2} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_2} = M_{Y_{B03}}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_3} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_3} = M_{Z_{B03}}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_4} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_4} = M_{д1}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_5} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_5} = M_{д2}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_6} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_6} = M_{д3}; \\
 & \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_7} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_7} = M_{д4},
 \end{aligned} \quad (12)$$

где $M_{дi}$, ($i=1,2,3,4$) – управляющие моменты, разбиваемые соответствующими ДМ.

После проведения соответствующих операций дифференцирования кинетической энергии, уравнения, описывающие динамику КЛА с учетом четырех ДМ, можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 & k_{11} \ddot{q}_4 + k_{12} \ddot{q}_7 + k_{13} \ddot{\gamma} + k_{14} \ddot{\psi} + \\
 & + k_{15} \ddot{v} + k_{16} \dot{\psi}^2 + k_{17} \dot{\psi} \dot{v} + k_{18} \dot{\psi} + \\
 & + k_{19} \dot{\psi} \dot{q}_6 + k_{10} \dot{\psi} \dot{q}_7 + k_{111} \dot{\psi} \dot{q}_5 +
 \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned}
 & + k_{12} \dot{v}^2 + k_{13} \dot{v} + k_{14} \dot{v} \dot{q}_6 + k_{15} \dot{v} \dot{q}_7 + \\
 & + k_{16} \dot{v} \dot{q}_5 + k_{17} \dot{V}_y + k_{18} \dot{V}_z = M_{X_{\hat{A} \hat{I} \hat{C}}}; \\
 & k_{21} \ddot{q}_5 + k_{22} \ddot{q}_6 + k_{23} \ddot{q}_7 + k_{24} \ddot{\gamma} + \\
 & + k_{25} \ddot{\psi} + k_{26} \ddot{v} + k_{27} \dot{\gamma}^2 + k_{28} \dot{\gamma} \dot{\psi} + \\
 & + k_{29} \dot{\gamma} \dot{v} + k_{210} \dot{\gamma} + k_{211} \dot{\gamma} \dot{q}_6 + k_{212} \dot{\gamma} \dot{q}_7 + \\
 & + k_{213} \dot{\gamma} \dot{q}_5 + k_{214} \dot{v}^2 + k_{215} \dot{v} + k_{216} \dot{v} \dot{q}_4 + \\
 & + k_{217} \dot{v} \dot{q}_6 + k_{218} \dot{v} \dot{q}_7 + k_{219} \dot{v} \dot{q}_5 + \\
 & + k_{220} \dot{V}_x + k_{221} \dot{V}_y + k_{222} \dot{V}_z = M_{Y_{\hat{A} \hat{I} \hat{C}}};
 \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
 & k_{31} \ddot{q}_4 + k_{32} \ddot{q}_5 + k_{33} \ddot{q}_6 + k_{34} \ddot{q}_7 + \\
 & + k_{35} \ddot{\gamma} + k_{36} \ddot{\psi} + k_{37} \ddot{v} + k_{38} \dot{\gamma}^2 + \\
 & + k_{39} \dot{\gamma} \dot{\psi} + k_{310} \dot{\gamma} \dot{v} + k_{311} \dot{\gamma} + k_{312} \dot{\gamma} \dot{q}_6 + \\
 & + k_{313} \dot{\gamma} \dot{q}_7 + k_{314} \dot{\gamma} \dot{q}_5 + k_{315} \dot{\psi}^2 + \\
 & + k_{316} \dot{\psi} \dot{v} + k_{317} \dot{\psi} + k_{318} \dot{\psi} \dot{q}_4 + \\
 & + k_{319} \dot{\psi} \dot{q}_6 + k_{320} \dot{\psi} \dot{q}_7 + k_{321} \dot{\psi} \dot{q}_5 + \\
 & + k_{322} \dot{V}_x + k_{323} \dot{V}_y + k_{324} \dot{V}_z = M_{Z_{\hat{A} \hat{I} \hat{C}}};
 \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned}
 & k_{41} \ddot{q}_4 + k_{42} \ddot{\gamma} + k_{43} \ddot{v} + \\
 & + k_{38} \dot{\gamma}^2 + k_{44} \dot{\gamma} \dot{v} = M_{\hat{A}1};
 \end{aligned} \quad (16)$$

$$k_{51}\ddot{q}_5 + k_{52}\ddot{\psi} + k_{53}\ddot{u} + k_{54}\dot{\gamma}\dot{\psi} + k_{55}\dot{\gamma}\dot{u} + k_{56}\dot{\psi}\dot{u} = M_{\ddot{A}2}; \quad (17)$$

$$k_{61}\ddot{q}_6 + k_{62}\ddot{\psi} + k_{63}\ddot{u} + k_{64}\dot{\gamma}\dot{\psi} + k_{65}\dot{\gamma}\dot{u} + k_{66}\dot{\psi}\dot{u} = M_{\ddot{A}3}; \quad (18)$$

$$k_{71}\ddot{q}_7 + k_{72}\ddot{\gamma} + k_{73}\ddot{\psi} + k_{74}\ddot{u} + k_{75}\dot{\gamma}\dot{\psi} + k_{76}\dot{\gamma}\dot{u} + k_{77}\dot{\psi}\dot{u} = M_{\ddot{A}4}, \quad (19)$$

где коэффициенты уравнений являются функциями углов крена и курса, скоростей центра масс КЛА, моментов инерции КЛА и маховиков, масс КЛА и маховиков, а также радиус-векторов расположения центров масс маховиков.

Например,

$$\begin{aligned} k_{110} &= -I_{m4x} \cdot (-a_{12} \cdot \sin \gamma - a_{13} \cdot \cos \gamma); \\ k_{320} &= (-a_{11} \cdot \cos \psi - a_{12} \cdot \sin \gamma \cdot \sin \psi - a_{13} \cdot \cos \gamma \cdot \sin \psi) \cdot I_{m4x}; \\ k_{324} &= (m_{m4} \cdot (-\sin \psi \cdot r_{4y} - \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot r_{4x}) + \\ &+ m_{m3} \cdot (-\sin \psi \cdot r_{3y} - \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot r_{3x}) + \\ &+ m_{m1} \cdot (-\sin \psi \cdot r_{1y} - \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot r_{1x}) + \\ &+ m_{m2} \cdot (-\sin \psi \cdot r_{2y} - \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot r_{2x})). \end{aligned}$$

Рассмотрим правые части уравнений, представляющие собой моменты, действующие по соответствующим осям системы. Основными внешними моментами, действующими на космический летательный аппарат в космосе, являются гравитационный, магнитный, а также случайный возмущающий момент. Величина каждого из них различна для разных типов космических летательных аппаратов (для различных участков траектории полета) и зависит от размеров, формы и других свойств конкретного космического летательного аппарата [6].

3. Моделирование динамики КЛА

Для моделирования динамики КЛА с учетом четырех ДМ зададимся необходимыми параметрами КЛА и ДМ.

1. В качестве КЛА рассматриваем спутник в форме параллелепипеда с моментами инерции:

$$I_{xx} = 86,215 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_{yy} = 85,070 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_{zz} = 113,565 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

остальные моменты инерции равны нулю.

2. Двигатели-маховики для рассматриваемого спутника подбираем из следующих условий.

Габариты блока двигателей-маховиков должны соответствовать габаритам спутника.

Управляющий момент, создаваемый двигателями-маховиками, должен превышать максималь-

ный возмущающий момент с разумным запасом в пределах 1,5...2; должно выполняться соотношение:

$$I_{xx} \omega_{x, \max} + H_{x, \max} = 0;$$

$$I_{yy} \omega_{y, \max} + H_{y, \max} = 0;$$

$$I_{zz} \omega_{z, \max} + H_{z, \max} = 0,$$

где I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} – моменты инерции КЛА относительно соответствующих осей; $H_{x, \max}$, $H_{y, \max}$, $H_{z, \max}$ – максимальные кинетические моменты маховиков КЛА относительно соответствующих осей.

Таким образом, зная кинетические моменты КЛА и задавшись максимальной угловой скоростью для каждой оси, определяются максимальные значения кинетических моментов. Данным условиям соответствуют маховики типа 17М71, выпускаемые НПП «Полус» [7]. Технические характеристики данного ДМ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики ДМ

Наименование	Максимальный кинетический момент, кг·м ² /с	Максимальный управляющий момент, Н·м	Потребляемое напряжение, В	Максимальная частота вращения маховика, об/мин	Момент инерции маховика, кг·м ²
ЭМИО 17М71	11,77	0,15	27 ⁺⁷ ₋₄	3500	0,034

3. Расстояния между центрами масс ДМ и КЛА примем равными нулю.

4. Четвертый маховик установлен под углами 45 градусов к осям связанной с корпусом КЛА СК.

Структурная схема КЛА как объекта стабилизации представлена на рис. 4.

Исследуем реакцию КЛА на возмущающее воздействие, создаваемое по каждой из осей. Величину и вид возмущающего воздействия зададим законом, представленным на рис. 5.

Реакции КЛА на возмущение по каждой из осей представлены на рис. 6 – 8.

Атрибуты модели:

- 1) точность оценочных коэффициентов модели: 10^{-4} ;
- 2) диапазон возмущений (прикладываемые моменты): от $-1 \cdot 10^{-2}$ до $1 \cdot 10^{-2}$ Н·м;
- 3) углы поворота КЛА изменяются в диапазоне от -80 до 80 градусов;
- 4) угловые скорости маховиков изменяются в диапазоне от -366 до 366 рад/с;
- 5) для решения уравнений был выбран метод интегрирования на основе метода Гира (ode15s).

Относительная погрешность – 0,01, абсолютная погрешность – $1 \cdot 10^{-6}$;

- 6) интервал интегрирования: 150 сек;
- 7) шаг интегрирования: изменяемый.

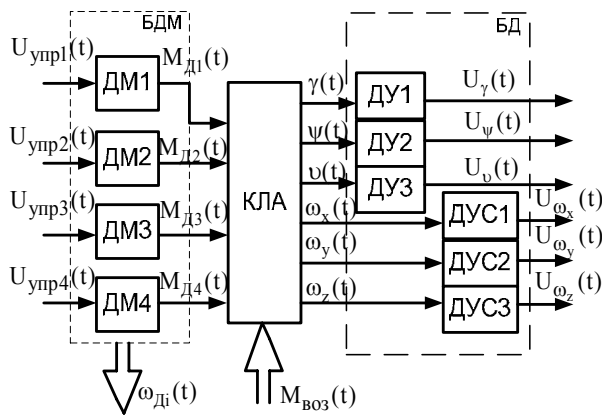


Рис. 4. Структурная схема КЛА как объекта стабилизации: ДУ i – датчик угла i -го канала стабилизации; ДУС i – датчик угловой скорости i -го канала стабилизации ($i = \overline{1,3}$); $U_\gamma(t)$, $U_\psi(t)$, $U_\varphi(t)$ – напряжение на соответствующем датчике угла; $U_{\omega_x}(t)$, $U_{\omega_y}(t)$, $U_{\omega_z}(t)$ – напряжение на соответствующем датчике угловой скорости

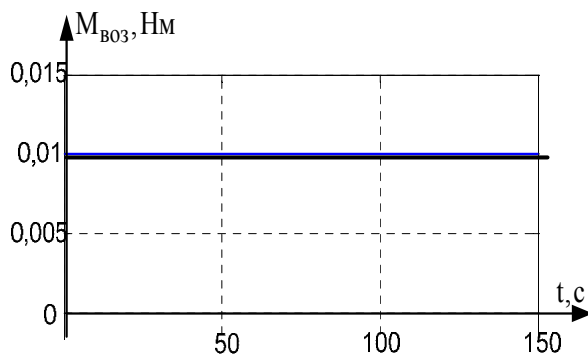


Рис. 5. Возмущающий момент

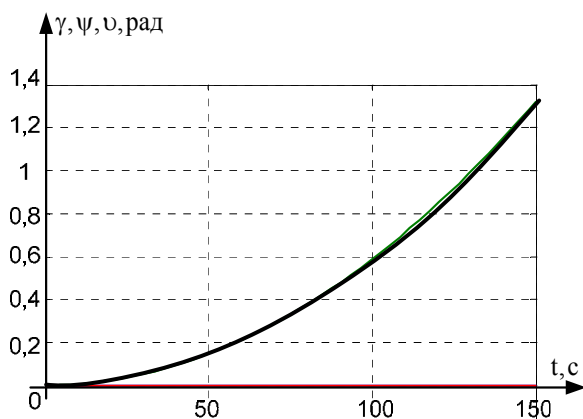


Рис. 6. Реакция КЛА по углам

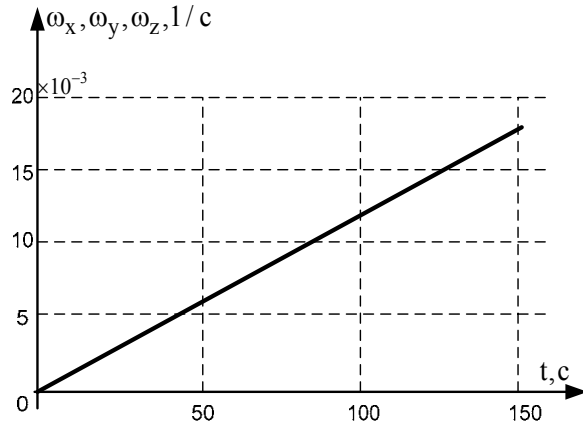


Рис. 7. Реакция КЛА по угловым скоростям корпуса

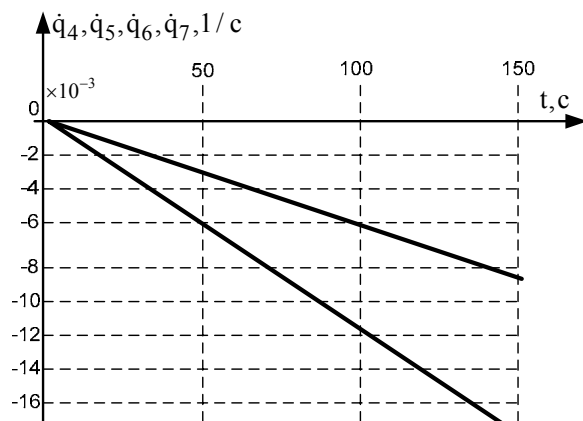


Рис. 8. Реакция КЛА по угловым скоростям ДМ

Выводы

Получена и исследована нелинейная математическая модель КЛА с четырьмя ДМ. Данную модель можно упрощать и использовать в задачах управления КЛА.

Литература

1. Хорошилов Е.В. К вопросу управления ориентацией космических аппаратов с использованием избыточных блоков двигателей-маховиков / Е.В. Хорошилов, С.В. Хорошилов // Системные технологии. – 2004. – №4 (33). – С. 154-162.
2. Хорошилов Е.В. Сравнительный анализ алгоритмов поиска экстремума применительно к задаче выбора параметров закона управления много-режимных систем ориентации космических аппаратов / Е.В. Хорошилов // Системные технологии. – 2005. – №3 (38). – С. 96-101.
3. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
4. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.

5. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И. Каргу. – М.: Машиностроение, 1973. – 176 с.

6. Wie B. *Space Vehicle Dynamics and Control* / B. Wie // *AIAA Education Series*. – AIAA Inc. Reston. – 1998. – № 7. – P. 125-132.

7. Гавриленко О.И. Оптимальная система стабилизации КЛА с электромаховичными исполнительными органами / О.И. Гавриленко, О.В. Резникова, О.А. Лученко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №6 (32). – С. 24-34.

Поступила в редакцию 1.12.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой 303 Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

НЕЛІНІЙНА МОДЕЛЬ КОСМІЧНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ЧОТИРМА ДВИГУНАМИ-МАХОВИКАМИ

А.С. Кулік, О.Г. Гордін, О.В. Резнікова

Розглянуті питання, пов'язані з отриманням нелінійної моделі, що описує динаміку космічного літального апарата (КЛА) з чотирма двигунами-маховиками (ДМ). Наведено функціональні схеми ДМ та КЛА як об'єкта стабілізації в цілому. Враховується несиметричність КЛА, розташування ДМ відносно центра мас. Оцінено збурюючі моменти, що діють на корпус КЛА, на основі яких обрані параметри ДМ. Проведено моделювання динаміки системи КЛА-маховики на основі нелінійної моделі. Отримані результати дозволяють використовувати такі моделі в задачах проектування систем управління КЛА.

Ключові слова: космічний літальний апарат, двигун-маховик, надмірність, нелінійна модель, кінетична енергія.

NONLINEAR MODEL OF THE SPACECRAFT WITH FOUR REACTION WHEELS

A.S. Kulik, A.G. Gordin, O.V. Reznikova

The questions connected with definition of nonlinear model that describe the dynamic of the spacecraft with four reaction wheels are considered by authors. Functional models of reaction wheel and spacecraft as an object of stabilization are adduced. Asymmetry of spacecraft and location of reaction wheels in relation to centre-of-mass, are taken into account. Evaluated disturbance moments acting on the spacecraft, in virtue of that certain parameters of reaction wheels are choose. The modelling of dynamic of the system spacecraft-reaction wheels is conducted on the basis of the nonlinear model. The received results allow to use such model at design of spacecraft control systems.

Key words: spacecraft, reaction wheel, redundancy, nonlinear model, kinetic energy.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедри систем управління летательных аппаратов, декан факультета систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Гордін Александр Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Резникова Ольга Викторовна – аспирант кафедри систем управління летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, amauz@d3.khai.edu.

УДК 629.78.054

И.Н. БАНДУРА, И.Ю. ДЫБСКАЯ, В.В. ЖАЛНИНА

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМА РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Работоспособность активных систем с реактивными двигателями возможна только в том случае, если на борту космического летательного аппарата (КЛА) имеются запасы рабочего тела. Поэтому расход рабочего тела на управление КЛА должен быть минимальным. Таким образом, синтез оптимальных по расходу рабочего тела алгоритмов управления угловым положением космического объекта является актуальным. В статье проведен синтез оптимального алгоритма в режиме разворота КЛА. При оптимальном по быстрдействию развороте расход рабочего тела значительный в силу постоянного включения сопел, поэтому поставлена задача получения оптимального по расходу рабочего тела алгоритма разворота КЛА.

Ключевые слова: режим разворота, оптимальный алгоритм, оптимальная траектория движения, расход рабочего тела, оптимальное быстрдействие.

Введение

Современный космический летательный аппарат оснащен системой управления, включающей целый комплекс отдельных подсистем. Проведение научных исследований и техническое применение летательного аппарата предполагает вполне определенную ориентацию углового положения аппарата в пространстве [1, 2]. Непрерывное повышение требований к эффективности систем управления вызывает необходимость использования предельных возможностей САУ, создания оптимальных систем. Для решения задачи синтеза оптимальной системы широко используются методы вариационного исчисления, принцип максимума Л.С. Понтрягина, метод динамического программирования Беллмана, градиентный метод и другие [3 – 5].

1. Постановка задачи исследования

Рассмотрим задачу оптимального по расходу рабочего тела разворота космического объекта за ограниченное время при ограничениях на управляющий момент. Примем, что разворот осуществляется только в канале тангажа, а в других каналах углы и скорости пренебрежимо малы. Будем решать задачу для космического аппарата, движение которого при плоском развороте описывается следующей системой дифференциальных уравнений первого порядка [1]:

$$\begin{cases} \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_Z; \\ \frac{d\omega_Z}{dt} = m_Z, \end{cases} \quad (1)$$

где ϑ – угол тангажа;

ω_Z – проекция угловой скорости;

m_Z – приведенный момент;

$$m_Z = \frac{M_Z}{J},$$

где M_Z – прикладываемый к космическому аппарату момент;

J – момент инерции объекта относительно оси Z .

Синтезируем алгоритм разворота, минимизирующий расход рабочего тела при заданном времени разворота. Используем для этой цели принцип максимума Понтрягина [4].

2. Синтез алгоритма разворота космического аппарата

Введем переменные состояния (фазовые координаты) как

$$\vartheta = X_1; \quad \omega_Z = X_2.$$

Тогда уравнения движения объекта для рассматриваемого случая можно записать как

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2; \\ \dot{X}_2 = m_Z. \end{cases} \quad (2)$$

Минимизируемый функционал имеет вид

$$I = \int_{t_0}^{t_K} |m| dt, \quad (3)$$

где $(t_K - t_0)$ – время разворота.

Управляемые координаты удовлетворяют следующим условиям:

$$\begin{aligned} X_1(t_0) &= X_{10}, \quad X_1(t_K) = 0; \\ X_2(t_0) &= X_{20}, \quad X_2(t_K) = 0; \end{aligned} \quad (X_{10}, X_{20}) \in R,$$

где X_{10}, X_{20} – начальные значения по углу и угловой скорости объекта соответственно;

R – область фазовой плоскости переменных X_1, X_2 , содержащая начало координат.

Полученная функция Гамильтона будет иметь вид

$$H = \psi_1 X_2 + \psi_2 u - |u|. \quad (4)$$

Уравнения для сопряженных параметров имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_1(t) &= 0; \\ \dot{\psi}_2(t) &= -\psi_1(t). \end{aligned} \quad (5)$$

Из уравнений (5) находим

$$\begin{aligned} \psi_1(t) &= \psi_{10}; \\ \psi_2(t) &= -\psi_{10} \cdot t + \psi_{20}. \end{aligned} \quad (6)$$

Применительно к функциям (4) принцип максимума дает равенство

$$\psi_2 u^* - |u^*| = \max[\psi_2 u - |u|]. \quad (7)$$

Из этого равенства находим оптимальное уравнение u^* в виде функции параметра ψ_2 :

$$u^* = \begin{cases} 0 & \text{при } |\psi_2| < 1; \\ +1 & \text{при } \psi_2 \geq 1; \\ -1 & \text{при } \psi_2 \leq -1. \end{cases} \quad (8)$$

Построим оптимальную траекторию в случае, когда $\bar{X}(t_0) = (X_{10}, X_{20})$. Допустим, что оптимальное управление изменяется во времени как последовательность значений $(-1, 0, +1), (-1, +1)$, что легко устанавливается при заданном начальном состоянии системы из физических соображений. Тогда, начиная от момента $t = t_0$, оптимальное управление будет

$$u^*(t) = \begin{cases} -1 & \text{при } t_0 \leq t \leq t_1; \\ 0 & \text{при } t_1 < t < t_1 + t_2; \\ +1 & \text{при } (t_1 + t_2) \leq t \leq (t_1 + t_2 + t_3), \end{cases} \quad (9)$$

где t_1, t_2, t_3 – продолжительность временных интервалов, в течение которых $u^*(t)$ остается постоянным.

Обозначая:

$$\begin{aligned} \bar{X}(t_1) &= (X_{11}, X_{21}); \\ \bar{X}(t_1 + t_2) &= (X_{12}, X_{22}); \\ \bar{X}(t_1 + t_2 + t_3) &= (0, 0) \end{aligned} \quad (10)$$

и требуя, чтобы

$$t_P = t_K - t_0 = t_1 + t_2 + t_3,$$

где t_P – время разворота,

из кусочно-непрерывного решения системы уравнений (2) находим

$$\begin{aligned} t_1 &= X_{20} - X_{21}; \quad t_2 = \frac{X_{12} - X_{11}}{X_{21}}; \quad t_3 = -X_{21}; \\ X_{12} &= \frac{1}{2} X_{21}^2. \end{aligned}$$

В соответствии с равенством (10) получаем следующее алгебраическое уравнение линии переключения в четвертом квадранте

$$\frac{3}{2} X_{21}^2 + (t_P - X_{20}) X_{21} + X_{11} = 0. \quad (11)$$

Кривая представляет собой параболу, вершина которой имеет координаты

$$X_{1\Pi} = \frac{(t_P - X_{20})^2}{6}; \quad X_{2\Pi} = -\frac{t_P - X_{20}}{3}.$$

Пересечение этой кривой (кривая 2 на рис. 1) с параболой (кривая 1), проходящей через начало координат, дает точки с координатами

$$X_{1*} = \frac{(t_P - X_{20})^2}{8}; \quad X_{2*} = -\frac{t_P - X_{20}}{2}.$$

Отметим, что координаты вершины параболы и первой точки пересечения однозначно определяются величиной t_P , а также начальной угловой скоростью X_{20} и не зависят от начального отклонения.

Первоначальное движение ($u = -1$) происходит по параболе (кривая 3), уравнение которой имеет вид

$$X_1 = X_{10} + \frac{X_{20}^2}{2} - \frac{X_2^2}{2}.$$

Решая это уравнение при $X_1 = X_{11}$ и $X_2 = X_{21}$ совместно с (11), находим координаты точек пересечения параболы 3 с параболой 2:

$$X_{21} = -\frac{t_P - X_{20}}{2} \pm \frac{1}{2} \sqrt{(t_P - X_{20})^2 - 4X_{10}}. \quad (12)$$

Фазовая траектория оптимального разворота показана на рис. 1.

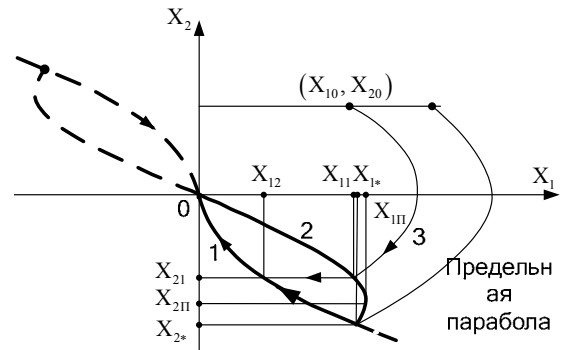


Рис. 1. Оптимальные фазовые траектории разворота

Очевидно, что точка переключения соответствует знаку «+». Решение имеет смысл при

$$t_p^2 - 2t_p X_{20} - X_{20}^2 - 4X_{10} \geq 0. \quad (13)$$

Это соотношение приводится к виду

$$(t_p - t_{p1})(t_p - t_{p2}) \geq 0,$$

$$\text{где } t_{p1,2} = X_{20} \pm \sqrt{2X_{20}^2 + 4X_{10}}.$$

Учитывая, что $t_{p1} > 0$, а $t_{p2} < 0$ условие (13) выполняется лишь при

$$t_p \geq t_{p1} = X_{20} + \sqrt{2X_{20}^2 + 4X_{10}}.$$

Сравнивая выражение (12) при $t_p = t_{p1}$ с соответствующим выражением (11), замечаем, что существует предельный случай, когда все три параболы имеют одну общую точку, причем параболы 2 и 3 в этой точке касаются. Следовательно, при

$$t_p \leq t_{p*} = X_{20} + \sqrt{2X_{20}^2 + 4X_{10}} \quad (14)$$

условие минимизации расхода топлива не выполняется, и оптимизация осуществляется по критерию максимального быстродействия (время t_{p*} является минимально возможным при заданных начальных условиях X_{10} и X_{20}), так как движение происходит лишь по параболам 3 и 1.

Минимизация расхода топлива возможна, если требуемое время разворота больше времени разворота, соответствующего максимальному быстродействию, за счет включения промежуточного участка движения по инерции (естественный разворот с отключенными двигателями) [5]. При заданном значении t_{p*} для каждого X_{20} имеется вполне определенная парабола 2, и условие (13) выполняется при определенных начальных отклонениях

$$X_{10} \leq \frac{t_{p*}^2}{2} - \left(\frac{t_{p*} - X_{20}}{2} \right)^2.$$

Это выражение определяет область начальных условий, допускающих минимизацию расхода при данном t_p . На рис. 1 показана предельная парабола, которая делит правую полуплоскость на две части. Слева располагаются точки X_{10} , X_{20} , допускающие минимизацию расхода при $t_p > t_{p*}$, а справа – точки, для которых задача минимизации расхода не имеет смысла, так как система может быть переведена в состояние $X(t_p) = (0, 0)$ по параболам 3 и 1 с постоянно включенными двигателями за время $t_p > t_{p \min}$. Определим время t_p программного разворота космического аппарата, уравнения движения которого имеют вид

$$\begin{aligned} \ddot{X}_1 &= m_Z; \\ \dot{X}_1 &= \dot{X}_1(t_0) + m_Z \cdot t; \end{aligned} \quad (15)$$

$$X_1 = X_1(t_0) + \dot{X}_1(t_0) \cdot t + 0,5 \cdot m_Z \cdot t^2.$$

Подставив в (15) значения переменных для ко-

нечной точки траектории, получим

$$\begin{aligned} \vartheta_p &= 0,5 \cdot m_Z \cdot t_p^2; \\ t_p &= \sqrt{\frac{2\vartheta_p}{m_Z}}. \end{aligned} \quad (16)$$

Расход рабочего тела для одного разворота

$$G = G_{\text{сек}} \cdot t_p, \quad (17)$$

где $G_{\text{сек}}$ – секундный расход рабочего тела.

3. Моделирование динамики системы управления в режиме разворота

Промоделируем алгоритм разворотов для КЛА [1] с помощью прикладного пакета программы Mat-Lab Simulink.

Для начала промоделируем систему с оптимальным по быстродействию управлением, приводящим КЛА из начального в конечное состояние. Начальные условия: $X1(0) = 180^\circ$, $X2(0) = 1^\circ/\text{с}$. Необходимо перевести объект в точку с координатами (0; 0). В результате моделирования получаем фазовую траекторию (рис. 2, а). Для наглядности на рис. 2, б, в, г приведены графики изменения управления, угла и угловой скорости. Как видно из полученных графиков, управление переводит объект управления из начального состояния с координатами (180;1) в конечное с координатами (0;0). Однако совершение программного разворота за минимальное время нерационально для космического летательного аппарата, находящегося длительное время на орбите, так как требует больших затрат рабочего тела. В таком случае более эффективным является алгоритм с оптимальным управлением (9). Схема моделирования углового движения космического аппарата в режиме разворота с законом управления (9) без учета наличия у ДУС зоны нечувствительности приведена на рис. 3. На схеме блок DEE (Differential Equation Editor – блок решения дифференциальных уравнений) реализует систему уравнений (1) и задание ненулевых начальных значений, приведенных выше. Блоки констант задают следующие значения: M_Z – значение прикладываемого к космическому аппарату момента; pitch – требуемое значение угла разворота КЛА по тангажу; I_Z – значение момента инерции КЛА. Блоки Dead Zone и Transport Delay имитируют зону нечувствительности и запаздывание исполнительных органов КЛА соответственно. XY Graph 1 – блок получения фазового портрета. Блоки Scope служат для отображения переходного процесса по углу тангажа. R2D – блоки преобразования величин из радиан в градусы.

Результаты моделирования представлены на рис. 4.

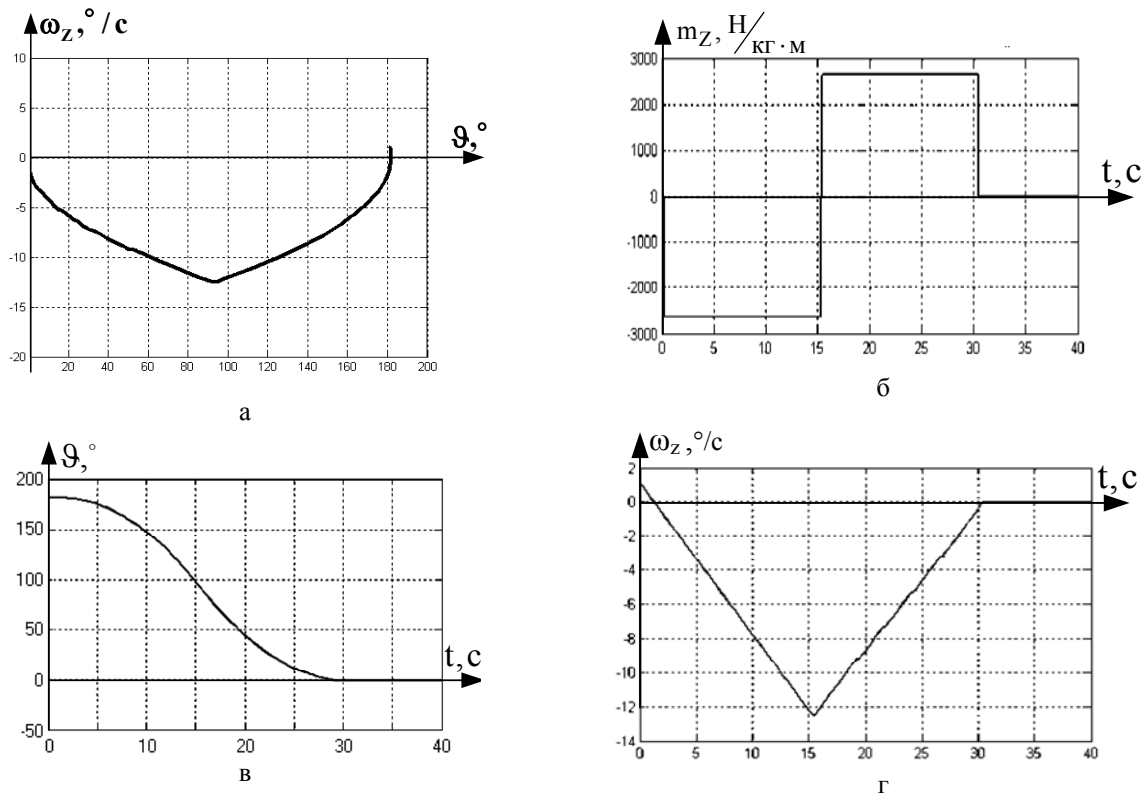


Рис. 2. Результаты моделирования схемы разворота КЛА:

а – фазовая траектория разворота, оптимального по расходу топлива; б – график изменения управляющего воздействия; в – график изменения угла; г – график изменения угловой скорости

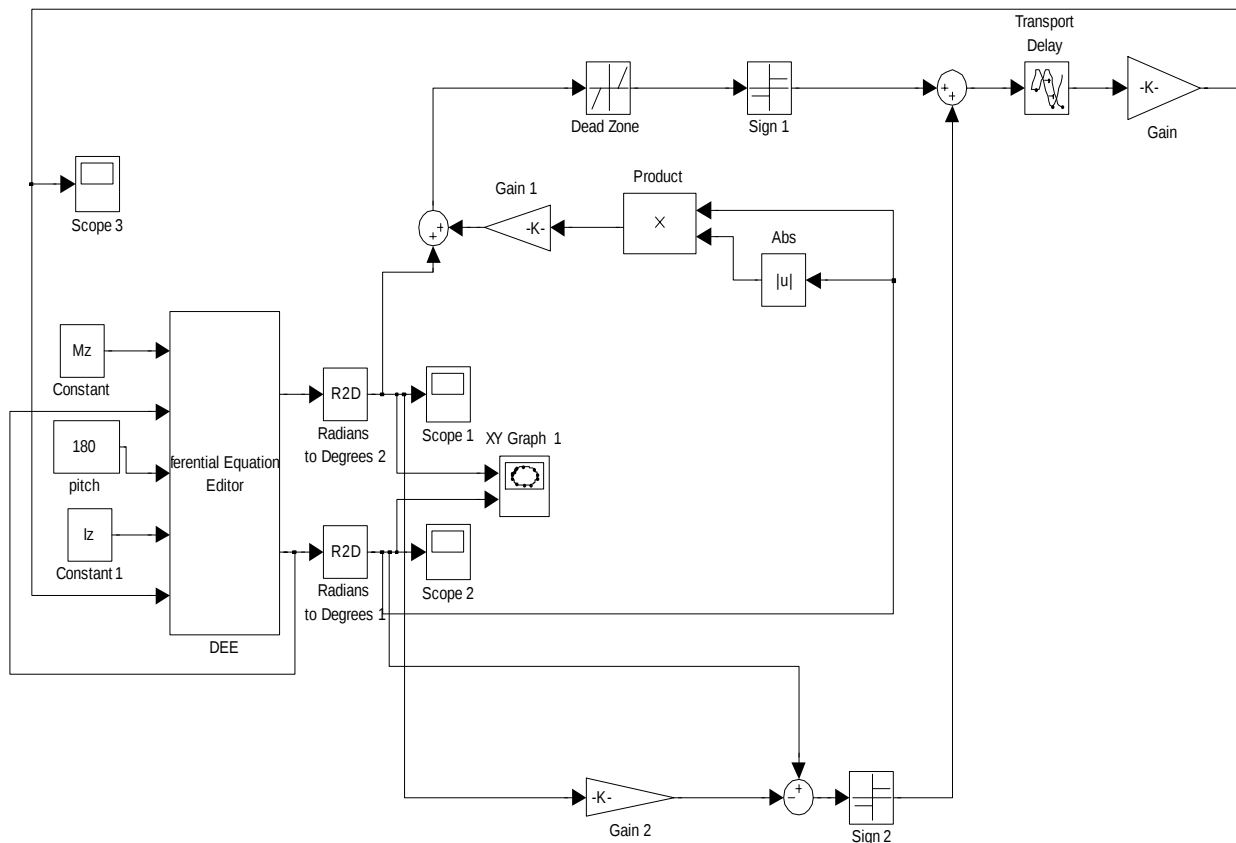


Рис. 3. Машинная модель системы

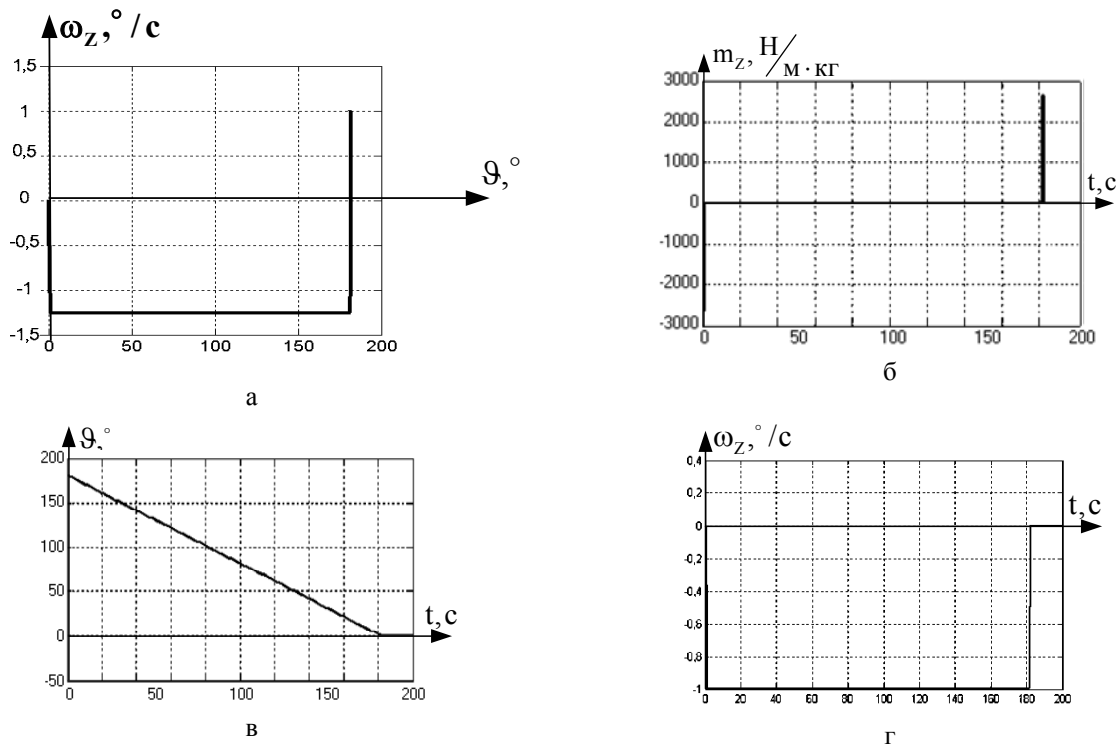


Рис. 4. Результаты моделирования схемы разворота КЛА:

а – фазовая траектория разворота, оптимального по расходу топлива; б – график изменения управляющего воздействия; в – график изменения угла; г – график изменения угловой скорости

Как видно из полученных графиков, для осуществления разворота, оптимального по расходу рабочего тела, сначала подается на объект сигнал управления $u(t) = -1$.

Эта информация на выходе БЦВМ является командой на включение сопла, создающего отрицательный управляющий момент. Когда состояние $(X_1(t), X_2(t))$ оказывается на линии переключения, заданной уравнением (11), БЦВМ выдает информацию $u(t) = 0$ и происходит отключение двигателей.

При достижении следующей линии переключения БЦВМ выдает сигнал $u(t) = +1$ и происходит включение сопла, создающего положительный момент.

Экономия расхода рабочего тела обеспечивается вследствие естественного разворота КЛА по инерции с отключенными двигателями. При этом траектория движения определяется уравнениями

$$\begin{aligned} X_2(t) &= X_2(t_0) = \text{const}; \\ X_1(t) &= X_1(t_0) + X_2(t_0) \cdot t. \end{aligned}$$

Рассчитаем расход рабочего тела для двух случаев: разворота оптимального по быстродействию и разворота оптимального по расходу рабочего тела.

Из уравнения (17) можем записать

$$G = G_{\text{сек}} \cdot 2t_{\text{вкл}},$$

где $t_{\text{вкл}}$ – время, в течение которого включены двигатели:

$$t_{\text{вкл}} = \frac{X_{21}}{m_z}.$$

С учетом того, что $G_{\text{сек}}$ – секундный расход рабочего тела, с помощью полученных графиков определяем

$$G = G_{\text{сек}} \cdot 29,2;$$

$$G_{\text{опт}} = G_{\text{сек}} (1,35 + 1,2) [\text{кг}],$$

где G – расход рабочего тела при развороте оптимальном по быстродействию,

$G_{\text{опт}}$ – расход рабочего тела при развороте оптимальном по расходу рабочего тела.

Вычисляем отношение

$$G / G_{\text{опт}} = 29,5 / 2,25 = 11,45.$$

Полученные данные подтверждают, что расход рабочего тела для второго алгоритма значительно меньше (18,8 раз).

Заключение

Получен оптимальный по расходу рабочего тела алгоритм разворота КЛА.

Проведено моделирование системы управления с синтезированным алгоритмом, получены графики, отражающие разворот, а также оптимальная траектория движения на фазовой плоскости. Проведен расчет расхода рабочего тела, из полученных данных можно сделать вывод, что при оптимальном

управлении происходит экономия рабочего тела.

Направление дальнейших исследований предполагает синтез алгоритмов пространственного разворота КЛА на основе предложенного подхода, минимизирующего расход рабочего тела.

Литература

1. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.
2. Рюмин М.Н. Переориентация существенно несимметричного космического летательного аппарата с двигателями-маховиками / М.Н.Рюмин // XIII Міжнародна конференція з автоматичного

3. управління (Автоматика-2006), Вінниця, 25-28 вересня 2006 р. – Вінниця, 2006. – С. 263.

4. Соколов Ю.Н. Компьютерный анализ и проектирование систем управления. Ч.3. Оптимальные системы: учеб. пособие для вузов / Ю.Н. Соколов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 272 с.

5. Пупков К.А. Методы классической и современной теории автоматического управления: В 5-ти т.; 2-е изд., перераб. и доп. – Т. 4: Теория оптимизации систем автоматического управления / К.А. Пупков, Н.Д. Егунов. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 744 с.

6. Оптимальное управление движением / В.В. Александров, В.Г. Болтянский, С.С. Лемак, Н.А. Парусников, В.М. Тихомирова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. – 376 с.

Поступила в редакцию 15.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры автоматики и управления в технических системах А.И. Рогачев, Национальный технический университет „ХПИ”, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМУ РОЗВОРОТУ КОСМІЧНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

І.М. Бандура, І.Ю. Дибська, В.В. Жалніна

Працездатність активних систем з реактивними двигунами можлива лише тоді, коли на борту космічного літального апарату (КЛА) є запаси робочого тіла. Тому витрати робочого тіла на управління КЛА повинні бути мінімальними. Таким чином, синтез оптимальних за витратою робочого тіла алгоритмів управління кутовим положенням космічного об'єкту є актуальним. У статті було проведено синтез оптимального алгоритму в режимі розвороту КЛА. У випадку оптимального з швидкодії розвороту витрати робочого тіла значні в силу постійного включення сопел, тому поставлена задача отримання оптимального з витрат робочого тіла алгоритму розвороту КЛА.

Ключові слова: режим розвороту, оптимальний алгоритм, оптимальна траєкторія руху, витрати робочого тіла, оптимальна швидкодія.

RESEARCH OF OPTIMAL ALGORITHM OF TURN SPACESHIP

I.N. Bandura, I.Yu. Dibskaya, V.V. Zhalnina

Operation time of active systems with jet engines is defined by quantity of fuel, located onboard spaceship (SS). Therefore the fuel consumption for control of SV angular motion should be minimal. Thus, synthesis of optimal fuel consumption algorithms of angular position control of space object is very important. Synthesis of optimal algorithm in SS turn mode is presented. In case of optimal turn with minimal time the fuel consumption is rather significant, therefore the control algorithm for SV turn mode minimizing fuel consumption is presented.

Keywords: turn mode, optimal algorithm, optimal trajectory of motion, fuel consumption, optimal performance.

Бандура Иван Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Дыбская Ирина Юрьевна – канд. техн. наук, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: irinadyb@gmail.com.

Жалнина Виктория Васильевна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.067 (045)

Ю.П. ПУЧКОВ, М.Ф. МОЛОДЦОВ, Д.В. ПОПОВ

Національний авіаційний університет, Україна

ОЦІНКА БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН З ВИКОРИСТАННЯМ ІМОВІРНІСНИХ КРИТЕРІЇВ

Розглянуто один з можливих шляхів оцінки рівня безпеки польотів з урахуванням людського чинника та використання імовірнісних критеріїв. Оцінити рівень безпеки можна за допомогою статистичних критеріїв, що широко використовуються в даний час. Імовірність безпомилкового виконання операцій в процесі технічного обслуговування кожного фахівця можливо розглядати як суму окремих його характеристик. При цьому необхідно прийняти єдину шкалу оцінювання, достатньо розширену, по якій можна було б оцінити кожен параметр, що характеризує ймовірність безпомилкового виконання своїх обов'язків, більшість з яких розподілені по нормальному закону.

Ключові слова: людський чинник, імовірнісні критерії, шкала оцінювання, технічне обслуговування польотів, імовірність здійснення помилки, експертне оцінювання.

Вступ

Як відомо, безпека польотів повітряного судна (ПС) є інтегральною характеристикою авіаційної транспортної системи (АТС), що включає сукупність властивостей самого ПС, його екіпажу, наземних служб обслуговування і забезпечення організації функціонування АТС, а також умов, в яких ця система функціонує. При цьому передбачається, що характеристики окремих складових АТС, що беруть участь у виконанні польотів, відповідають вимогам, що пред'являється до них. Чому ж, при достатньо жорстких вимогах, викладених у ряді нормуючих і керівних документів, спостерігається значна кількість авіаційних подій (АП), що відбуваються з ПС? Відповідь на відносно легке питання є досить складною і деколи носить суперечливий характер.

Постановка завдання

Аналіз статистичного матеріалу по авіаційних подіях, що відбулися з ПС як за інформацією ІКАО, МАК і Госавіаслужби України, так і у ряді статей і звітів приведено немало [1,2, і т.п.]. У всіх цих документах підтверджується та обставина, що основна частина АП відбувається з вини людського чинника і складає на сьогодні до 80% всіх причин подій, що відбулися.

При цьому також відомо, чим більше вибірка випадкових подій, до яких можна віднести авіаційні події, тим більш достовірні отримані результати. Проте, спиратися на ці данні дуже дорого як експлуатанту, галузі, так і державі в цілому. Окрім мізерних коментарів про набуті значення оцінок рівня

безпеки польотів далі справа, на жаль, не йде і, як нам здається, із-за організаційних проблем.

Спроби враховувати людський чинник традиційно відносились до роботи льотного екіпажу та недостатньо розглядалися ті аспекти людського фактору, які б спроможні були впливати на персонал, що проводить технічне обслуговування ПС і контроль якості виконаних робіт по ТО. Це доволі таки серйозний пропуск, оскільки помилка обслуговуючого персоналу оказує такий самий критичний вплив на безпеку виконання польоту, як і помилки пілотів або диспетчерів керування повітряним рухом.

Зростаюча складність ПС, багатократне резервування систем та їх автоматизація зменшують навантаження на льотний екіпаж, але підвищують вимоги до технічних фахівців, що обслуговують ПС.

Яким би математичним апаратом ми не користувалися для обробки наявних статистичних матеріалів по авіаційних подіях і на цій основі намагалися виробити рекомендації по запобіганню подібним до них, ми намагаємося двічі увійти до однієї і тієї ж ріки, а як відомо, це зробити неможливо.

Абсолютно однакових авіаційних подій не буває, хоча їх класифікація може бути однією і тією ж, оскільки зрештою дуже рідко в актах по розслідуванню АП можна виявити конкретну причину того, що відбулося. В більшості випадків, в актах по розслідуванню авіаційних подій причини того, що відбулося, носять гаданий (імовірнісний) характер. Це відбувається з різних причин як суб'єктивних, так і об'єктивних, які фахівцям досить добре відомі.

У сучасних роботах по даній проблематиці немає і натяку на те, що необхідно робити для ство-

рення рекомендацій, направлених на підвищення або підтримку досягнутого рівня безпеки польотів до настання ситуації, що приводить до важких наслідків, використовуючи поточні матеріали по менш тяжких подіях, що відбуваються, які, в свою чергу, відбулися з різних причин. Існуюче положення справ не відповідає принципам, викладеним в [5(п.2.4.)] в тому сенсі, що не виконуються або виконуються не в повному обсязі такі положення як:

- принцип випередження – передбачає діяльність, яка носить випереджаючий характер, направлений на своєчасне виявлення і усунення негативних чинників, які можуть привести до авіаційних подій;

- принцип виявлення і усунення причин – передбачає проведення профілактичної роботи, направленої на усунення виявлених недоліків;

- принцип адекватності – відповідність заходів щодо безпеки реальним і потенційним загрозам.

Це все віддано на відкуп експлуатантів, які напевно чи мають можливість якісно оцінювати досягнутий рівень безпеки польотів, а тим більше його прогнозувати на певний період часу із-за малої вибірки подій, що відбуваються, обмежених засобів і відсутності відповідних штатів, хоча кожен експлуатант повинен мати свою програму по забезпеченню безпеки польотів, затверджену Державною авіаційною адміністрацією. Передбачити в ній постійно змінну картину подій, що відбуваються, достатньо складно, а виділяти кошти для відповідних досліджень, результати яких здаються ілюзорними, на сьогоднішній момент часу напевно чи хто буде.

Оцінити рівень безпеки можна за допомогою статистичних критеріїв, що широко використовуються в даний час. Вони підрозділяються на загальні і часткові, абсолютні і відносні. Загальні показники характеризують рівень БП інтегральний, враховуючи вплив на неї всіх чинників, а часткові – окремих чинників або їх груп [2].

Відомо також, що оцінити рівень БП, окрім статистичних критеріїв (показників), можливо за допомогою імовірнісних [1 – 3].

У інформаційних випусках Державної авіаційної адміністрації по безпеці польотів в даний час [4] використовують загальні абсолютні статистичні показники (тобто число АП за даний період часу) і, з недавнього часу, – відносні (кількість АП на 10^5 годин польоту і кількість жертв на 10^6 перевезених пасажирів) відповідно до вимоги наказу Міністерства транспорту [4].

Відомо також, що імовірнісні показники безпеки польотів обчислюють з використанням методів теорії ймовірності (аналітичним шляхом). Вони дозволяють:

- оцінити вплив окремого несприятливого чинника або їх сукупності на рівень БП;

- визначити відповідність фактичного рівня БП заданому;

- оцінити ефективність заходів і доопрацювань на АТ, направлених на підвищення БП, ще до їх практичної реалізації;

- відшукати найбільш слабкі місця в забезпеченні БП і розробити ефективні заходи для її підвищення;

- оптимізувати рівень БП з урахуванням вартості і ефективності ПС і, крім того, прогнозувати стан рівня безпеки польотів на майбутнє, при певних допущеннях.

Проте, в даний час їх не використовують з ряду причин. Хоча підстави для їх застосування в даний час, на наш погляд, є завдяки наявності могутньої обчислювальної техніки, що є у кожного експлуатанта у вигляді персональних комп'ютерів.

Їх застосування вимагає визначення ряду імовірнісних характеристик, таких як ймовірність появи і не появи несприятливого чинника, а також умовної ймовірності парирування і не парирування його наслідків екіпажем або групою керівництва польотів.

Визначення ймовірнісних характеристик

Визначення імовірнісних характеристик вимагає наявності у кожного експлуатанта відповідної бази даних: на кожного авіаційного фахівця ПС, наземного устаткування і засобів забезпечення польотів, стану метеоумов на аеродромі вильоту, по маршруту, запасних аеродромів і кінцевому пункті маршруту. Ця база даних повинна постійно оновлюватися, оскільки характеристики елементів АТС постійно змінюються.

За наявності цих даних представляється можливим визначити у будь-який момент часу рівень БП при дії одного або групи несприятливих чинників по відомих критеріях.

Якщо характеристики надійності авіаційної техніки r_T і q_T можуть бути визначені відносно просто, а умовна ймовірність варіації наслідків відмов r_T самої техніки передбачається відомою (наявність резервування агрегатів і систем, засобів автоматизованого парирування наслідків виникаючих відмов), то визначення подібних характеристик, властивих кожній людині, достатньо складне.

Наприклад, розглянемо складання виразу у разі дії на систему «екіпаж – ПС – середовище» n несприятливих, незалежних чинників.

Після ряду перетворень маємо вираз [2]:

$$P_{\text{БП}}(t) = \prod_{i=1}^n P_{\text{БП}i}(t) = \prod_{i=1}^n (p_i + q_i \cdot r_i), \quad (1)$$

де $P_{\text{БП}}(t)$ – ймовірність благополучного завершення польоту;

$P_{\text{БП}i}(t)$ – ймовірність благополучного результату польоту при дії на систему i -го чинника;

r_i – умовна ймовірність парирування наслідків i -го чинника.

Ймовірність протилежної події $Q_{\text{АП}}(t)$ визначається як:

$$Q_{\text{АП}}(t) = 1 - P_{\text{БП}}(t). \quad (2)$$

Після ряду перетворень виразу (2) одержимо:

$$Q_{\text{АП}}(t) \approx \sum_{i=1}^n Q_i. \quad (3)$$

Вирази (1) і (3) можуть бути використані для розрахунку рівня БП або рівня ризику в одному польоті, якщо його розглядати таким, що складається з n етапів, а під P_i і Q_i розуміти, відповідно, рівень безпеки або рівень ризику при виконанні i -го етапу польоту.

Для приблизної оцінки рівня БП або порівняння набутого значення ймовірності безпечного завершення польоту з розрахунковими можна скористатися поняттям коефіцієнта ризику по окремих етапах польоту ПС з урахуванням тривалості його перебування на окремих етапах [3, 4]:

$$Q_{\text{АП}}(t) \approx 1 - \prod_{i=1}^n \prod_{j=1}^m P_{ij}, \quad (4)$$

де m – кількість етапів польоту.

Експлуатація ПС підрозділяється на наземну експлуатацію і експлуатацію ПС у польоті. Основне призначення наземної експлуатації – підготовка і забезпечення надійної роботи авіаційної техніки у польоті. У свою чергу, наземна експлуатація включає: виконання різних форм підготовки, виконання доопрацювань, бюлетенів, ремонт і зберігання.

В процесі наземної експлуатації ПС піддається агресивній дії зовнішнього середовища, дії технічного персоналу в процесі технічного обслуговування. У процесі ТО на ПС працює велика кількість фахівців.

В процесі виконання окремих операцій людині властиво помилятися з різних причин.

Ймовірність безпомилкового виконання операцій в процесі технічного обслуговування кожного фахівця можливо розглядати як суму окремих його характеристик.

За базові характеристики авіаційного фахівця, ПС, що бере участь в ТО, можна прийняти: особові і професійні.

При цьому під особовими характеристиками слід розглядати:

- вік;
- стан здоров'я (об'єктивне);
- тип характеру;
- побутові умови;
- взаємини з колективом.

До професійних характеристик можна віднести такі:

- коли, де і з яким результатом закінчив базовий авіаційний учбовий заклад за даним профілем, форма навчання;
- досвід роботи в авіації;
- досвід роботи на даному виді авіаційної техніки на даній посаді;
- коли, де і з яким результатом пройшов чергові курси підвищення кваліфікації;
- якість виконуваних посадових обов'язків, при даній системі організації і забезпеченості процесу технічного обслуговування.

Шкала оцінювання

Найбільшим ступенем невизначеності володіють чинники з невідомими функціями приналежності. Звичайно до них застосовують процедуру експертного оцінювання діапазонів змін їх значень. Навіть самі довершені моделі не здатні нормально функціонувати через відсутність взаємопов'язаних процедур об'єктивних і суб'єктивних вимірювань показників, що характеризують різноманітні за своєю природою чинники, що підлягають обліку при дослідженні. Тому одна з головних проблем вимірювання – уніфікація вимірювань всіляких об'єктів з використанням числової системи, що дозволяє створити загальну формальну схему як об'єктивних, так і суб'єктивних вимірювань.

При цьому необхідно прийняти єдину шкалу оцінювання, достатньо розширену, наприклад таку, яку застосовують зараз в загальноосвітніх школах, по якій можна було б оцінити кожен параметр, що характеризує ймовірність безпомилкового виконання своїх обов'язків, більшість з яких розподілена за нормальним законом. Одержану величину балів потім перевести у ймовірність безпомилкової діяльності, приклад наведений на рис. 1.

Наприклад, розглянемо вплив віку на ймовірність здійснення помилки в процесі роботи фахівця (рис. 2). Відомо, що оптимальний вік виконавця знаходиться в діапазоні 30 ÷ 40 років. До досягнення цього віку позначається недосвідченість, а після нього – самовпевненість і втома. Так, наприклад, якщо оцінюється фахівець, вік якого 25 років, то величина імовірності здійснення помилки у нього буде рівна 0,1.

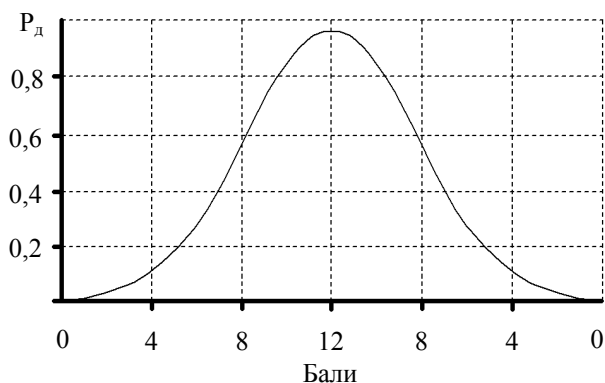


Рис. 1. Пропонований переклад величини одержаних балів у ймовірність успішного виконання функцій

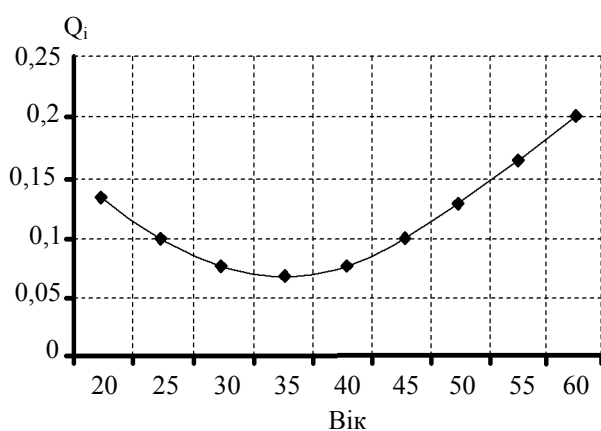


Рис. 2. Ймовірність здійснення помилки в процесі роботи фахівця залежно від його віку

Вплив температури навколишнього середовища на ймовірність здійснення помилок технічного персоналу приведений на рис. 3, звідки видно, що найбільш комфортна температура, при якій спостерігається найменша кількість помилок, складає приблизно 10 градусів за Цельсієм.

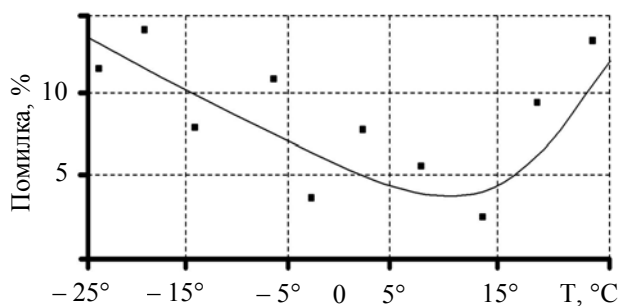


Рис. 3. Зміна відсотків помилкових дій технічного персоналу від температури навколишнього середовища

Висновки

В результаті одержимо множину ймовірнісних критеріїв безпомилкових дій для конкретного індивіда, підсумувавши які, одержимо його сумарний «портрет», який можна буде використовувати для обчислення рівня БП відповідно до виразу (4).

При аналізі ряду помилкових дій обслуговуючого персоналу запропоновано три класи стратегій дії при ТО ПС, кожен з яких визначається методом дії на помилки.

1. Зниження частоти помилок. Стратегія цього класу призначена для безпосередньої дії на джерело самої помилки. Прикладами таких стратегій є: забезпечення ремонтпридатності і полегшення доступу до обслуговуваних виробів, покращення підготовки обслуговуючого технічного персоналу.

2. Перехоплення помилок. Якщо помилка вже здійснена, то передбачаються заходи «перехопити» її до вильоту ПС в рейс. Прикладами таких стратегій є: контрольні перевірки правильності виконання якої-небудь задачі ТО, перевірки, що підтверджують правильність виконання окремих операцій, функціональні і експлуатаційні випробування, що проводяться після проведення регламентних робіт.

3. Терпимість до помилок. Терпимість до помилок – це здатність функціональної системи реагувати на помилку без серйозних наслідків. У випадку ТО ПС терпимість до помилок забезпечується як конструкцією самого літака, так і структурою системи його ТО.

Отримані результати можуть бути використані при здійсненні програм технічного обслуговування ПС і управлінні якістю ТО авіаційної техніки.

Література

1. Архипов М.С. Безопасность полётов летательных аппаратов / М.С. Архипов, В.С. Иванов, А.М. Киселёв. – К.: КВВАИУ, 1989. – 210 с.
2. Воробьев В.М. Вероятностная динамическая модель оценки отказобезопасности кабинного эргатического интерфейса / В.М. Воробьев, В.А. Захарченко, С.В. Енчев // Вісник НАУ: зб. наук. праць. – К.: НАУ, 2008. – С. 34-40.
3. Шишкин В.Г. Безопасность полётов и бортовые информационные системы / В.Г. Шишкин. – Иваново: МИК, 2005. – 240 с.
4. Информационный выпуск по безопасности полетов – К.: Государственная авиационная администрация. – 2006. – Вып. №1/8. – 64 с.
5. Положення про систему управління безпекою польотів на авіаційному транспорті. Наказ Міністерства транспорту України, від 19.08.03 № 650.

Надійшла до редакції 30.01.2009

Рецензент: канд. техн. наук, начальник службы організації управлінських систем Є.С. Сікорський, Державне підприємство Міністерства оборони України «Українська авіаційна транспортна компанія», Київ.

ОЦЕНКА БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЕРОЯТНОСТНЫХ КРИТЕРИЕВ

Ю.П. Пучков, Н.Ф. Молодцов, Д.В. Попов

Рассмотрен один из возможных путей оценки уровня безопасности полетов с учетом человеческого фактора и использованием вероятностных критериев. Оценить уровень безопасности можно с помощью статистических критериев, которые широко используются в настоящее время. Вероятность безошибочного выполнения операций в процессе технического обслуживания каждого специалиста можно рассматривать, как сумму отдельных его индивидуальных характеристик. При этом необходимо принять единственную шкалу оценивания, достаточно расширенную, по которой можно было бы оценить каждый параметр, который характеризует вероятность безошибочного выполнения своих обязанностей, большинство из которых распределены по нормальному закону.

Ключевые слова: человеческий фактор, вероятностные критерии, шкала оценивания, техническое обслуживание полётов, вероятность осуществления ошибки, экспертное оценивание.

ESTIMATION FLIGHT SAFETY OF AIRCRAFT WITH USING PROBABILISTIC CRITERION

Yu.P. Puchkov, N.F. Molodtsov, D.V. Popov

One of possible ways of estimation strength safety of flights is considered taking into account a human factor and by the use of probabilistic criteria. Estimating strength security is possible by statistical criteria which is widely use presently. Probability of faultless implementation of operations in the process of technical maintenance of every specialist, it is possible, to examine as a sum of separate his individual descriptions. It is thus necessary to accept the unique scale of evaluation, extended enough, on which it is possible to estimate every parameter which describe probability of faultless implementation of the duties, majority from which up-diffused on a normal law.

Keywords: human factor, probabilistic criteria, unique scale, technical maintenance, safety of flights, probability of realization of error, expert evaluation.

Пучков Юрий Павлович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры збереження льотної придатності авіаційної техніки та авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: zlp@nau.edu.ua.

Молодцов Микола Федорович – канд. техн. наук, старший науковий співробітник, доцент кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки та авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: zlp@nau.edu.ua.

Попов Дмитро Вікторович – магістр, аспірант кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки та авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: D_eMo_N@mail.ru.

УДК 532.528:532.542

Ю.А. ЖУЛАЙ¹, И.К. МАНЬКО²¹ *Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Украина*² *Институт технической механики НАН Украины, Украина*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КАВИТАЦИОННОГО ТЕЧЕНИЯ ЗАКРУЧЕННОГО ПОТОКА ЖИДКОСТИ В ТРУБОПРОВОДЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Представлены результаты экспериментального исследования кавитационного течения закрученного потока жидкости в криволинейном и с пространственной ориентацией трубопроводах при малых значениях параметра закрутки. Показано, что как в криволинейном, так и в пространственном трубопроводах по их оси получена развитая суперкавитационная полость. На основании анализа экспериментальных данных с использованием визуального метода определена основная статическая характеристика кавитационной полости в таких трубопроводах – зависимость относительной среднеинтегральной по длине трубопровода площади суперкавитационной полости от числа кавитации. Проведено сопоставление основной статической характеристики суперкаверны в прямолинейном и криволинейном трубопроводах.

Ключевые слова: закрученный поток жидкости, суперкавитационная полость, пространственный трубопровод, параметр закрутки, число кавитации, статическая характеристика.

Введение

Кавитационные полости больших объемов, получаемые в трубопроводах по оси закрученного потока жидкости, используются для решения ряда технических задач. Так, в работах [1 – 3] приведены результаты экспериментального и теоретического исследования возможности стабилизации системы питания ЖРД «шнекоцентробежный насос – трубопроводы» по отношению к кавитационным автоколебаниям. Элементом, обеспечивающим такую стабилизацию, является суперкавитационная полость, специально организованная в байпасном демпфирующем трубопроводе (БДТ), который соединяет выход из насоса с его входом. Это позволило значительно расширить область устойчивой работы насоса.

Также известна возможность использования БДТ для обеспечения динамической устойчивости тяжелых ракет-носителей на жидком топливе по отношению к продольным колебаниям на активном участке полета. Требуемое снижение собственной частоты колебаний компонента топлива в питающем трубопроводе достигается за счет радиальной податливости суперкавитационной полости.

1. Формулирование проблемы

В работах [4 – 6] приведены результаты исследований кавитационного течения закрученного потока жидкости по оси прямолинейного трубопрово-

да при малых значениях параметра закрутки. Под параметром закрутки потока подразумеваем, как в работе [7], величину Q/GR_t , т.е. отношения расхода жидкости к произведению циркуляции $\Gamma = 2\pi UR_t$ (U – окружная скорость на стенке трубы) на радиус трубы R_t . Методика экспериментального исследования суперкавитационного течения в прямолинейном трубопроводе при вращательно-поступательном движении жидкости в гидравлической системе с кавитатором, создающим закрутку потока в диапазоне малых значений параметра $Q/GR_t = 0,03–0,10$, изложена в работе [8].

В работе [4] рассматривается физическая картина кавитационного течения (в зависимости от числа кавитации K) и характер изменения радиуса суперкавитационной полости по длине трубопровода с закрученным потоком жидкости. Приводятся некоторые результаты проведенных экспериментальных исследований по определению влияния геометрических и конструктивных параметров кавитатора-завихрителя на изменение объема образуемой кавитационной каверны V_k и давления в ней P_k от режима кавитационного течения в трубе.

Целью настоящей работы является экспериментальное исследование кавитационного течения закрученного потока жидкости в трубопроводе БДТ, ось которого соответствующим образом сориентирована на плоскости или в пространстве. В практическом плане это дает дополнительное преимущество при компоновке БДТ в двигательном отсеке ЖРД.

2. Результаты исследования

В качестве объектов исследования использовались криволинейный и пространственный трубопроводы БДТ.

Конструкция криволинейного трубопровода БДТ с внутренним диаметром 0,15 м и длиной 0,84 м была изогнута по длине окружности радиусом 0,230 м, как это показано на рис. 1.

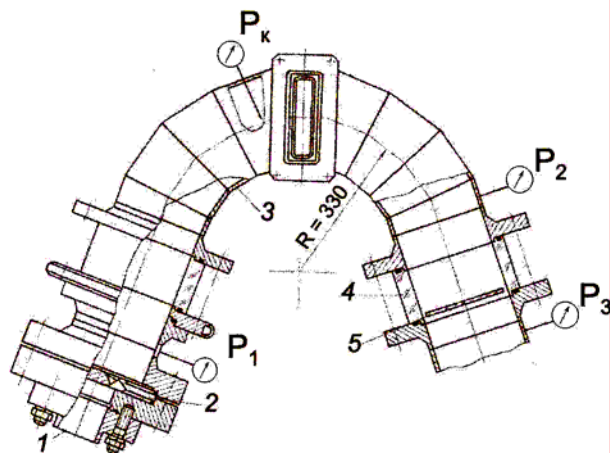


Рис. 1. Конструктивная схема криволинейного БДТ:

- 1 – входной патрубок; 2 – кавитатор-завихритель;
- 3 – трубопровод СКД; 4 – прозрачная вставка;
- 5 – диск-замыкатель

На входе в трубопровод было установлено устройство для закрутки потока (кавитатор-завихритель), а на выходе – диск-замыкатель кавитационной полости диаметром $d_d = 0,142$ м.

Испытания проводились при постоянном давлении на входе $P_0 = 10$ МПа. Рабочая жидкость – вода. Режим кавитационного течения устанавливался с помощью входного и выходного дросселей. В процессе испытаний образцовыми манометрами МО кл.04 проводились измерения статических давлений в напорном трубопроводе P_0 и на стенке трубопровода СКД P_1 за кавитатором-завихрителем и перед диском-замыкателем кавитационной полости P_2 . Моновакуумметром измерялось давление в кавитационной полости. Секундный объемный расход жидкости через систему измерялся с помощью турбинного датчика ТДР-21. Визуально наблюдаемые процессы кавитационного течения жидкости в трубопроводе за кавитатором-завихрителем для различных значений чисел кавитации K регистрировались фотоаппаратом «Практика ТЛ».

Число кавитации K , как критерий подобия кавитационного течения, определялось как отношение разности давлений на стенке участка трубопровода

и в каверне $P_2 - P_k$ к скоростному напору $\rho \frac{v_k^2}{2}$:

$$K = \frac{P_2 - P_k}{\rho \frac{v_k^2}{2}},$$

где v_k – скорость жидкости в канале кавитатора-завихрителя, ρ – плотность жидкости. Скоростной

напор без учета потерь $\rho \frac{v^2}{2} = P_0 - P_k$.

Последующее дешифрование фотограмм по методике, изложенной в работе [8], позволило определить основную статическую характеристику кавитационной полости в трубопроводе по оси закрученного потока жидкости – зависимость относительной средней площади суперкаверны $\bar{F}_k = \frac{F_{k,ср}}{F_T}$ (где F_T – площадь сечения трубопровода) от числа кавитации K .

На рис. 2 приведена основная статическая характеристика $\bar{F}_k = f(K)$ суперкаверны в криволинейном трубопроводе (светлые точки), полученная при его испытании. Расход жидкости при этом составил $Q = 10,2 \cdot 10^{-3}$ м³/с. Здесь же представлены результаты испытания в прямолинейном трубопроводе (темные точки) с теми же геометрическими параметрами. Расположения экспериментальных точек этих зависимостей позволяют судить о близком к линейному характеру их поведения. В диапазоне изменения числа кавитации $K = 0,005 - 0,015$ отличие основной статической характеристики суперкаверны для прямолинейного и криволинейного трубопроводов БДТ находится в диапазоне погрешности определения $F_{k,ср}$. Дальнейшее уменьшение числа кавитации приводит к уменьшению средней относительной площади суперкаверны в криволинейном трубопроводе по сравнению с прямолинейным.

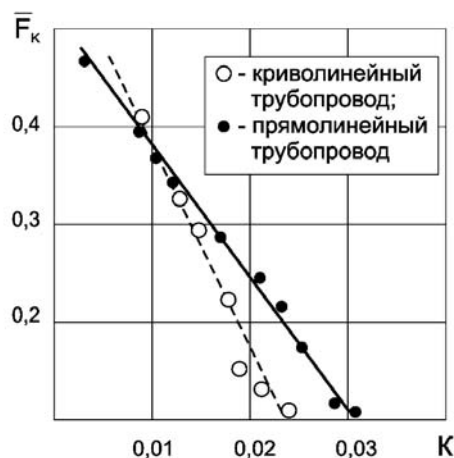


Рис. 2. Экспериментальная зависимость относительной средней площади суперкаверны $\bar{F}_k$ от числа кавитации K

Можно сделать вывод, что при числах кавитации $K < 0,02$ в криволинейном трубопроводе получается развитая суперкаверна, что подтверждается визуальными наблюдениями, приведенными на рис. 3.

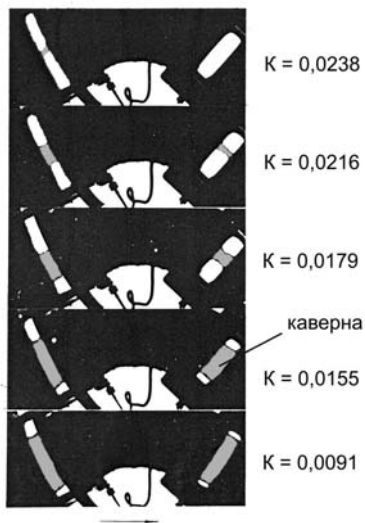


Рис. 3. Фотограмма кавитационного течения жидкости в криволинейном трубопроводе:
 $P_0 = 10$ МПа, $Q = 10,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$

Аналогичным образом проводились испытания пространственного трубопровода. Его конструкция предусматривала возможность изменения длины от 0,745 до 2,470 м с шагом 0,575 м и имела прозрачные вставки для фотосъемки кавитационного течения (рис. 4).

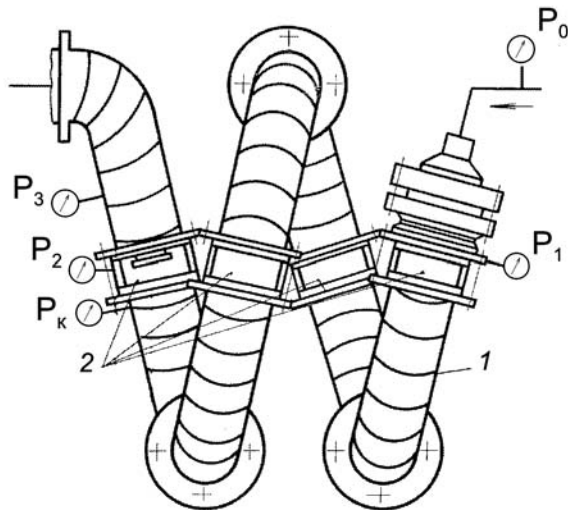


Рис. 4. Трубопровод с пространственной ориентацией:
1 – трубопровод; 2 – прозрачные вставки

На рис. 5 представлены экспериментальные зависимости относительной средней площади каверны $\bar{F}_K$ от числа кавитации K . Результаты эксперимента показали, что диапазон существования кавитацион-

ной полости по числу кавитации K практически не зависит от длины трубопровода пространственного БДТ. Число кавитации K , соответствующее разрушению каверны, составляет $\approx 0,1$. С уменьшением длины трубопровода увеличивается тангенс угла наклона зависимости $\bar{F}_K = f(K)$, т.е., другими словами, при фиксированных значениях K меньшей длине демпфера соответствуют большие значения $\bar{F}_K$.

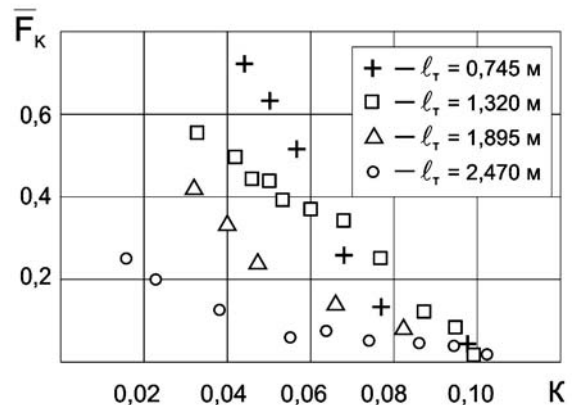


Рис. 5. Экспериментальная зависимость относительной средней площади суперкаверны $\bar{F}_K$ от числа кавитации K

Следует отметить, что диапазон существования кавитационной полости по оси закрученного потока жидкости по числу кавитации $K = 0 \div 0,1$ в пространственном трубопроводе примерно в 5 раз превышает этот же показатель для криволинейного трубопровода. Это объясняется тем, что при одном и том же давлении питания расход через кавитатор-завихритель пространственного трубопровода примерно в пять раз превышает расход через криволинейный трубопровод, поскольку проходное сечение его кавитатора-завихрителя $\approx$ в 5 раз меньше.

Следовательно, и параметр закрутки потока Q/GR_t , при прочих равных условиях, возрастет $\approx$ в 5 раз.

Заключение

Экспериментально подтверждена работоспособность БДТ криволинейной и пространственной ориентации его трубопровода, что значительно облегчает компоновку демпфера на изделии.

Литература

1. Жулай Ю.А. Экспериментальное исследование влияния байпасного демпфирующего трубопровода на устойчивость насосной системы питания / Ю.А. Жулай, Л.Г. Запольский // Проблемы высоко-

температурной техники: сб. науч. тр. Днепр. нац. ун-та. – Днепропетровск, 2004. – С. 36-41.

2. Жулай Ю.А. Исследование устойчивости насосной системы питания, включающей байпасный трубопровод с суперкаверной / Ю.А. Жулай, О.В. Пилипенко, Л.Г. Запольский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 10 (26). – С. 177-182.

3. Пилипенко О.В. Расширение границы области устойчивости насосной системы питания с помощью установки байпасного демпфирующего трубопровода с суперкаверной / О.В. Пилипенко, Л.Г. Запольский, Ю.А. Жулай // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 6 (22). – С. 55-62.

4. Пилипенко В.В. Некоторые результаты экспериментального исследования кавитационного течения закрученного потока жидкости / В.В. Пилипенко, Ю.А. Жулай, И.К. Манько // *Гидрогазодинамика энергетических установок: сб. науч. тр.* – К.: Наукова думка, 1982. – С. 101-105.

5. Пилипенко О.В. Определение площади кавитационной полости при вращательно-поступательном движении вязкой жидкости / О.В. Пилипенко // *Гидрогазодинамика технических систем: сб. науч. тр.* – К.: Наукова думка, 1985. – С. 56-64.

6. Пилипенко О.В. Неустановившееся течение закрученного потока жидкости в трубопроводе с образованием кавитационной полости / О.В. Пилипенко // *Космическая наука и техника: республ. межвед. сб. научн. тр.* – 1987. – Вып. 2. – С. 49-54.

7. Hashimoto H. Swirling Flow Accompanied by Cavity in Circular Tube / H. Hashimoto // *Reports of institute of high speed mechanics Tohoku university, 1967/1968, N19*. – P. 241-257.

8. Определение размеров суперкавитационной каверны во вращающемся потоке жидкости с применением фотосъемки / И.К. Манько, Ю.А. Жулай, Н.А. Коновалов, Н.И. Лахно // *Математические модели рабочих процессов в гидроневмосистемах: сб. научн. тр.* – К.: Наукова думка, 1981. – С. 12-14.

Поступила в редакцию 27.10.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. кафедрой А.А. Приходько, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ КАВІТАЦІЙНОЇ ТЕЧІЇ ЗАКРУЧЕНОГО ПОТОКУ РІДИНИ В ТРУБОПРОВОДІ ПРОСТОРОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ

Ю.А. Жулай, І.К. Манько

Представлено результати експериментального дослідження кавітаційної течії закрученого потоку рідини в криволінійному та із просторовою орієнтацією трубопроводах при малих значеннях параметра закрутки. Показано, що як у криволінійному, так і в просторовому трубопроводах по їхній осі отримана розвинена суперкавітаційна порожнина. На підставі аналізу експериментальних даних з використанням візуального методу визначена основна статична характеристика кавітаційної порожнини в таких трубопроводах – залежність відносної середнеінтегральної по довжині трубопроводу площі суперкавітаційної порожнини від числа кавітації. Проведено зіставлення основної статичної характеристики суперкаверни в прямолінійному й криволінійному трубопроводах.

Ключові слова: закручений потік рідини, суперкавітаційна порожнина, просторовий трубопровід, параметр закручення, число кавітації, статична характеристика.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF A CAVITATION IN A SWIRLING FLOW IN A SPATIAL PIPELINE

J.A. Zhulaj, I.K. Manko

The outputs of experimental research of cavitation in swirling fluid flow in curvilinear pipeline and pipeline with spatial orientation at small values of swirling flow are presented. It is shown that in both pipelines - curvilinear and spatial - a developed supercavity pocket on their axes is obtained. Based on the analysis of the experimental data using visual method, the main static characteristic of cavity pocket in these pipelines – the dependence of relative square of supercavity pocket, averaged on pipeline length, on cavitation number – is determined. The comparison of main static characteristic of supercavity in straight and curvilinear pipelines is made.

Key words: swirling flow, supercavitation cavity, three dimensional pipe, twisting parameter, cavitation number, static characteristic.

Жулай Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Института транспортных систем и технологий Национальной академии наук Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: burylov@westa-inter.com.

Манько Иван Карпович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник Института технической механики Национальной академии наук Украины, Днепропетровск, Украина.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, В.Ю. СИЛЕВИЧ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОСВЯЗИ МЕЖДУ ЧАСТОТНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ И РЕСУРСОМ КЛАПАНА ПУВРД

Приведены оценки факторов, определяющих ресурс пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с автоматическим клапаном. Проведен анализ осциллограмм акустического сигнала, исходящего от колеблющегося лепестка работоспособного клапана ПуВРД и рабочего режима двигателя. Выявлена основная частота колебаний лепестка клапана и наличие гармоник высокого порядка. Представлены результаты численного моделирования процесса колебания лепестка клапана на основании схемы колебательного процесса заземленного стержня. Получена трактовка эффекта присутствия высокочастотных гармоник. Сформулировано условие работоспособности ПуВРД, как согласование собственного частотного спектра клапана и процесса в целом.

Ключевые слова: пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, автоматический клапан, натурный эксперимент, осциллограмма, амплитудно-фазочастотные характеристики, Фурье-анализ, вейвлет-анализ, частотный спектр, гармоники высокого порядка.

Введение

На сегодняшний день в качестве ДУ малоразмерных и сверхлегких БЛА применяются практически все известные типы двигателей, включая электропривод. Скоростной диапазон простирается от 10–15 м/с для сверхлегких БЛА с электроприводом воздушного винта и взлетной массой менее 1 кг до 250 км/ч для БЛА с взлетной массой порядка 200 кг.

Вплоть до 60-х гг. XX в. проводились широкие исследования по применению пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) в реактивной авиации, в том числе и беспилотной. Свойственные ПуВРД недостатки (высокий уровень вибраций и пульсирующий характер тяги, высокий удельный расход топлива, сильный шум, трудности в компоновке с летательным аппаратом) привели к отказу от применения ПуВРД в качестве двигательной установки полноразмерных ЛА.

Существует две конструктивно различных схемы ПуВРД: с механическим впускным клапаном [1] и акустическим (бесклапанные).

Основной проблемой при создании ПуВРД является проблема живучести клапанов. Клапаны первых ПуВРД имели ресурс 20-30 мин., что вполне достаточно для одноразового разведывательного БЛА или БЛА - мишени. Вместе с тем имеются основания полагать, что при применении современных материалов ресурс клапанной решетки возможно довести до часа, что позволит применять ПуВРД на возвращаемых аппаратах.

Процесс доводки схем с механическим клапаном оказался непреодолимым для многих разработ-

чиков [2]. Не справившись с задачей обеспечения достаточного ресурса клапанной решетки, вызвали к жизни различные варианты бесклапанных ПуВРД, которые примерно в два раза уступают ПуВРД клапанных схем в термодинамическом совершенстве, что влечет за собой повышенный расход горючего. Тем не менее, бесклапанные ПуВРД нашли широкое применение в зарубежных беспилотных аппаратах.

В качестве наиболее характерного примера можно привести выпускающийся относительно большой серией БЛА - мишень Е-95М ЗАО «ЭНИКС» (г. Казань).

Постановка задачи исследования. Главным фактором, определяющим ресурс пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, является стойкость автоматического клапана (рис. 1).



Рис. 1. Узел автоматического клапана ПуВРД

Работоспособность клапана определяется механическими свойствами конструкционного материала и рядом характерных воздействий высокой интенсивности:

1) ударным, нарастающим к периферии асимметричным взаимодействием лепестков с седлом и решеткой в колебательном процессе;

2) наложением температурных нагрузок.

Интенсификация рабочего процесса обусловлена стремлением к обеспечению необходимого уровня термодинамического и аэрогазодинамического совершенства двигательной установки с ПуВРД, откуда вытекают основные задачи проектирования. Повышенная амплитуда изгиба лепестка при открытии способствует улучшению газообмена, поскольку приводит к увеличению проходных сечений в фазе наполнения камеры свежим зарядом топливовоздушной смеси.

Высокие скорости на периферии лепестка обусловлены высокой частотой циклического процесса.

Интегральная и удельная лобовая тяга двигателя пропорциональна расходонапряженности, т.е. числу рабочих циклов в единицу времени [6]. В связи с этим снижение частоты процесса с целью повышения ресурса не следует рассматривать в качестве приемлемого решения.

Приемлемая работоспособность рабочего тела, генерируемого в процессе изохорического сгорания, на основных режимах работы достигается при стехиометрическом соотношении компонентов топлива, поэтому снижение температуры следует связывать лишь с дросселированием двигателя по тяге.

Механическая прочность клапана зависит от его материала и толщины. Свойства материала определяют вязкость, пластичность, величину удельной нагрузки, устойчивость к знакопеременным нагрузкам. Выбор титанового сплава обусловлен экспериментально установленным фактом повышенной стойкости по сравнению с иными конструкционным материалам, применяемыми в аналогах.

Статистика испытаний свидетельствует, что ресурс клапана в значительной мере зависит от его толщины (табл. 1).

Таблица 1

Зависимость ресурса двигателя от толщины клапана

Толщина клапана, мм	Ресурс двигателя, мин
0,41	1-3
0,53	5-8
0,63	20-30

Каждый клапан имеет свою собственную частоту колебаний лепестка, которая зависит от толщины материала и диаметра седла, причем, от амплитудо-фазо-частотных характеристик (АФЧХ) зависит его работоспособность.

В данном направлении были проведены работы по измерению АФЧХ лепестка клапана, полученной из осциллограммы, в зависимости от толщины. Выделены основные частоты и гармоники колеблю-

щейся пластины [4]. Осциллограмма лепестка клапана показана на рис. 2.

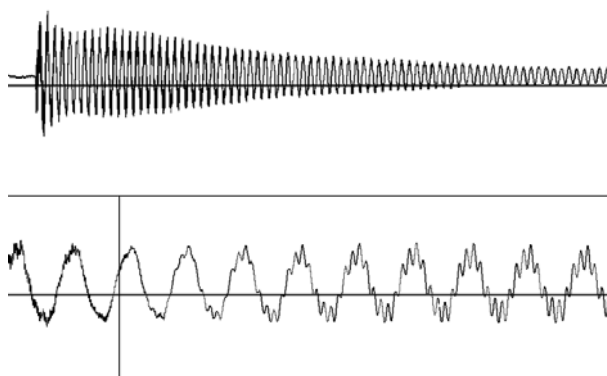


Рис. 2. Осциллограмма колебаний лепестка клапана

При обработке осциллограммы выявилась устойчивая гармоника, частота которой была на порядок выше основной. Трактовка указанного эффекта следует из представленной далее математической модели процесса осцилляций лепестка клапана, сводящейся к описанию свободных колебаний упругого стержня в двумерном пространстве.

Метод численного исследования

Движение лепестка определяется функцией $y(t, x)$ и описывается уравнением [5]:

$$\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{EJ}{\rho S} \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = 0, \quad (1)$$

$y(t, x)$ – смещение поверхности от равновесного положения; E – модуль Юнга; ρ – плотность материала; S – площадь поверхности; $J = \frac{bh^3}{12}$ – момент инерции; h , b – толщина и ширина соответственно.

На кромках лепестка удовлетворяются граничные условия:

– на левом конце – жесткое защемление:

$$y|_{x=0} = 0, \quad \frac{\partial y}{\partial x}|_{x=0} = 0,$$

– на правом конце – отсутствие изгибающего момента и перерезывающей силы:

$$\frac{\partial^2 y}{\partial x^2}|_{x=l} = 0, \quad \frac{\partial^3 y}{\partial x^3}|_{x=l} = 0.$$

В начальный момент времени:

$$y|_{t=0} = f(x), \quad \frac{\partial y}{\partial t}|_{t=0} = 0 \quad (0 \leq x \leq l).$$

Решение уравнения (1) получено методом конечных разностей [9]. Частные производные аппроксимировались конечными разностями четвертого порядка точности [3]. Полученный результат представлен в виде вековой поверхности (рис. 3, а) и изменения формы лепестка во времени (рис. 3, б),

где 1–7 – форма изгиба лепестка клапана на семи временных срезах за время полупериода колебаний.

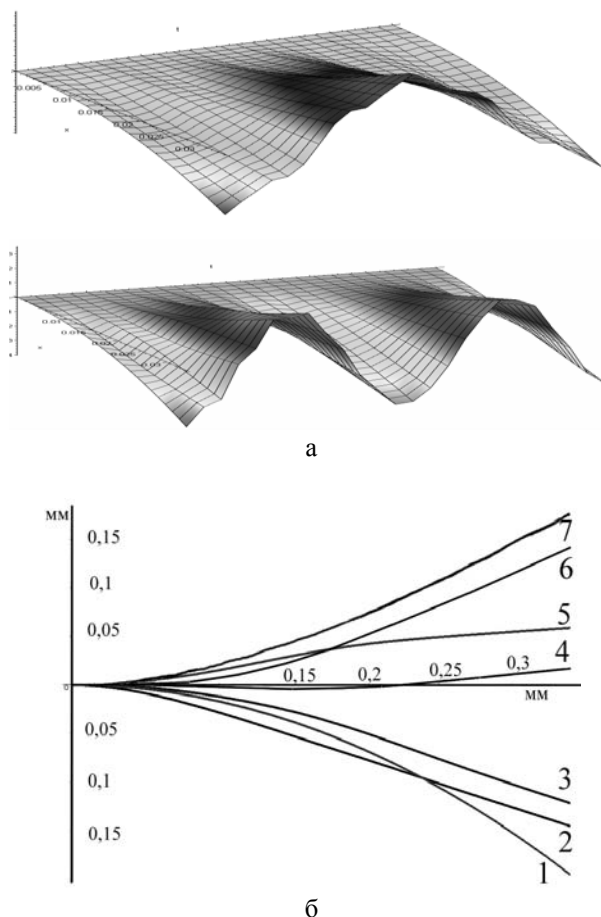


Рис. 3. Вековая поверхность и срезы процесса колебания лепестка клапана

Результаты численного моделирования дают представление о комплексно гармоническом характере колебательного движения лепестка клапана. Кроме основной частоты (рис. 6), в колебательном процессе присутствуют частоты более высокого порядка, а значит, лепесток в верхней и нижней мертвых точках при колебании меняет свою форму. Это, в свою очередь, может явиться основанием к пересмотру формы поверхности седла и клапанной решетки.

Определение частотного спектра осуществлялось на основе двухвариантного анализа.

Проведенный по Фурье-преобразованию (рис. 4) вейвлет-анализ [7, 8] звуковой записи процесса колебаний лепестка показал, что основная гармоника остается устойчивой на протяжении всего временного промежутка, в то время как гармоники высших порядков со временем затухают (рис. 5), что подтвердил развернутый во времени Фурье анализ (рис. 6).

Для сравнения на рис. 7 представлен Фурье-анализ звуковой записи рабочего режима двигателя.



Рис. 4. Фурье-анализ колебаний лепестка клапана

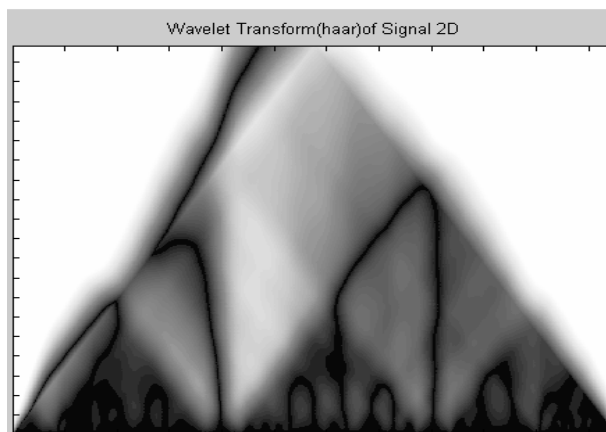


Рис. 5. Вейвлет-анализ (вейвлет Хаара) Фурье-преобразования

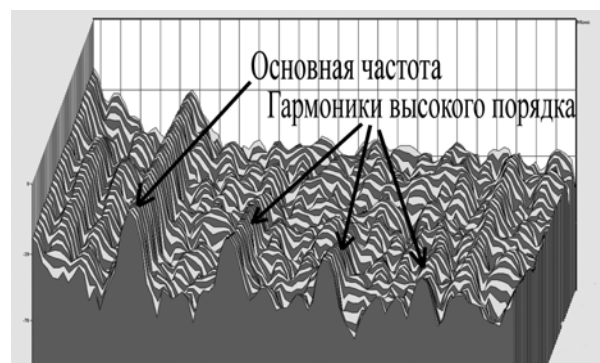


Рис. 6. Фурье-анализ колебаний лепестка клапана во времени

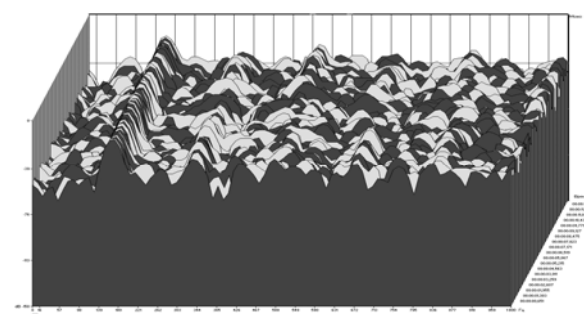


Рис. 7. Преобразование Фурье для звукового сигнала работы двигателя

Заключение

Из сопоставления полученных частотных спектров отдельного лепестка и двигателя в целом можно прий-

ти к выводу об их схожести, откуда следует заключение о наличии основополагающего условия работоспособности исследованной конфигурации ПуВРД.

Литература

1. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги и его испытательного стенда / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4.
2. Ларьков С.Н. Формирование облика воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов на основе комплексного моделирования: дис. канд. техн. наук: 05.07.05; (Рукопись) / Ларьков Сергей Николаевич. – Х., 2005. – 159 с.
3. Бахвалов Н.С. Численные методы / Н.С. Бахвалов. – М.: Наука, 1973. – 631 с.
4. Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения: пер. с англ. / С.Л. Марпл-мл. – М.: Мир, 1990. – 584 с.
5. Тихонов А.Н. Уравнения математической физики / А.Н. Тихонов, А.А. Самарский. – М.: Наука, 1977. – 736 с.
6. Бородин В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов / В. Бородин. – Х.: Изд-во ДОСААФ, 1974. – 104 с.
7. Фрик П.Г. Турбулентность: модели и подходы: конспект лекций. Часть II / П.Г. Фрик. – Пермь: Перм. гос. техн. ун-т., 1999. – 136 с.
8. Астафьева Н.М. Вейвлет-анализ: основы теории и примеры применения / Н.М. Астафьева // *Успехи физических наук*. – 1996. – Том 166, № 11. – С. 1145-1170.
9. Рихтмайер Р. Разностные методы решения краевых задач / Р. Рихтмайер, К. Мортон. – М.: Мир, 1972. – 418 с.

Поступила в редакцию 15.01.2009

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ВЗАЄМОЗВ'ЯЗКУ МІЖ ЧАСТОТНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ І РЕСУРСОМ КЛАПАНА ПУПРД

О.В. Амброжевич, І.П. Бойчук, В.Ю. Сілевич

Наведені оцінки факторів, що визначають ресурс пульсуючого повітряно-реактивного двигуна з автоматичним клапаном. Проведений аналіз осцилограми акустичного сигналу, що виходить від коливного пелюстка працездатного клапана ПуПРД і робочого режиму двигуна. Виявлена основна частота коливань пелюстка клапана й наявність гармонік високого порядку. Представлені результати чисельного моделювання процесу коливання пелюстка клапана на підставі схеми коливального процесу затисненого стрижня. Отримане трактування ефекту присутності високочастотних гармонік. Сформульована умова працездатності ПуПРД, як узгодження власного частотного спектра клапана й процесу в цілому.

Ключові слова: пульсуючий повітряно-реактивний двигун, автоматичний клапан, натурний експеримент, осцилограма, амплітудно-фазочастотні характеристики, Фур'є-аналіз, вейвлет-аналіз, частотний спектр, гармоніки високого порядку.

RESEARCH OF CORRELATION BETWEEN FREQUENCY CHARACTERISTICS AND AIR PULSE-JET VALVE AVERAGE LIFE

A.V. Ambrozhevitch, I.P. Boychuk, V.Y. Silevich

The factor assessment which determines average life of pulse-jet engine with automatic valve is considered. The analysis of oscillogram acquired from acoustic signal of serviceable pulse-jet engine valve vacillating and acoustic signal from performance engine has been conducted. The reference frequency of automatic valve vibration and high order harmonics presence is shown. The results of valve lob vibration process computational modeling based on vibration process of restrained beam is presented. The interpretation of high order harmonics attendance is obtained. The working capacity of pulse-jet engine requirement like agreement between auxiliary valve frequency content and whole process is developed.

Key words: pulse air-jet engine, automatic valve, full-scale experiment, oscillogram, amplitude-phase-frequency characteristics, Fourier-transform, wavelet-analysis, frequency content, high order harmonics.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бойчук Игорь Петрович – ассистент кафедры теоретической механики и машиноведения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

Силевич Владимир Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bob4ik84@mail.ru.

УДК 621.313.322:537.312.62

І.С. ПОЛЯНСЬКА, Є.В. ГОНЧАРОВ*Національний технічний університет «ХПІ», Україна***СПОСОБИ ЗБЕРЕЖЕННЯ ОБЕРТАЮЧОГО МОМЕНТУ АВІАЦІЙНОГО НАДПРОВІДНИКОВОГО ДВИГУНА У РАЗІ ВТРАТИ НАДПРОВІДНОСТІ**

У статті описані шляхи збереження обертаючого моменту авіаційного надпровідникового двигуна із прямим приводом гвинта літака у випадку втрати надпровідності. Перший спосіб полягає у використанні електромеханічної демпфіруючої системи для створення асинхронного моменту завдяки розташуванню в повітряному зазорі ВТНП двигуна короткозамкненої обмотки («білячої клітки»). Другий спосіб створення електромагнітного моменту – генерація синхронного моменту шляхом установки в індукторі постійних магнітів, як частини системи збудження, що дозволяє продовжити роботу в синхронному режимі.

Ключові слова: авіаційний надпровідниковий синхронний двигун, високотемпературний надпровідник (ВТНП), індуктор, магніти з захопленням полем.

Вступ

Для того щоб зменшити забруднення навколишнього середовища в результаті викидів вуглекислого газу в атмосферу, що приводить до глобального потепління і руйнує озоновий шар, у лютому 2005 р. розвиненими країнами був підписаний Протокол Кіото. Для кожної із країн – учасниць протоколу було визначене скорочення викидів CO_2 у порівнянні з рівнем викидів 1990 р.: Японія повинна скоротити викиди на 6%, Євросоюз – на 8%, Канада – на 6% і Росія на 0% [1]. Так, наприклад, у тій же Японії кількість викидів вуглекислого газу транспортними засобами становить чверть всіх викидів і продовжує стрімко рости. Для того щоб задовольнити вимогам протоколу Кіото, розвинені країни переходять до радикально нових технологій.

У значній мірі економічними і екологічно чистими рушійними установками є надпровідникові (НП) двигуни і генератори, які, до того ж, відрізняються високою компактністю при масі в 2–3 рази меншій, ніж у традиційних аналогів, мають значно більш низький рівень вібрацій і шумів, що важливо не тільки для військового, але й для цивільного застосування. Крім того, навіть із обліком споживаної кріогенним устаткуванням потужності К.К.Д. високотемпературних надпровідникових (ВТНП) електродвигунів вище, ніж у традиційних «теплых».

У зв'язку з поширенням повністю електрифікованих транспортних систем надпровідникові технології починають знаходити своє застосування в наземному транспорті (в автомобілях і на залізниці) [2], у суднових рушійних системах (у цивільному і військовому флоті) [3, 4], а також в авіації [5 – 8]. Розробка НП двигунів для транспортних систем –

один із заходів щодо зменшення викидів вуглекислого газу в атмосферу. У США Управління морських досліджень (US Navy's Office of Naval Research (ONR)) прийняло рішення, що в майбутньому всі кораблі будуть використовувати електричну рушійну систему. У зв'язку із цим ONR фінансує розробки по створенню НП електричних машин. Так, наприклад, в 2003 р. корпорацією AMSC був виготовлений макетний зразок низькообертового ВТНП синхронного електродвигуна потужністю 5 МВт із електронною системою керування для випробування на морських судах [4], а в 2004 р. у Центрі прогресивних енергосистем (Center for Advance Power Systems (CAPS)) на території Університету штату Флорида почалися випробування двигуна з номінальним навантаженням, яке діяло протягом декількох годин.

В стадії розробки перебуває програма, субсидована Національним агентством по аеронавтиці і дослідженню космічного простору NASA (National Aeronautics and Space Administration) і Міністерством оборони США DOD (Department of Defense), спрямована на створення авіаційного НП двигуна із прямим приводом гвинта невеликого літака [5 – 8]. Ця програма є частиною заходів щодо створення повністю електрифікованого літака. У рамках цієї програми був використаний чотиримісний літак Cessna 172 авіакомпанії Cessna Aircraft Company, що приводить у рух чотирициліндровим двигуном потужністю 160 кінських сил (к.с.) (118 кВт) зі швидкістю обертання 2700 об/хв. В CAPS був спроектований і виготовлений синхронний ВТНП двигун потужністю 170 кВт зі швидкістю обертання 2700 об/хв.

Постановка проблеми

Застосування НП двигунів в авіації вимагає введення додаткових заходів по забезпеченню без-

пеки життя людей, що перебувають на борті літака. Аварійний режим (відмова) двигуна в наземному транспорті звичайно не загрожує життю людей, але на повітряному транспорті він приведе до катастрофи. Звичайно при аварії криогенної системи охолодження система збудження НП двигуна ще протягом декількох годин продовжує перебувати на криогенному рівні температур, протягом яких двигун може працювати при неповному навантаженні. Однак, у випадку порушення термоізоляції машина стрімко нагріється до кімнатної температури, що приведе до повної аварії рушійної системи.

Базова конфігурація ВТНП двигуна потужністю 170 кВт

Ротор виготовленого CAPS синхронного ВТНП двигуна потужністю 170 кВт (220 к.с.) з'єднаний із дволопатним пропелером (рис. 1), а НП індуктор нерухомий, тобто криогенна частина не обертається, що зменшує втрати [5, 6].

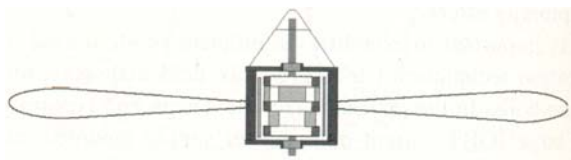


Рис. 1. ВТНП двигун, вбудований у пропелер

Індуктор (рис. 2) містить у собі як дискові котушки, виконані у формі правильних восьмикутників, намотаних зі стрічок Bi2223/Ag, так і об'ємні пластини, виконані з одиночних доменів YBCO, що працюють у режимі захопленого (замороженого) магнітного потоку. Дискові котушки працюють при температурі 30 К з коефіцієнтом заповнення 80%; розташовані вони на одній осі і живляться протилежно спрямованими струмами, створюючи радіальне магнітне поле в об'ємних пластинах, рівномірно розподілене між котушками навколо осі.

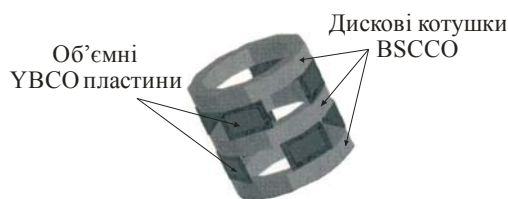


Рис. 2. Конструкція індуктора

Індуктор містить три котушки BSCCO і вісім об'ємних YBCO пластин. Внутрішній діаметр котушок становить 80 мм, зовнішній – 140 мм, товщина їх – 25 мм, висота індуктора – 142 мм. Розміри об'ємних YBCO пластин $53,2 \times 30 \times 5$ мм [6].

Загальна вага двигуна, включаючи апаратуру для охолодження, розроблену також в CAPS, становить 28 кг. Для порівняння скажемо, що невеликий криокулер потужністю 10 Вт при температурі 30 К як, наприклад, AL60 виробництва Cryomech, важить

близько 60 кг включаючи компресор, тому використання стандартного (неоптимізованого) криокулера для охолодження авіаційного двигуна небажано. Треба відзначити, що традиційний «теплий» синхронний двигун потужністю 160 к.с. важить близько 160 кг. Конструкція двигуна представлена на рис. 3, а його технічні характеристики наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Технічні характеристики авіаційного двигуна потужністю 170 кВт [7]

Параметр	Значення
Загальна довжина, мм	160
Зовнішній діаметр, мм	220
Число полюсів	8
Середня магнітна індукція в повітряному зазорі (без навантаження), Тл	1,3
Лінійне струмове навантаження, кА/м	300
Щільність струму, А/мм ²	10
Електромагнітний момент, Н · м	585
Швидкість обертання, об/хв	2700
Загальна вага (включаючи апаратуру для охолодження), кг	28
Питома потужність, кВт/кг	5,8
Теплове навантаження в НП частині, Вт	<10
Робоча температура, К	30

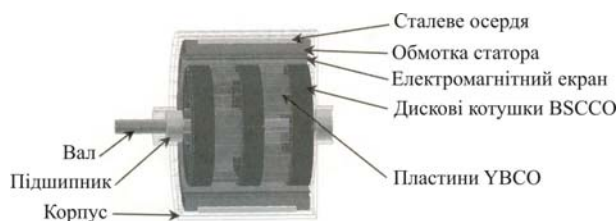


Рис. 3. Конструкція авіаційного двигуна потужністю 170 кВт зі швидкістю обертання 2700 об/хв

Збереження обертаючого моменту ВТНП двигуна

Для забезпечення безпеки життя людей, що перебувають на борті літака, дослідники з CAPS розробили модифікацію вищеописаного авіаційного ВТНП двигуна потужністю 170 кВт, що забезпечує 30% номінальної потужності у випадку втрати надпровідності [8]. Величина потужності в 30% номінальної обрана з розрахунку, що при здійсненні посадки літак витрачає близько 30% потужності. Для порівняння скажемо, що на зліт витрачається 100% потужності і 55% – на вільний політ.

Збереження обертаючого моменту може бути досягнуто двома способами. Перший полягає у використанні механічної демпфіруючої системи для створення асинхронного моменту завдяки великому повітряному зазору у ВТНП двигуні і розташуванні в зазорі короткозамкненої обмотки («білячої клітки»), як показано на рис. 4; другий – введенням постійних магнітів (ПМ), які з легкістю розташовують в індукторі, що дозволяє продовжити роботу в синхронному режимі (рис. 5).

Перший спосіб створення електромагнітного моменту – утворення асинхронного моменту.

Внаслідок досить великого повітряного зазору синхронний опір двигуна становить близько 0,27 відносних одиниць (за базовий (повний) опір приймається відношення номінальної напруги до струму машини). Електромагнітний екран поміщений у повітряний зазор. Його основне завдання – захистити НП обмотки від зміни магнітного потоку і, таким чином, екран виступає як фільтр. Екран звичайно працює при криогенній температурі. У деяких випадках його виключають із конструкції. Інша мета установки екрана – електромеханічне демпфірування. У цьому випадку екран «теплий». Він може бути виконаний як у вигляді «білячої клітки» (рис. 4), так і порожнього резистивного циліндра.

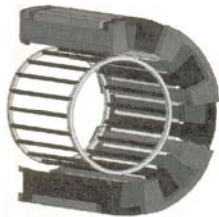


Рис. 4. Короткозамкнена обмотка («біляча клітка»), розташована в повітряному зазорі ВТНП двигуна для створення асинхронного моменту

Хоча це і не основна його ціль, екран може використовуватися для створення електромагнітного моменту у випадку аварії в НП обмотках. Проте, оскільки конструкція двигуна не містить сталевих магнітопроводу, взаємна індуктивність (потокосцеплення) між обмоткою статора і екраном недостатньо висока, тому, теоретично, максимальний створюваний асинхронний момент буде досить низьким. Так, наприклад, для екрана у формі «білячої клітки», що містить 20 стрижнів, як показано на рис. 4, у випадку підтримки номінального струму створюваний асинхронний момент обмежений на рівні близько 7% номінального. Вихідний момент може бути збільшений при підвищенні лінійного струму, що спричиняє підвищення тепловиділення як у статорі, так і у роторі. Для досягнення рівня 30% номінального моменту потрібно подвоїти фазний струм, отже стрижні «білячої клітки» повинні витримувати підвищення температури. Крім того, якір повинен бути спроектований таким чином, щоб витримувати подвійний номінальний струм протягом тривалого часу, тобто подвоєння струмонесучої здатності приведе до подвоєння об'єму НП і при цьому загальна вага двигуна буде значно збільшена.

Другий спосіб створення електромагнітного моменту – генерація синхронного моменту шляхом установки ПМ, як частини системи збудження. Магніти з NdFe встановлюються між пластинами YBCO (рис. 5). Рідкоземельні магніти забезпечують індук-

цію вище 1,2 Тл і вони не розмагнічуються при роботі в області криогенних температур. На рис. 5 показаний розподіл магнітного поля в індукторі (жирними темними стрілками позначений заморожений магнітний потік).

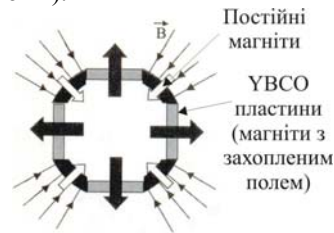


Рис. 5. Розподіл магнітного поля в індукторі із установленими для створення синхронного моменту постійними магнітами

Оскільки двигун має великий повітряний зазор, індукція поля постійних магнітів дуже мала (близько 0,075 Тл), а створюваний момент становить 11% від номінального. Для створення 30% номінального моменту, необхідного для безпечної посадки, потрібно втричі збільшити струмове навантаження якоря в порівнянні з номінальним. Це може бути досягнуто як збільшенням щільності струму у ВТНП обмотці якоря, що потребує використання більш потужної системи охолодження, так і збільшенням об'єму надпровідника в якорі.

Основна перевага використання ПМ полягає у відсутності тепловиділень у роторі. Крім того, магнітна система виробляє обертаючий момент і під час нормального режиму роботи, створюючи, таким чином, можливість зменшити об'єм YBCO пластин при тій же вихідній потужності двигуна. Більше того, номінальний момент буде створюватися при більш низькому струмі збудження (близько половини критичного), що забезпечує стабільну роботу ВТНП.

Висновки

Обидва запропонованих методи забезпечення у випадку аварії збереження обертаючого моменту практично здійсненні; обидва вони вимагають модифікації конструкції якоря та системи охолодження. Порівняння методів модифікації авіаційного двигуна потужністю 170 кВт:

Перша конфігурація (створення асинхронного моменту шляхом установлення короткозамкненої обмотки) має наступні **переваги**: мінімальне збільшення електричного навантаження; забезпечення механічного демпфірування в нормальному режимі. **Недоліки першої конфігурації**: теплоутворення в роторі; збільшення повітряного зазору; збільшення ваги через наявність «білячої клітки».

Друга конфігурація (створення синхронного моменту шляхом установлення постійних магнітів) має наступні **переваги**: немає теплоутворення в ро-

торі; відсутність доданої магнітної ваги; менша потреба в НП. **Недоліки другої конфігурації:** значне збільшення електричного навантаження; значне збільшення ваги арматури; відсутність механічного демпфірування (може бути компенсовано системою керування).

Збільшення ваги, викликане модифікацією якоря, становить близько 35–45%. Вага двигуна, таким чином, становить 38–40 кг. Модифікована конструкція має більш низьку питому потужність (3,5 кВт/кг для системи з постійними магнітами та 4 кВт/кг для асинхронної системи), однак вона однаково вище, ніж у традиційних «тепліх» двигунів, що поряд з підвищенням надійності робить привабливим її використання в авіації.

Література

1. Hata R. *The Kyoto Protocol and the Northeast Asia Energy, Resource, Environmental and Economic Cooperation Region: A Study on the DC Power Transmission System for International Interconnection* / R. Hata // *SEI Technical Review*, No.61 Jan. 2006. – P. 3-20.
2. Okazaki Toru. *Study on Application of HTS Drive System for Movable Bodies* / Toru Okazaki // *SEI Technical Review*, No.62, June 2006. – P. 24-28.
3. *Development of Superconducting Coil for Ship Pod-Propulsion Motors* / Koso Fujino, Toshihiro Haya-

shi, Takeshi Sanami, Koji Hisada, Kazuya Ohmatsu, Toru Okazaki // *SEI Technical Review*, No.65, Oct. 2007.

4. Snitchler Greg *The performance of a 5 MW High Temperature Superconductor Ship Propulsion Motor* / Greg Snitchler, Bruce Gamble, Swarn S. Kalsi // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol.15, №2. – P. 2206-2209.

5. Masson Philippe J. *High Power Density Superconducting Motor for All-Electric Aircraft Propulsion* / Philippe J. Masson, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol.15, №2. – P. 2226-2229.

6. *Conduction Cooling of a Compact HTS Motor for Aeropropulsion* / Jules E. Pienkos, Philippe J. Masson, Sastry V. Pamidi, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol. 15, №2. – P. 2150-2153.

7. Masson Philippe J. *Sculling Up of HTS Motor Based on Trapped Flux and Flux Concentration for Large Aircraft Propulsion* / Philippe J. Masson, J.E. Pienkos, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2007. – Vol. 17, №2. – P. 1579-1582.

8. Masson Philippe J. *Safety Torque Generation in HTS Propulsion Motor for General Aviation Aircraft* / Philippe J. Masson, Pascal Tixador, Cesar A. Luong // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2007. – Vol. 17, №2. – P. 1619-1622.

Надійшла до редакції 10.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Електричні апарати» В.С. Лупіков, Національний технічний університет «ХПІ», Харків.

СПОСОБЫ СОХРАНЕНИЯ ВРАЩАЮЩЕГО МОМЕНТА АВИАЦИОННОГО СВЕРХПРОВОДНИКОВОГО ДВИГАТЕЛЯ В СЛУЧАЕ ПОТЕРИ СВЕРХПРОВОДИМОСТИ

И.С. Полянская, Е.В. Гончаров

В статье описаны пути сохранения вращающего момента авиационного сверхпроводникового двигателя с прямым приводом винта самолета в случае потери сверхпроводимости. Первый способ заключается в использовании электромеханической демпфирующей системы для создания асинхронного момента благодаря расположению в воздушном зазоре ВТСП двигателя короткозамкнутой обмотки («беличьей клетки»). Второй путь создания электромагнитного момента – генерация синхронного момента путем установки в индукторе постоянных магнитов, что позволяет продолжить работу в синхронном режиме.

Ключевые слова: авиационный сверхпроводниковый синхронный двигатель, высокотемпературный сверхпроводник, индуктор, магниты с замороженным полем.

THE WAYS OF SAFETY ROTATING TORQUE GENERATION OF THE AVIATION SUPERCONDUCTIVE MOTOR IN THE CASE OF LOOSING OF SUPERCONDUCTIVITY

I.S. Polyanskaya, E.V. Goncharov

The ways of safety rotating torque generation of the superconductive motor with the direct drive of the fan in case of loss of superconductivity are described. The first way is concluded in using of electromechanical damp system for making the asynchronous torque due to location of squirrel cage in air gap of the HTS motor. The second way of the making electromagnetic torque is a generation of the synchronous torque by placing of permanent magnets in inductor as a part of the excitation system that allows to continue the work in synchronous mode.

Key words: aircraft superconductive synchronous motor, high temperature superconductor, inductor, trapped field magnets.

Полянская Ирина Сергіївна – канд. техн. наук, науковий співробітник каф. «Загальна електротехніка», Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна, e-mail: polyanskaya@kpi.kharkov.ua.

Гончаров Євген Вікторович – молодший науковий співробітник каф. «Загальна електротехніка», Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна.

УДК 621.391

М.В. БОРЦОВА

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ МНОГОМАСШТАБНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ МЕТОДОМ ВЕКТОРНОЙ РЕКУРСИВНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Для решения задач моделирования радиолокационных поляриметрических сигналов, отраженных подстилающими поверхностями, предложена модель шероховатой поверхности как случайного поля с заданными законом распределения высот и пространственной корреляционной функцией. Сформулированы требования, предъявляемые к алгоритмам моделирования многомасштабных поверхностей. Рассмотрены основные недостатки традиционных алгоритмов моделирования случайных полей. Предложен метод моделирования многомасштабных поверхностей, основанный на алгоритмах векторной рекурсивной фильтрации и линейной пространственной интерполяции, обеспечивающий построение шероховатых поверхностей больших размеров (порядка 1×1 км) с шагом 1 мм. Приводятся результаты моделирования трехмасштабной шероховатой поверхности.

Ключевые слова: моделирование, подстилающая поверхность, корреляционная функция, многомасштабная поверхность, пространственная интерполяция, рекурсивная фильтрация.

Введение

Для решения таких задач дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей как дистанционное определение свойств земных покровов, обнаружение малоразмерных объектов в условиях интенсивных помех от подстилающих поверхностей и др. [1], необходима информация об общих закономерностях влияния свойств различных участков земных естественных и искусственных поверхностей на отраженный от них сигнал, регистрируемый радиолокационными станциями (РЛС). Для выявления такого рода зависимостей требуется большой объем экспериментальных данных, полученных для различных объектов ДЗ в различных условиях наблюдения, а также наличие данных наземного контроля. Сложность проведения экспериментальных исследований, а иногда и их принципиальная невозможность, обуславливают необходимость математического моделирования радиолокационных (РЛ) сигналов, отраженных подстилающими поверхностями.

В работах [2 – 6] было обосновано теоретически и показано на основании экспериментальных данных, что величина РЛ сигнала, отраженного подстилающей поверхностью, зависит не только от электрофизических свойств среды (проводимости и диэлектрической проницаемости) и от параметров РЛС (длины волны, мощности излучаемого сигнала, поляризации и т.п.), но и от профиля облучаемой поверхности. То есть, для решения задачи моделирования отраженных РЛ сигналов необходима разработка алгоритмов моделирования подстилающих

поверхностей с заданным профилем. При этом моделируемая поверхность должна воспроизводить свойства реальной земной поверхности, быть связанной (не иметь разрывов производной) и обладать достаточно большими геометрическими размерами для устранения краевых эффектов при моделировании процессов отражения РЛ сигналов.

В данной статье рассмотрены основные недостатки существующих методов моделирования шероховатых поверхностей (ШП) и предложен метод моделирования многомасштабных поверхностей, основанный на алгоритмах векторной рекурсивной фильтрации и линейной пространственной интерполяции. Приводятся результаты моделирования поверхностей со сложной частотной структурой.

Цель работы – разработка алгоритмов моделирования ШП, воспроизводящих свойства реальных подстилающих поверхностей.

1. Моделирование ШП с простой частотной структурой

Любую однородную связную шероховатую поверхность можно представить в виде двумерного случайного процесса $h(x, y)$ с заданным законом распределения высот и их двумерной корреляционной функцией (КФ) $R(\tau_x, \tau_y)$:

$$R(\tau_x, \tau_y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} h(x, y) h(x + \tau_x, y + \tau_y) dx dy \quad (1)$$

или двумерной частотной характеристикой (ЧХ) $W(f_x, f_y)$, которая связана с двумерной КФ преобразованием Фурье.

При дискретном представлении процесса его соседние точки образуют площадки четырехугольной формы – facets, для которых может выполняться расчет отраженных сигналов.

При размерах facetsа много меньше длины волны ($\lambda/32$ и менее) его можно считать элементарным отражателем [7], что позволит применять теорию Гюйгенса при моделировании отраженных от поверхности сигналов [8].

При частоте РЛ сигнала 10 ГГц длина волны составляет 3,2 см, и для того, чтобы отдельный facet можно было рассматривать как элементарный отражатель, необходимо, чтобы его геометрические размеры не превышали 1 мм.

Общий вид предлагаемой модели представлен на рис. 1.

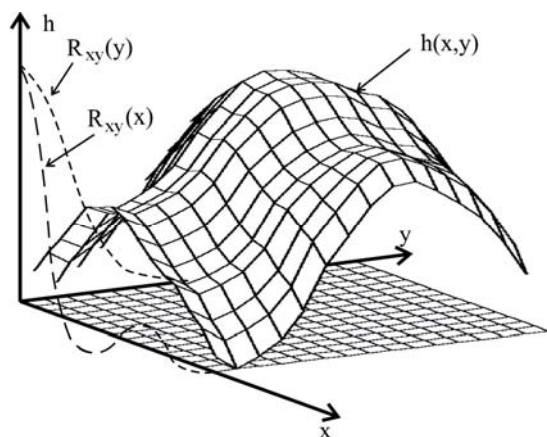


Рис. 1. Общий вид модели поверхности

Задача моделирования поверхности в этом случае сводится к моделированию случайного двумерного процесса с заданной двумерной корреляционной функцией высот и шагом между отсчетами процесса не более $\lambda/32$.

Для устранения краевых эффектов размеры моделируемой поверхности должны быть не меньше размеров площадки, освещаемой лучом антенны радиолокационной станции в пределах одного импульса.

Так, при ширине диаграммы направленности 3° , длине импульса 1 мкс и дальности 10 км размеры моделируемой поверхности должны быть не менее $550\text{м} \times 300\text{м}$.

В работе [9] было показано, что известные методы моделирования двумерных случайных процессов с заданными двумерными корреляционными функциями, такие как метод двумерной линейной свертки и спектральный метод [10], не позво-

ляют моделировать ШП больших размеров, так как требуют значительных временных затрат на процесс моделирования и предъявляют чрезмерно высокие требования к электронно-вычислительным средствам (в частности, к размерам оперативной памяти ЭВМ).

Также в [9] был предложен новый метод, основанный на алгоритмах векторной рекурсивной фильтрации, который хорошо зарекомендовал себя при моделировании подстилающих поверхностей с простой частотной структурой.

Тем не менее, при моделировании следует учитывать, что многие типы поверхностей Земли (в частности, морская поверхность) характеризуются широкополосным пространственным спектром [6, 11 – 13]. Так, например, в структуре морского волнения выделяют гравитационные и капиллярные волны, а также ветровую рябь, и каждому из указанных видов волнений соответствует свой спектральный диапазон [11, 14].

Следует отметить, что применение метода векторной рекурсивной фильтрации для моделирования шероховатых поверхностей со сложной частотной структурой возможно, однако при этом требуется использовать сложные формирующие фильтры высоких порядков, что значительно усложняет процесс разработки алгоритма моделирования и повышает временные затраты на моделирование поверхности.

В связи с изложенным предлагается метод моделирования шероховатых поверхностей со сложной частотной структурой как многомасштабных поверхностей, представляющих собой суперпозицию ряда поверхностей с простой частотной структурой (рис. 2).

2. Моделирование ШП со сложной частотной структурой

Для решения задачи моделирования шероховатых поверхностей со сложной частотной структурой предлагается следующая методика моделирования:

- широкополосный пространственный спектр требуемой шероховатой поверхности разбивается на серию из n узкополосных спектров (рис. 2, а – в);

- для каждого из узкополосных спектров вычисляются шаги дискретизации по частоте Δf_x , Δf_y и по координатам Δx , Δy таким образом, чтобы соблюдалась теорема Котельникова [15];

- выполняется моделирование n поверхностей с узкополосным пространственным спектром с соответствующими шагами дискретизации по координатам методом векторной рекурсивной фильтрации [9] (рис. 2, д – ж);

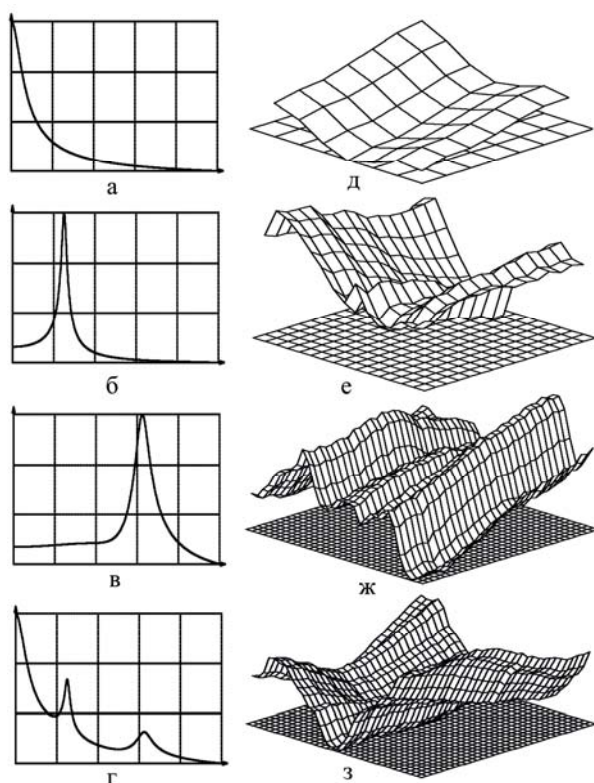


Рис.2. Методика моделирования
многомасштабных поверхностей

- осуществляется пространственная линейная интерполяция [16] полученных поверхностей до требуемого (наименьшего) шага дискретизации;
- полученные в результате интерполяции поверхности центрируются и нормируются;
- осуществляется суммирование n поверхностей с требуемыми коэффициентами, соответствующими высотам (рис. 2, з).

В силу линейности преобразования Фурье суммирование поверхностей обеспечивает суммирование спектров (рис. 2, г), следовательно, широкополосный спектр результирующей поверхности будет представлять собой суперпозицию исходных узкополосных пространственных спектров.

3. Анализ результатов моделирования

Для проверки предлагаемой методики осуществлялось моделирование трехмасштабной шероховатой поверхности. На рис. 3 – 5 представлены шероховатые поверхности с узкополосным пространственным спектром, на рис. 6 – результирующая поверхность, представляющая собой суперпозицию исходных поверхностей.

Заключение

Для решения задачи моделирования больших участков Земной поверхности со сложной частотной

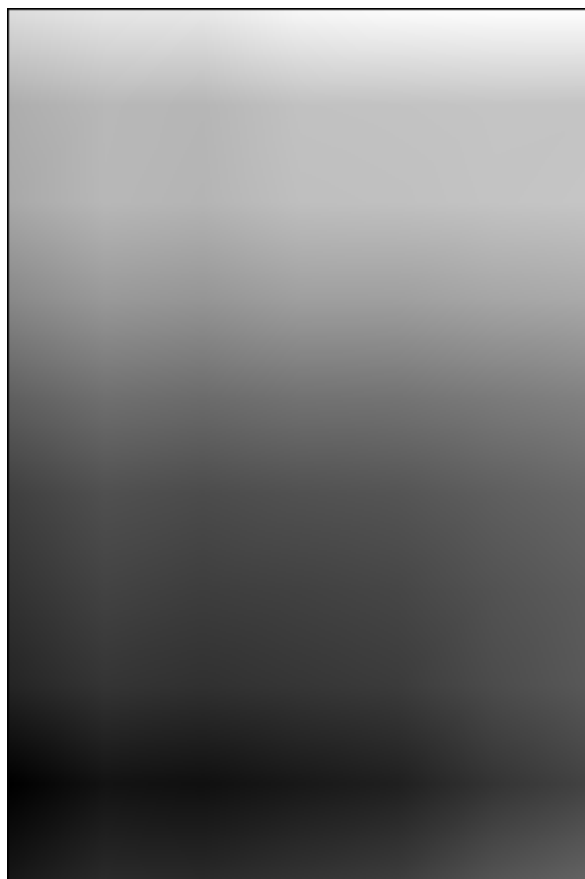


Рис. 3. Крупномасштабная поверхность (вид сверху)



Рис. 4. Среднемасштабная поверхность (вид сверху)

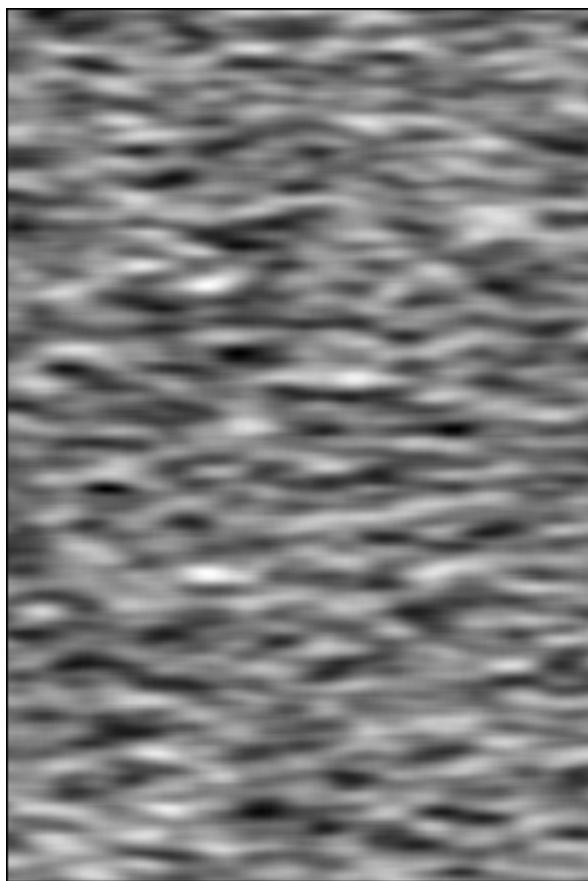


Рис. 5. Мелкомасштабная поверхность (вид сверху)

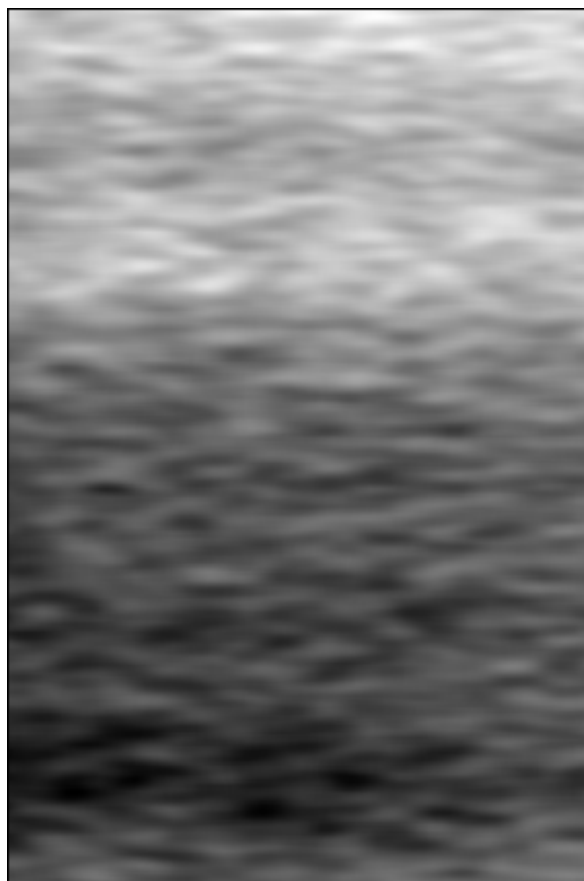


Рис. 6. Результирующая поверхность (вид сверху)

структурой предложен метод моделирования многомасштабных шероховатых поверхностей, в основе которого лежат алгоритмы векторной рекурсивной фильтрации и пространственной линейной интерполяции.

Анализ результатов моделирования показал достаточную степень адекватности получаемых моделей, что в дальнейшем позволит применять указанный метод при решении задач электродинамического моделирования отраженных РЛ сигналов.

Литература

1. Popov A.V. *Informability of Polarimetric Radar Invariants* / A.V. Popov, A. Pogrebnyak // *Proceedings of SPIE, Earth Observing Systems VIII*. – 2003. – Vol. 5151. – P. 74-84.
2. *Радиолокационные методы исследования земли* / Ю.А. Мельник, С.Г. Зубкович и др.; под ред. Ю.А. Мельника. – М.: Сов. радио, 1980. – 264 с.
3. Кулемин Г.П. *Рассеяние миллиметровых радиоволн поверхностью Земли под малыми углами: моногр.* / Г.П. Кулемин, В.Б. Разказовский. – К.: Наукова думка, 1987. – 232 с.
4. Weissman D.E. *Measurements of the Effect of Rain-Induced Sea Surface Roughness on the QuikSCAT Scatterometer Radar Cross Section* / D.E. Weissman, M.A. Bourassa // *IEEE Transactions on Geoscience and*

Remote Sensing. – 2008. – Vol. 46, iss. 10, part 1. – P. 2882-2894.

5. Plant N.G. *Ocean Wavenumber Estimation From Wave-Resolving Time Series Imagery* / N.G. Plant, K.T. Holland, M.C. Haller // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2008. – Vol. 46, iss. 9. – P. 2644-2658.

6. Yildiz S. *On the Scattering of Electromagnetic Waves by Periodic Rough Dielectric Surfaces: A BOA Solution* / S. Yildiz, Y. Altuncu, A. Yapar, I. Akduman // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2008. – Vol. 46, iss. 9. – P. 2599-2606.

7. Штагер Е.А. *Рассеяние волн на телах сложной формы* / Е.А. Штагер, Е.В. Чаевский – М.: Сов. радио, 1974. – 240 с.

8. Альперт Я.Л. *Распространение радиоволн* / Я.Л. Альперт, В.Л. Гинзбург, Е.Л. Фейнберг. – М.: ГИИТЛ, 1953. – 883 с.

9. Борцова М.В. *Моделирование шероховатых поверхностей методом рекурсивной фильтрации* / М.В. Борцова // *Авиационно-космическая техника и технология* – 2007. – № 5. – С. 79-85.

10. Быков В.В. *Цифровое моделирование в статистической радиотехнике* / В.В. Быков. – М.: Сов. радио, 1971. – 440 с.

11. *Влияние тропосферы и подстилающей поверхности на работу РЛС* / Н.П. Красюк, В.Л. Коблов, В.Н. Красюк. – М.: Радио и связь, 1988. – 216 с.

12. Kulemin G.P. *Spatial Characteristics of Soil* / G.P. Kulemin, E.V. Tarnavsky // *Telecommunication and Radio Engineering*. – 2003. – Vol. 59, No. 3 – 4. – P. 141-150.

13. Kulemin G.P. *Spatial Statistical Characteristics of Land and Development of Radar Clutter Maps* / G.P. Kulemin, E.V. Tarnavsky // *Proc. SPIE*. – 2004. – Vol. 5410A. – P. 162-173.

14. Zavorotny V.U. *Two-Scale Model and Ocean Radar Doppler Spectra at Moderate- and Low-Grazing*

Angles / V.U. Zavorotny, A.G. Voronovich // *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*. – 1998. – Vol. 46, No 1. – P. 84-92.

15. Бендат Дж. Прикладной анализ случайных данных: пер. с англ. / Дж. Бендат, А. Пирсол. – М.: Мир, 1989. – 540 с.

16. Шуп Т. Решение инженерных задач на ЭВМ: Практическое руководство: пер. с англ. / Т. Шуп. – М.: Мир, 1982. – 238 с.

Поступила в редакцию 2.12.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., директор ГНТЦ «Природа» Г.Я. Красовский, Северо-Восточный филиал Национального агентства Украины, Харьков.

МОДЕЛЮВАННЯ БАГАТОМАСШТАБНИХ ПОВЕРХОНЬ МЕТОДОМ ВЕКТОРНОЇ РЕКУРСИВНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ

М.В. Борцова

Для вирішення задач моделювання радіолокаційних поляриметричних сигналів, відбитих підстилючими поверхнями, запропонована модель шорхуватої поверхні як випадкового поля з заданими законом розподілу висот та просторовою кореляційною функцією. Сформульовані вимоги, що пред'являються до алгоритмів моделювання багатомасштабних поверхонь. Розглянуті основні недоліки традиційних алгоритмів моделювання випадкових полів. Запропоновано метод моделювання багатомасштабних поверхонь, в основі якого лежать алгоритми векторної рекурсивної фільтрації та лінійної просторової інтерполяції, що забезпечує побудову шорхуватих поверхонь великих розмірів (близько 1×1 км) з шагом 1 мм. Приведені результати моделювання трьохмасштабної шорхуватої поверхні.

Ключові слова: моделювання, підстилючі поверхні, кореляційна функція, багатомасштабна поверхня, просторова інтерполяція, рекурсивна фільтрація.

POLYSCALE SURFACES MODELING USING THE METHOD OF VECTOR RECURSIVE FILTERING

M.V. Bortsova

For solving problems of radar polarimetric signals backscattered by underlying surfaces modeling a model of a rough-surface is suggested. According to this model a surface is presented as a random field with prescribed distribution of heights and spatial correlation function. Requirements produced to the algorithms for modeling polyscale surfaces are formulated. Primary drawbacks of the traditional random fields modeling methods are considered. A polyscale surfaces modeling method is suggested. This new method is based on the vector recursive filtering and linear spatial interpolation algorithms. It allows generating rough surfaces of large dimensions (about 1×1 km) with discretization step 1 mm. The results of a three-scaled rough surface modeling are shown.

Key words: modeling, underlying surface, correlation function, polyscale surface, spatial interpolation, recursive filtering.

Борцова Мария Викторовна – аспирант кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ma-sha_bortsova@rambler.ru.

УДК 004.8:004

И.Б. СИРОДЖА, А.А. БАБУШКИН

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

ФОРМАЛИЗАЦИЯ КОМПЬЮТЕРНОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СТАПЕЛЬНО-СБОРОЧНОЙ ОСНАСТКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Предложена формализация процесса компьютерной поддержки принятия решений при проектировании ступенно-сборочной оснастки летательных аппаратов (СОЛА). Разработана математическая схема принятия решений в иерархической системе поддержки принятия решений (СППР) при проектировании СОЛА, на основе формализации фундаментального принципа последовательного разрешения неопределенности с использованием энтропии решений. Принятие решений рассмотрено как иерархический процесс целенаправленного преобразования текущей информации о состоянии функционирования СППР в информацию о наиболее рациональном пути достижения системой желательного состояния в будущем.

Ключевые слова: поддержка принятия решений, база квантов знаний, формальная схема поддержки решений в СППР «СОЛА».

1. Постановка задачи

В работе [1] сформулирована *общая задача формализации СППР*, содержащая важную *частную задачу* – синтез *математической схемы принятия решений* в СППР «СОЛА». Решению именно этой задачи по заданной там же исходной информации посвящена данная работа.

Итак, задача синтеза *математической схемы принятия решений* в СППР рассматривается как вариант формализации фундаментального принципа *последовательного разрешения неопределенности* [2 – 6] с использованием энтропии искомых решений. Разработанные в [1] *формальные схемы функционирования и управления* СППР составляют основу для построения *формальной схемы принятия решений* в СППР «СОЛА». Обеспечение принятия решений полной и надежной информацией в нужное время – центральная и наиболее сложная проблема организации эффективного функционирования и управления СППР. Количество, содержание и своевременность получения информации определяют качество принимаемых решений, а, значит, эффективность СППР. Поэтому *принятие решений* мы рассматриваем как *иерархический процесс* целенаправленного преобразования текущей информации о состоянии функционирования СППР в информацию о наиболее рациональном пути достижения системой желательного состояния в будущем. Применительно к предмету нашего исследования под *информацией* будем понимать сведения, созвучные с понятиями теории информации [5] К.Шеннона, и необходимые для принятия целевых решений. Иными

словами, мы будем использовать *энтропийную меру количества информации* как степень разрешения неопределенности выбора из множества альтернатив возможных решений с применением ЭВМ.

Следуя общей постановке задачи формализации СППР в [1], перед разработкой *математической схемы принятия решений* в СППР «СОЛА» рассмотрим *формализацию информационной структуры* принимаемых решений.

2. Формализация информационной структуры искомых решений

Содержание информационной деятельности СППР определяется *информационной структурой решений*, принимаемых в звеньях иерархии управления системой. Информацию будем характеризовать двумя взаимосвязанными показателями – *количеством I* (например, в битах) и *неопределенностью*, выраженной через *энтропию Э*.

Каждая составляющая информационной структуры решения представляет собой набор *количественных и-или качественных параметров*. Неопределенность информации состоит в том, что истинные значения параметров неизвестны, а принимающий решение может определить только интервалы I, содержащие возможные значения параметров. Для каждого решения существует допустимая точность задания информации, т.е. минимальные интервалы ε значений параметров, обеспечивающих требуемую подробность описания процесса. Если информация о каком либо параметре отсутствует, то интервал I содержит все возможные значения этого

параметра, т.е. $l = \sup l$. В ином крайнем случае, когда вся информация о параметре известна, то l совпадает с допустимым интервалом ε , т.е. $l = \varepsilon$. При известной полной информации интервалы l и ε вырождаются в точку. В реальной практике возможна промежуточная ситуация, когда l находится в интервале $\varepsilon \leq l \leq \sup l$. Использование допустимого интервала ε позволяет перейти от *континуально-го* множества значений параметров управляемого процесса к конечному множеству, что обеспечивает возможность использования формулы Шеннона [5] для описания неопределенности решения. Пусть на любой момент процедуры принятия решения для каждого j -го параметра ($j = 1, 2, \dots, J$) определены допустимые интервалы точности задания численных значений $\varepsilon_j \in E = \{\varepsilon_j\}$ и интервалы возможных значений параметров $l_j \in L = \{l_j\}$, где L – область возможных решений. Разобьем интервалы l_j на участки k_j длиной, равной $|\varepsilon_j|$. Тогда каждый интервал l_j будет содержать количество N_j участков k_j :

$$N_j = \frac{|l_j|}{|\varepsilon_j|}. \quad (1)$$

Обозначим через P_{k_j} вероятность попадания численного значения j -го параметра в k_j -й участок интервала l_j , ($k_j = \overline{1, N_j}$). В силу независимости элементов области возможных решений $L = \{l_j\}$ полная энтропия Θ_{Π} принимаемого решения согласно Шеннону [8] определяется по формуле:

$$\Theta_{\Pi} = - \sum_{j=1}^J \sum_{k_j=1}^{N_j} P_{k_j} \log P_{k_j}. \quad (2)$$

Очевидно, что величина Θ_{Π} определяется вектором допустимого интервала точности $\vec{E} = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, |\varepsilon|)$ и вектором $\vec{L} = (l_1, l_2, \dots, |L|)$. Уменьшение $|\varepsilon|$ при $|L| = \text{const}$ увеличивает *полную энтропию решения* Θ_{Π} , и наоборот. В процессе принятия решений $|\varepsilon|$ обычно *не изменяется*, а $|L|$ уменьшается, что приводит к *увеличению энтропии решения*. Если принять допущение о том, что распределение истинных значений параметров в интервалах $l_j \in L$ подчиняется равномерному закону, то вероятность P_{k_j} определяется формулой:

$$P_{k_j} = \frac{\varepsilon_j}{l_j}, \quad (3)$$

а равенство (2) при подстановке выражения P_{k_j} (3) преобразуется к виду:

$$\Theta_{\Pi} = - \sum_{j=1}^J \log \frac{1}{N_j}. \quad (4)$$

Представленные *оценки неопределенности информации* (2) и (4) носят универсальный характер в том смысле, что могут применяться и к качественным параметрам. Например, если при формировании общей цели управления системой не может быть отдано предпочтение ни одному варианту компромисса в решении задачи *скаляризации* частных целей, то неопределенность выбора цели можно представить в соответствии с (4) выражением:

$$\Theta_{\Pi} = - \log \frac{1}{m}, \quad (5)$$

где m – число рассматриваемых вариантов компромисса.

Таким образом, основной закономерностью процесса *разрешения неопределенности* Θ_{Π} в принятии решений является зависимость величины интервалов $l_j \in L$, содержащих истинное значение параметров, от величины объективной информации I об этих параметрах. Чем *меньше* информации, тем *шире* интервалы l_i и тем *выше* роль субъективных факторов в принятии решений, и наоборот. В случае полного отсутствия объективной информации об управляемом процессе область возможных значений параметров L совпадает с областью их определения $\sup L$.

Информацию, необходимую для принятия решений в СППР, условно классифицируем на *три основные класса*. К *первому классу* отнесем информацию I_{Π} , заранее накопленную в системе управления и *потенциально готовую* к использованию в процессе принятия решений. Неопределенность I_{Π} определяется ее неполнотой труднодоступностью, а также неполной достоверностью и несоответствием содержанию решения. Неопределенность I_{Π} обозначается символом Θ_{Π} .

Второй класс составляет информация $I_{\text{ог}}$, получаемая в процессе принятия решения и *объективно готовая* к использованию для выработки решения. Неопределенность $I_{\text{ог}}$ определяется неполнотой оперативных сведений и накопленной I_{Π} , а также ограниченными возможностями используемых математических методов. Неопределенность $I_{\text{ог}}$ обозначается символом $\Theta_{\text{ог}}$.

К *третьему классу* отнесем информацию $I_{\text{св}}$, которая не может быть получена какими-либо объ-

ективными методами, а базируется на субъективном выборе, интуиции и опыте ЛПР. Неопределенность $I_{св}$ разрешается волевым решением ЛПР путем субъективного выбора и обозначается символом $\mathcal{E}_{св}$. На основании изложенного полная энтропия решения $\mathcal{E}_{п}$ может быть представлена суммой:

$$\mathcal{E}_{п} = \mathcal{E}_{пг} + \mathcal{E}_{ог} + \mathcal{E}_{св}. \quad (6)$$

Выражение (51) отражает тот факт, что на каждый определенный момент процесса принятия решения объективно существуют неопределенности всех трех указанных классов.

Выделим начальную неопределенность решения $\mathcal{E}_{н}$ на момент начала процедуры принятия решения, т.е. $\mathcal{E}_{п} = \mathcal{E}_{н}$ на момент $t = 0$, где $t \in T = [0, t_T]$ – время, выделенное на принятие решения. Заметим, что функция $\mathcal{E}_{п} = f(I)$ существенно зависит от $\mathcal{E}_{н}$, количества информации I и времени T . В общем виде зависимость $\mathcal{E}_{п} = f(I)$ представлена на рис. 1 как огибающая реальной дискретной функции $\mathcal{E}_{п}$.

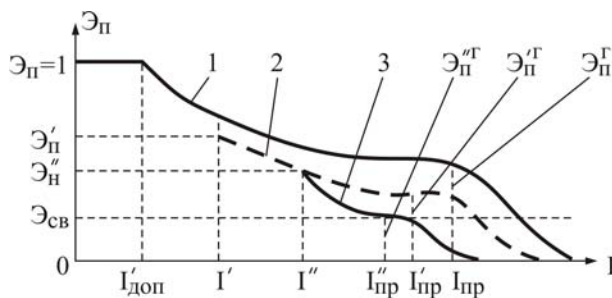


Рис. 1. Зависимость $\mathcal{E}_{п} = f(I)$ при $T = \text{const}$

Графики $\mathcal{E}_{п} = f(\mathcal{E}_{н}, I)$ построены при условии, что для всех значений $\mathcal{E}_{п}$ сохраняются одни и те же условия принятия решений, время T и время обработки информации. При этом равенство $I = 0$ соответствует полному отсутствию информации, а $I_{доп}$ – это минимально допустимое количество исходной информации, ниже которого никаких суждений относительно принимаемого решения сделать нельзя. I' и I'' обозначают величины заранее накопленной информации ($I' < I''$), которым соответствуют величины начальной неопределенности решений $\mathcal{E}_{н}'$ и $\mathcal{E}_{н}''$. Наконец, $I_{пр}$ – предельное (максимальное) количество информации, которое может быть использовано для принятия решения при условии, что дальнейшее накопление информации уже не уменьшает область L возможных значений параметров. При $\mathcal{E}_{н} = 1$ (гипотетическая кривая 1 на

рис. 1) управляющий не имеет необходимой информации к началу принятия решений и вынужден формировать все элементы информационной структуры непосредственно в процессе принятия решения за ограниченное время T . В подобных условиях принимаемое решение будет носить крайне субъективный характер, т.е. определяться широкой областью значений L , чему соответствует наибольшее значение граничной энтропии решения $\mathcal{E}_{н}^Г$. В реальных условиях управления СППР начальная неопределенность решения всегда находится в интервале $\mathcal{E}_{св} < \mathcal{E}_{н} < 1$. Кривые 2 и 3, соответствующие $\mathcal{E}_{н}'$ и $\mathcal{E}_{н}''$, когда $\mathcal{E}_{н}' > \mathcal{E}_{н}''$ отражают общую закономерность: чем больше информации об ОПР накоплено и обработано заранее, тем меньше информации требуется искать и обрабатывать в процессе принятия решения и тем меньше граничная неопределенность решения $\mathcal{E}_{п}''^Г < \mathcal{E}_{п}'^Г$, т.е. выше качество решения. На рис. 2 изображены три дискретные зависимости величины граничной неопределенности $\mathcal{E}_{н}^Г$ решения для трех значений начальной неопределенности $\mathcal{E}_{н}^Г = 1 > \mathcal{E}_{н}'^Г > \mathcal{E}_{н}''^Г$ при фиксированном методе M сбора и обработки информации.

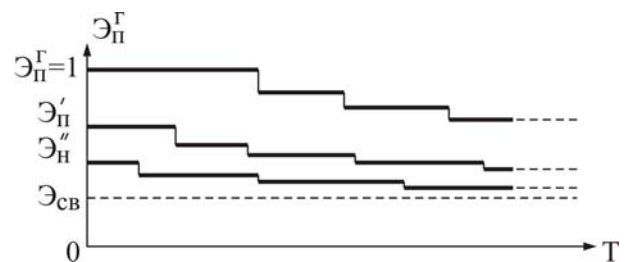


Рис. 2. Дискретная зависимость граничной неопределенности $\mathcal{E}_{н}^Г = \varphi(\mathcal{E}_{н}, T)$ при $M = \text{const}$

Дискретный характер изменения энтропии $\mathcal{E}_{н}^Г$ объясняется тем, что для получения каждой порции (кванта) информации требуется определенное время, которое зависит, прежде всего, от метода M для принятия решений. На рис. 3 представлен общий вид функции $\mathcal{E}_{п}^Г = \varphi(M, T)$, где M_1 – метод принятия решений без какой либо поддержки; M_2 – метод, использующий в качестве средств поддержки решений банки данных, информационно-поисковые системы; M_3 – метод, основанный на применении интеллектуальных информационных технологий (ИИТ) при $\mathcal{E}_{н} = \text{const}$.

Из графиков рис. 3 следует, что величину граничной энтропии $\mathcal{E}_{п}^Г$ можно уменьшить не только

за счет уменьшения начальной энтропии $\mathcal{E}_H$ вплоть до уровня энтропии субъективного выбора решения $\mathcal{E}_{св}$. Можно уменьшить $\mathcal{E}_H^r$ и путем увеличения времени T для принятия решения, а главное, за счет применения ИИТ (см. *кривую* для M_3).

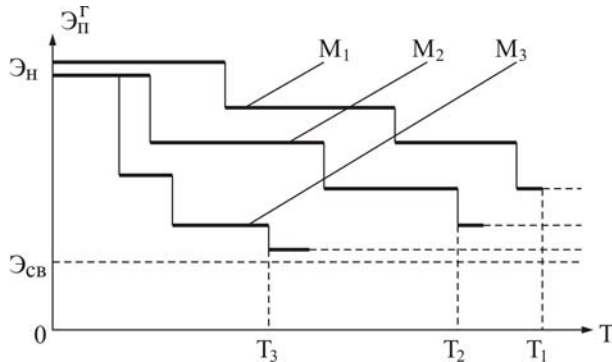


Рис. 3. Общий вид зависимости $\mathcal{E}_H^r = \varphi(M, T)$ при $\mathcal{E}_H = \text{const}$

Это научно обосновывает развивающуюся тенденцию разработки и внедрения в производство интеллектуальных информационных технологий (ИИТ) на базе компьютерных СППР промышленного назначения. Заметим, что в некоторых технических системах выбор решений удастся автоматизировать, используя известные компьютерные средства. Поскольку в таких случаях $\mathcal{E}_{св} = 0$ и для принятия решений не требуется непосредственное использование интеллектуальных человеческих усилий. С другой стороны, проведенный на основе шенноновского подхода анализ информационных аспектов принятия решений, позволяет использовать граничную энтропию решения $\mathcal{E}_H^r$ как универсальную меру качества решения. Действительно, величина $\mathcal{E}_H^r$ характеризует как *степень риска*, которую берет на себя ЛПР, прекращая поиски строгого обоснования способов уменьшения $\mathcal{E}_H^r$, так и *возможности* применяемых методов выработки решений. Наряду с $\mathcal{E}_H^r$ можно пользоваться относительной оценкой качества решения ω :

$$\omega = 1 - \frac{\mathcal{E}_H^r}{\mathcal{E}_H} \leq \omega_{\max} = -\frac{\mathcal{E}_{св}}{\mathcal{E}_H}, \quad (7)$$

где $\omega_{\max}$ — предельно возможная величина *качества решения*, когда вся объективная информация $I_{пр}$, необходимая для принятия решения, собрана и когда $\mathcal{E}_H^r = \mathcal{E}_{св}$.

Величина ω (7) характеризует *качество самой*

процедуры принятия решений, т.е. *эффективность* ее организации, применяемых методов и технических средств. Практическое значение меры качества $\mathcal{E}_H^r$ и ее аналога ω заключается в том, что с их помощью можно оценивать и сравнивать эффективность внедрения в практику различных СППР или их отдельных элементов.

Анализ *информационной структуры* принимаемых решений в СППР будет неполным, если не затронуть информационных аспектов *прогнозирования*, т.е. принятия *прогнозных решений* наряду с *идентификационными решениями*. Вся собираемая информация и все этапы ее обработки нацелены на обеспечение достоверного *прогнозирования* внешних условий функционирования СППР «СОЛА» и ее возможной в будущем эволюции под воздействием принимаемых решений. Подходящая альтернатива решения выбирается путем анализа прогнозируемых последствий реализации всех альтернатив. Прогнозируемое состояние СППР по каждой альтернативе сравнивается с целями системы, оценивается степень риска принятия альтернативы и ее *негативные* побочные последствия. *Достоверность прогноза* полностью определяется количеством и качеством исходной информации и подчиняется закономерностям, указанным на рис. 1, 2, 3. Энтропия субъективного выбора $\mathcal{E}_{св}$ решения содержит в себе как основную составляющую — энтропию *субъективного прогнозирования* $\mathcal{E}_{сп}$. Характерной особенностью прогнозирования является зависимость $\mathcal{E}_{сп}$ от времени упреждения $t_{уп}$, т.е. глубины прогноза. Чем *дальше* мы заглядываем в будущее, тем *менее определенным* оно нам представляется. С увеличением глубины прогноза $t_{уп}$ объективно *уменьшается* информация, которая потенциально может быть использована для прогнозирования ($I_{пр}$ (см. $\mathcal{E}_{пр}$ (6))), а следовательно *увеличивается* энтропия субъективного прогноза $\mathcal{E}_{сп} = f(I(t))$.

Конкретный вид $f(I(t))$ определяется природой данного явления и особенностями свойственных явлению причинно-следственных связей. Когда прогноз понимается как любое обоснованное суждение о будущем состоянии процесса, то зависимость энтропии $\mathcal{E}_{сп} = f(I(t)_{уп})$ отражает наиболее *общие закономерности прогнозирования*. Цели прогнозирования вытекают из содержания принимаемых на основе прогноза решений. Требования по *точности прогноза* могут быть выражены через *допустимую* неопределенность прогноза $\mathcal{E}_{доп}$, которая в простейшем случае определяется как сумма энтропий

прогнозируемых параметров будущего состояния СППР: $\mathcal{E}_{\text{доп}} = \sum_{i=1}^n \mathcal{E}_i^{\text{доп}}$, где n – число параметров состояния.

Наш взгляд на возможности научного предвидения (прогнозирования) базируется на следующем суждении. Если исследования *настоящего* и *прошлого* поведения процесса (объекта) позволяют выявить устойчивые связи, отношения между характеристиками процесса и на их основе сформулировать объективные закономерности, то с помощью этих закономерностей возможно и научное предвидение. Иными словами, существование *объективных законов* развития процессов определяет *принципиальную возможность прогнозирования*, которая может быть реализована по мере вскрытия этих законов наукой.

3. Математическая схема принятия решений в СППР «СОЛА»

Как известно, *математическая схема принятия решений* в СППР должна отражать основные закономерности процессов выработки решений в иерархической системе. Она является основой для синтеза моделей, методов, информационных технологий управления и эксплуатации СППР. Основные закономерности принятия решений сформулируем в виде фундаментального принципа *последовательного разрешения неопределенности (ПНР)*. Согласно принципу **ПНР** процесс принятия решения должен представлять собой движение от обобщенного представления о целях, иерархическом характере деятельности, условиях функционирования многоуровневой управляемой системы, о показателях ее рационального поведения в целом до детального представления задач, условий, механизмов и критериев работы всех подсистем и элементов СППР «СОЛА».

Следовательно, поставленная задача сводится к установлению на *языке формальной схемы* взаимно однозначных отображений математических языков *нижнего, среднего* и *верхнего* уровней описания СППР «СОЛА», а также к выбору однозначных операторов для реализации этих отображений.

Для решения этой задачи формализуем сначала необходимые условия *информационного единства многоуровневого формального описания* СППР и построения системы ее моделей. Представим *лингвистическую структуру* многоуровневого модельного описания системы в виде взаимосвязанных языков трех уровней: *нижнего* – Я1, *среднего* – Я2 и *верхнего* – Я3 как множеств словарей исходных понятий на соответствующих уровнях. Элементами этих множеств являются параметры описания СППР:

$$Я1 = \{\alpha_i\}, Я2 = \{\beta_j\}, Я3 = \{\gamma_k\}, \quad (8)$$

где $i \in I_\alpha, j \in J_\beta, k \in K_\gamma$;

$I_\alpha, J_\beta, K_\gamma$ – число параметров, описывающих систему на каждом уровне обобщения.

Язык $Я1 = \{\alpha_i\}$ реализует наиболее подробное описание системы и называется *базовым языком*. Языки других уровней описания системы являются производными от *базового языка* в том смысле, что любое понятие вышестоящего уровня опирается на понятия нижестоящего уровня или *базового языка*. В межуровневых отношениях языков моделирования эта зависимость выступает в виде формальных правил вычисления значений параметров по числовым значениям группы параметров нижестоящего уровня. Выразим эту зависимость в виде операторных отображений $F_{Я2}$ и $F_{Я3}$:

$$F_{Я2} : Я1 \rightarrow Я2, F_{Я3} : Я2 \rightarrow Я3. \quad (9)$$

Предполагается, что существуют также операторы *обратного* отображения языка верхнего уровня на язык нижних уровней описания СППР:

$$\bar{F}_{Я1} : Я2 \rightarrow Я1, \bar{F}_{Я3} : Я3 \rightarrow Я2. \quad (10)$$

Из (9) и (10) следует, что и элементы языков различных уровней должны однозначно соотноситься друг с другом. Тогда оператор $F_{\beta j}$ формирования понятий элементов языка Я2 из элементов языка Я1 и оператор $F_{\gamma k}$ формирования элементов языка Я3 из элементов языка Я2 описывают соответствующие взаимнооднозначные отображения:

$$F_{\beta j} : \{\alpha_{ij}\} \rightarrow \beta_j, F_{\gamma k} : \{\beta_{jk}\} \rightarrow \gamma_k. \quad (11)$$

Аналогично операторы $\bar{F}_{\beta k}$ и $\bar{F}_{\alpha j}$ задают *обратные* отображения элементов вышестоящих языков в соответствующие множества элементов языков нижестоящих уровней:

$$\bar{F}_{\beta k} : \gamma_k \rightarrow \{\beta_{jk}\}, \bar{F}_{\alpha j} : \beta_j \rightarrow \{\alpha_{ij}\}, \quad (12)$$

где $\{\alpha_{ij}\} \subset \{\alpha_i\}$ и $\{\beta_{jk}\} \subset \{\beta_j\}$.

Поскольку каждому понятию вышестоящего языка соответствует свой оператор *прямого* и *обратного* отображения, то операторы взаимнооднозначного отображения языков представляют собой множества:

$$\begin{aligned} F_{Я2} &= \{F_{\beta j}\}, F_{Я3} = \{F_{\gamma k}\}, \\ \bar{F}_{Я2} &= \{\bar{F}_{\beta k}\}, \bar{F}_{Я1} = \{\bar{F}_{\alpha j}\}. \end{aligned} \quad (13)$$

На основании соотношений (9) – (13) заключаем, что для соблюдения принципа *информационного единства* каждому описанию конкретного состояния системы на языке нижестоящего уровня должно соответствовать единственное значение параметров описания этого состояния на вышестоящем уровне.

Пусть $m_{\alpha i}$, $m_{\beta j}$, $m_{\gamma k}$ – численные значения какого либо параметра m для соответствующих уровней описания системы. Тогда должна существовать такая последовательность операторов отображения S_{α} , которая ставит в соответствие количественное описание объекта на нижнем уровне количественному описанию этого состояния на вышестоящем уровне:

$$\begin{aligned} S_{\alpha 2} : M_{\alpha 1} &= \{m_{\alpha i}\} \rightarrow M_{\alpha 2} = \{m_{\beta j}\}, \\ S_{\alpha 3} : M_{\alpha 2} &= \{m_{\beta j}\} \rightarrow M_{\alpha 3} = \{m_{\gamma k}\}, \\ \forall i \in I_{\alpha}, \forall j \in J_{\beta}, \forall k \in K_{\gamma}. \end{aligned} \quad (14)$$

Следовательно, для каждого элемента языка вышестоящего уровня можно записать свои операторы отображения $S_{\beta j}$ и $S_{\gamma k}$:

$$\begin{aligned} S_{\beta j} : \{m_{\alpha j}\} &\rightarrow m_{\beta j}, \\ S_{\gamma k} : \{m_{\beta j}\} &\rightarrow m_{\gamma k}. \end{aligned} \quad (15)$$

Обратный переход сверху вниз в иерархии описаний СППР неоднозначен: каждому конкретному количественному описанию состояния системы на языке верхнего уровня соответствует множество описаний этого состояния на языке нижнего уровня, т.е. существует оператор *обратного* отображения S_{α} , формирующий множество исходных описаний на языке нижестоящего уровня:

$$\begin{aligned} \bar{S}_{\alpha 2} : M_{\alpha 3} &\rightarrow \{M_{\alpha 2}\} = \Omega_{\alpha 2}, \\ \bar{S}_{\alpha 1} : M_{\alpha 2} &\rightarrow \{M_{\alpha 1}\} = \Omega_{\alpha 1}, \end{aligned} \quad (16)$$

где $\Omega_{\alpha 2}$ – множество состояний, описанных на языке $\alpha 2$, соответствующих единственному состоянию, описанному на языке $\alpha 3$; для $\Omega_{\alpha 1}$ – аналогично. Отображения (16) подсказывают следующую идею обоснования необходимого числа уровней формального описания СППР. Если на заданных множествах $\Omega_{\alpha 1}$ и $\Omega_{\alpha 2}$ ввести меры $d_{\alpha 1}$ и $d_{\alpha 2}$, отражающие степень агрегирования и деагрегирования описания системы, то о величине меры можно косвенно судить по числу ситуаций нижнего уровня описания, соответствующих одной ситуации вышестоящего уровня. Если мера «мала», то система моделей СППР становится многоуровневой и сложной в эксплуатации, а если «велика», то система моделей огрубляется с потерей информации и становится неадекватной реальным условиям. Компромисс достигается эмпирическим путем с введением некоторого *порога сложности* описания и проверки корректности операторов (14) – (16), обеспечивающих соответствие языков представления системы на разных уровнях иерархии описания. Проверку обычно проводят с помощью моделей системы. Пусть $m_{\alpha 1}$, $m_{\alpha 2}$ и $m_{\alpha 3}$ – множества моделей, описывающих

функционирование СППР соответственно на нижнем, среднем и верхнем уровнях обобщения. *Входную* информацию, описывающую исходное состояние системы в модели на языках $\alpha 1$, $\alpha 2$, $\alpha 3$ (8), обозначим соответственно $I_{\alpha 1}^{Y1}$, $I_{\alpha 2}^{Y2}$, $I_{\alpha 3}^{Y3}$. Результаты моделирования в виде *выходной* информации, описывающей будущее состояние системы на тех же языках, обозначим через $I_{\alpha 1}^{Y1}$, $I_{\alpha 2}^{Y2}$, $I_{\alpha 3}^{Y3}$. Процессы моделирования представим в виде операторного преобразования входной информации в *выходную*:

$$\begin{aligned} m_{\alpha 1} : I_{\alpha 1}^{Y1} &\rightarrow I_{\alpha 1}^{Y1}, \\ m_{\alpha 2} : I_{\alpha 2}^{Y2} &\rightarrow I_{\alpha 2}^{Y2}, \\ m_{\alpha 3} : I_{\alpha 3}^{Y3} &\rightarrow I_{\alpha 3}^{Y3}. \end{aligned} \quad (17)$$

С помощью оператора $\hat{S}_{\alpha}$ получаем *входную* информацию $I_{\alpha 2}^{Y2}$ и $I_{\alpha 3}^{Y3}$ путем операторного преобразования *входной* информации $I_{\alpha 1}^{Y1}$, представленной на *базовом языке* $\alpha 1$:

$$\begin{aligned} \hat{S}_{\alpha 2} : I_{\alpha 1}^{Y1} &\rightarrow I_{\alpha 2}^{Y2}, \\ \hat{S}_{\alpha 3} : I_{\alpha 1}^{Y1} &\rightarrow I_{\alpha 3}^{Y3}. \end{aligned} \quad (18)$$

Оператор $\hat{S}_{\alpha}$ может быть использован для преобразования и *выходной* информации $I_{\alpha 1}^{Y1}$:

$$\begin{aligned} \hat{S}_{\alpha 2} : I_{\alpha 1}^{Y1} &\rightarrow I_{\alpha 2}^{Y2}, \\ \hat{S}_{\alpha 3} : I_{\alpha 1}^{Y1} &\rightarrow I_{\alpha 3}^{Y3}. \end{aligned} \quad (19)$$

Введем допустимые отклонения ε_D^{Y2} и ε_D^{Y3} значений параметров состояния системы при переходе с языка описания $\alpha 1$ на язык $\alpha 2$ и с языка $\alpha 2$ на язык $\alpha 3$. Тогда сравнение результатов моделирования (17) позволяет сформулировать *необходимое условие соответствия описаний* на языках разного уровня обобщения:

$$\begin{aligned} \left| I_{\alpha 2}^{Y2} - I_{\alpha 2}^{Y2} \right| &\leq \varepsilon_D^{Y2}, \\ \left| I_{\alpha 3}^{Y3} - I_{\alpha 3}^{Y3} \right| &\leq \varepsilon_D^{Y3}, \end{aligned} \quad (20)$$

где ε_D^{Y2} и ε_D^{Y3} определяются мерами $d_{\alpha 1}$ и $d_{\alpha 2}$ агрегирования и деагрегирования описания системы. Поскольку в *формальном описании* СППР оператор $\hat{S}_{\alpha}$ на практике осуществляет функцию осреднения информации, то в большинстве случаев для операторных отображений используются модели нижестоящего уровня:

$$\begin{aligned} \hat{S}_{\alpha 2} : \{I_{\alpha 1}^{Y1}, m_{\alpha 1}\} &\rightarrow I_{\alpha 2}^{Y2}, \\ \hat{S}_{\alpha 3} : \{I_{\alpha 2}^{Y2}, m_{\alpha 2}\} &\rightarrow I_{\alpha 3}^{Y3}. \end{aligned} \quad (21)$$

В этом случае выражение (21) служит условием *одновременного согласования* информации и моделей в иерархии формального описания СППР. Выражения (9) – (21) в совокупности составляют *необходимые условия информационного единства* многоуровневого формального описания системы.

Для получения *окончательной формальной схемы принятия решений* в СППР «СОЛА» введем *порог сложности*, т.е. дополним полученные соотношения (8) – (21) ограничениями на объемы словарей исходных понятий языков $Я1 = \{\alpha_i\}$, $Я2 = \{\beta_j\}$, $Я3 = \{\gamma_k\}$ (см. (8)). Эти ограничения имеют вид:

$$\begin{aligned} i &= (1, 2, \dots, |I_\alpha|); |I_\alpha| \leq I_\alpha^n; \\ j &= (1, 2, \dots, |J_\beta|); |J_\beta| \leq J_\beta^n; \\ k &= (1, 2, \dots, |K_\gamma|); |K_\gamma| \leq K_\gamma^n; \end{aligned} \quad (22)$$

где I_α^n , J_β^n , K_γ^n – величины заданных значений мощностей соответствующих множеств I_α , J_β , K_γ , характеризующих объемы словарей указанных языков многоуровневого описания СППР.

В терминах нашего энтропийного подхода *порог сложности*, выраженный ограничениями (22), представим в виде величины *предельной неопределенности информации*, с которой может оперировать лицо, принимающее решение (ЛПР). По аналогии с выражением (6) назовем *порог сложности каждой задачи*, решаемой на каждом этапе принятия решения, *полной предельной энтропией* i -й задачи n -го уровня обобщения, т.е. $\mathcal{E}_i^{nn}(n)$. Поскольку каждая *задача принятия решения* не должна превышать соответствующего *порога сложности*, то для 1-го этапа принятия решения, состоящего из одной задачи, можно записать условие неопределенности согласно (6) в виде:

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_i^{nn}(n=1) &\geq \mathcal{E}_n(n=1) = \\ &= \mathcal{E}_{\text{пр}}(n=1) + \mathcal{E}_{\text{ог}}(n=1) + \mathcal{E}_{\text{св}}(n=1). \end{aligned}$$

В общем виде для любого уровня (этапа) принятия решения это условие определяется выражением:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^D \mathcal{E}_i^{nn}(n) &\geq \sum_{i=1}^D \mathcal{E}_i(n) = \mathcal{E}_n(n); n=1, 2, \dots, M; \\ D &\text{ – число задач принятия решений;} \\ M &\text{ – число уровней иерархии решений;} \\ \mathcal{E}_{\text{ип}}(n) &= \mathcal{E}_{\text{ипр}}(n) + \mathcal{E}_{\text{iog}}(n) + \mathcal{E}_{\text{исв}}(n); \\ (i &= 1, D); \end{aligned} \quad (23)$$

где i – номер последовательно решаемой задачи на n -м уровне принятия решений,

D – число задач принятия решений; $\mathcal{E}_{\text{ип}}(n)$ –

полная энтропия i -й задачи n -го уровня решений; $\mathcal{E}_{\text{ипр}}(n)$ – энтропия потенциально готовой для принятия решений информации; $\mathcal{E}_{\text{iog}}(n)$ – энтропия объективно готовой для принятия решений информации; $\mathcal{E}_{\text{исв}}(n)$ – энтропия субъективного выбора решения i -й задачи.

Полная энтропия $\mathcal{E}_n$ принятия решений в целом должна удовлетворять выполнению условия:

$$\mathcal{E}_n = \sum_{n=1}^M \sum_{i=1}^D \mathcal{E}_{\text{ип}}(n) \leq \mathcal{E}^{nn} = \sum_{n=1}^M \sum_{i=1}^D \mathcal{E}_i^{nn}(n). \quad (24)$$

Из условий (23) и (24) следует, что *вертикальная* декомпозиция принятия решений по уровням и *горизонтальная* декомпозиция по решаемым задачам определяется *степенью сложности* проблемы, т.е. величиной *полной энтропии решения* $\mathcal{E}_n$ и *порогами сложности* отдельных задач $\mathcal{E}_i^{nn}(n)$ декомпозиции этого решения. Поэтому искомым оператором декомпозиции $\hat{D}$, определяющий структуру $\{M, D\}$ принятия решений, в зависимости от величины полной энтропии решения $\mathcal{E}_n$, представляет собой *интерактивный процесс* последовательного сверху вниз определения уровней описания проблемы и числа задач последовательного принятия решений на каждом уровне. При этом для каждой *выделенной задачи принятия решений* определяется *порог сложности* и сравнивается с *полной энтропией* ее решения. Если $\mathcal{E}_i^{nn}(n) \leq \mathcal{E}_{\text{ип}}(n)$, то увеличивают число задач и вновь проводят сравнение. Если $\mathcal{E}_i^{nn}(n)$ на много превышает $\mathcal{E}_{\text{ип}}(n)$, то уменьшают число задач этого уровня. Итерации прекращаются при достижении рациональной декомпозиции, т.е. при условии, когда для всех $\mathcal{E}_{\text{ип}}(n) \in \mathcal{E}_n(n)$ значения $\mathcal{E}_{\text{ип}}(n)$ и $\mathcal{E}_i^{nn}(n)$ становятся допустимо близкими. Представим этот процесс в виде оператора отображения:

$$D: \{\mathcal{E}_n, \{\mathcal{E}_i^{nn}(n)\}\} \rightarrow \{M, D\}. \quad (25)$$

Таким образом, условия (23), (24) и отображение (25) представляют один из конструктивных вариантов формализации принципа **ПРН** в процессе принятия решений на базе полученных необходимых условий (9) – (21) *информационного единства* многоуровневого описания СППР «СОЛА».

Заключение

На основе полученных *необходимых условий* (9) – (21) *информационного единства* многоуровневого описания компьютерной СППР, дополненных

порогом сложности в виде ограничений (22), синтезирована искомая **формальная схема принятия решений** в СППР «СОЛА». **Порог сложности** (22) представлен в виде величины **предельной неопределенности информации**, с которой может оперировать ЛПР. Условия (23), (24) в совокупности с отображением (25) математически определяют предложенный авторами конструктивный вариант формализации принципа **последовательного разрешения неопределенности** в СППР «СОЛА».

Литература

1. Сироджа И.Б. Формализация функционирования и управления системой поддержки решений при проектировании стапельно-сборочной оснастки летательных аппаратов / И.Б. Сироджа, А.А. Бабушкин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 4 (31). – С. 75-86.
2. Трахтенгерц Э.А. Компьютерная поддержка принятия решений / Э.А. Трахтенгерц. – М.: СИНТЕГ, 1998. – 376 с.
3. Ларичев О.И. Объективные модели и субъективные решения / О.И. Ларичев. – М.: Наука, 1987. – 320 с.

4. Ларичев О.И. Качественные методы принятия решений / О.И. Ларичев, Е.М. Мошкович. – М.: Наука, 1996. – 208 с.

5. Шеннон К. Работы по теории информации и кибернетике / К. Шеннон. – М.: Изд-во иностр. лит., 1963. – 830 с.

6. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления / И.Б. Сироджа. – К.: Наукова думка, 2002. – 490 с.

7. Бабушкин А.А. Методологические основания разработки систем автоматизированного проектирования приспособлений для сборки летательных аппаратов / А.А. Бабушкин // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр.; сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2007. – Вып. 37. – С. 25-34.

8. Бабушкин А.А. Обеспечение точности изготовления и точности увязки сборочных приспособлений в авиастроении / А.А. Бабушкин // *Вісник Інженерної академії України*. – 2008. – №1. – С. 8-11.

9. Бабушкин А.И. Моделирование и оптимизация сборки летательных аппаратов / А.И. Бабушкин. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.

Поступила в редакцию 6.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, профессор кафедры системотехники Э.Г. Петров, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Харьков.

ФОРМАЛІЗАЦІЯ КОМП'ЮТЕРНОЇ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ СТАПЕЛЬНО-СКЛАДАЛЬНОГО ОСНАЩЕННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

І.Б. Сироджа, О.А. Бабушкин

Запропоновано формалізацію процесу комп'ютерної підтримки прийняття рішень при проектуванні стапельно-складального оснащення літальних апаратів (СОЛА). Розроблено математичну схему прийняття рішень в ієрархічній системі підтримки прийняття рішень (СППР) при проектуванні СОЛА, на основі формалізації фундаментального принципу послідовного вирішення невизначеності з використанням ентропії рішень. Прийняття рішень розглянуте як ієрархічний процес цілеспрямованого перетворення поточної інформації про стан функціонування СППР в інформацію про найбільш раціональний шлях досягнення системою бажаного стану в майбутньому.

Ключові слова: підтримка прийняття рішень, база квантів знань, формальна схема підтримки рішень у СППР «СОЛА».

FORMALIZATION OF COMPUTER SUPPORT OF MAKING A DECISION AT PLANNING OF ASSEMBLING RIGGING AIRCRAFTS

I.B. Sirodza, A.A. Babushkin

Formalization of process of computer support of making a decision is offered at planning of the assembling rigging of aircrafts (SOLA). The mathematical chart of making a decision is developed in the hierarchical system of support of making a decision (SPPR) at planning of SOLA, on the basis of formalization of fundamental principle of successive permission a vagueness with the use of энтропии of decisions. Making a decision is considered as a hierarchical process of purposeful transformation of current state information functioning of SPPR in information about the most rational way of achievement of the desirable state the system in the future.

Key words: support of making a decision, base of quanta of knowledges, formal chart of support of decisions in SPPR of «SOLA».

Сироджа Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бабушкин Александр Анатольевич – ст. преподаватель кафедры финансов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 355.588

О.М. РЕВА¹, Я.С. МАНДРИК²

¹ Кіровоградський національний технічний університет, Україна

² Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

ЧИННИКИ РИЗИКУ В ОРГАНІЗАЦІЇ ПОШУКОВО-РЯТУВАЛЬНИХ РОБІТ

Враховуючи перманентне зростання геополітичної привабливості території України для спрямлення маршрутів міжнародних повітряних трас та відповідну статистику залучення сил Єдиної державної системи проведення авіаційних робіт з пошуку і рятування, розглядається питання забезпечення безпеки польотів при виникненні надзвичайних ситуацій. Спираючись на принципи системного аналізу, визначено сім чинників ризику при їх проведенні та розглянутий їх конкретний зміст та складові. Запропонована схема впливу чинників ризику на діяльність рятувника. Чинники ризику поєднуються у групи ризиків (організаційний, психологічний, ситуаційний ризик, економічний, юридично-правовий).

Ключові слова: безпека польотів, авіаційна подія, надзвичайна ситуація, пошуково-рятувальні роботи, чинники ризику.

Вступ

Актуальність. У світовій цивільній авіації (ЦА) протягом тривалого часу зберігається стійка тенденція послідовного збільшення об'ємів повітряного руху. Тільки у небі України виконується щодня понад 1000 польотів повітряних суден (ПС), у тому числі міжнародних, як з посадкою на території України, так і транзитних [1].

Геополітична привабливість території України для спрямлення міжнародних повітряних трас вимагає ефективного забезпечення безпеки польотів (БП), у тому числі високої готовності служб пошуку та рятування до потенційної можливості виникнення надзвичайної ситуації (НС) у зв'язку з вимушеною посадкою ПС.

Необхідність такого роду готовності переконливо підтверджується такою статистикою. Тільки протягом 2007 року органи управління та сили Єдиної державної системи проведення авіаційних робіт з пошуку і рятування 57 разів включалися в систему аварійного реагування на нестандартну ситуацію з ПС та на НС, не пов'язані з авіаційною подією (АП). 69 разів було приведено у готовність №1 чергові пошуково-рятувальні ПС, причому 39 разів відповідні польоти реально виконувались [2].

Зведена інформація по статистиці катастроф та числу загиблих в них у ЦА держав-учасників Договору про цивільну авіацію (ЦА) і використання повітряного простору подана у табл. 1, з якої витікає, що за 2007 рік трапилось 47 АП, в тому числі 19 катастроф, в яких загинуло 103 людини [3].

Аналіз досліджень та публікацій. З наукових праць [4 – 8], витікає, що дослідниками та фахівцями-

практиками найбільша увага приділяється технічному забезпеченню пошуково-рятувальних робіт (ППР). Проте, аналізуючи АП з 1998 по 2007 рік, ми бачимо, що саме організаційна сторона проведення ПРР грає вирішальну роль в успішному завершенні АП [3]. Так, наприклад, 08.07.06 при виконанні регулярного пасажирського рейсу по маршруту Домодедово – Іркутськ в аеропорту Іркутськ при посадці потерпів катастрофу літак А-310 F – OGYR, який експлуатувався авіакомпанією "Сибір".

ПС зіткнулося з бетонною огорожею аеродрому, після чого, отримавши серйозні пошкодження, зупинилося. Зруйнувались паливні баки і почалась пожежа з проникненням в середину літака.

В результаті АП загинуло 125 осіб, включаючи 2-х пілотів та 3-х бортпровідників, 60 пасажирів і 3 бортпровідника отримали тілесні пошкодження різного ступеня тяжкості. ПС було практично знищене пожежею. У описаній АП можна визначити такі причини, за яких рятувники не змогли врятувати більшу кількість людей:

- 1) на фюзеляжі літака була відсутня схема аварійно-рятувального маркування;
- 2) бортпровідники не були готові до використання ними захисного та аварійно-рятувального обладнання при проведенні аварійної евакуації;
- 3) біля аварійних виходів були поставлені додаткові пасажирські крісла, що не дали змоги швидко евакуюватися з палаючого літака.

Зробимо узагальнене зауваження, що дослідниками взагалі не приділяється увага питанням оцінювання ризику ПРР.

Саме тому метою цієї статті є усунення встановленого недоліку.

Визначення та опис чинників ризику в організації та проведенні ППР

Проблема визначення чинників ризику в організації пошуково-рятувальної діяльності має займа-

ти центральне місце в системі пошуку та рятування, особливо в умовах, коли потенційний ризик надзвичайної ситуації постійно збільшується з-за перманентного збільшення кількості польотів повітряних суден.

Таблиця 1

Розподілення абсолютних показників аварійності в цивільній авіації по державам – учасникам Договору за період 1998 – 2007 р.р.

Держава / рік	Катастрофи										Загинуло в катастрофах									
	98	99	00	01	02	03	04	05	06	07	98	99	00	01	02	03	04	05	06	07
1	–	–	–	–	–	–	1	1	–	1	–	–	–	–	–	–	7	23	–	6
2	–	–	–	–	–	–	–	–	1	–	–	–	–	–	–	–	–	–	113	–
3	2	–	–	1	–	–	1	–	–	–	68	–	–	1	–	–	2	–	–	–
4	–	–	–	–	–	–	1	1	–	2	–	–	–	–	–	–	1	8	–	10
5	–	1	–	–	–	1	–	–	1	–	–	5	–	–	–	1	–	–	1	–
6	–	–	1	–	–	–	1	–	–	–	–	–	3	–	–	–	2	–	–	–
7	–	–	1	–	–	–	1	3	1	1	–	–	2	–	–	–	1	12	1	34
8	9	7	5	10	7	2	6	7	10	13	37	43	20	218	131	29	50	56	317	41
9	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
10	–	–	–	–	–	–	–	–	1	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
11	–	2	–	–	–	–	1	–	2	–	–	7	–	–	–	–	37	–	20	–
12	1	–	2	–	1	2	3	1	1	1	8	–	42	–	44	76	9	2	6	1
Всього	12	10	9	11	8	5	15	13	17	18	113	55	67	219	175	106	109	101	465	92
ПРИМІТКА:		1 – Азербайджанська Республіка; 2 – Республіка Вірменія; 3 – Республіка Білорусь; 4 – Грузія; 5 – Республіка Казахстан; 6 – Киргизька Республіка; 7 – Республіка Молдова; 8 – Російська Федерація; 9 – Республіка Таджикистан; 10 – Туркменістан; 11 – Республіка Узбекистан; 12 – Україна																		

Ризик включає в себе невпевненість, виникне чи ні небажана подія або несприятливі умови. Така недостача інформації ріднить ризик з прийняттям рішень (ПР) в умовах недетермінованих параметрів. З іншої сторони, проблеми ризику, тим не менш часто приходиться вирішувати, і вибір варіанта рішення, так чи інакше зв'язаний з ризиком.

З поняттям ризику часто пов'язують уявлення про можливі або загрозливі події з катастрофічними наслідками. Звідси випливає, що такої події необхідно уникнути будь-якою ціною [9].

Авіація являється однією із тих сфер діяльності, в яких неможливо повністю уникнути ризику і плата за помилки тут дуже висока, тому при ПР, зв'язаного з ризиком, необхідно уважно зважити всі можливі "за" та "проти".

Ризик в організації ППР – можливість (імовірність) настання небажаної події чи стану під час проведення пошуково-рятувальних операцій. При

цьому під небажаною подією розуміється подія, яка заключається в неможливості виконання рятувальниками своїх професійних функцій чи їх неналежне чи помилкове виконання, у тому числі, при відмові технічних засобів, несприятливих метеорологічних умовах і т.д., які в поєднанні з іншими небажаними подіями можуть призвести до НС.

Звичайно, при загрозі матеріальним цінностям, ступінь ризику часто вимірюють в грошовому виразі. Під час ризику, пов'язаного зі здоров'ям, наслідки можуть бути частково оцінені кількісно в таких категоріях, як простій в роботі або витрати на оплату підмінюючого персоналу, або витрати на лікування і т.д. Якщо ж діє ризик, пов'язаний зі летальним виходом, кількісні оцінки наслідків в більшості випадків відсутні. Однак тут за основу можна взяти величину страхового полісу як пасажирів, рятувальників, ПС.

Особливі проблеми становлять випадки в ППР, коли небезпека загрожує і матеріальним цінностям, і

людям одночасно, і бажано міру такого ризику порівняти з іншими ризиками. Тоді можна подати ризик у векторному вигляді з різними одиницями по координатних осях [10]:

$$R = \bar{A} \times \bar{g},$$

де $\bar{A}$ – наслідки небажаної події або стану;

$\bar{g}$ – імовірність настання події.

Загроза безпеці людей частіше всього складається з багатьох складових ризику, наприклад, із основного існуючого ризику, ризику внаслідок помилок і ризику, на який ідуть свідомо при відомих обставинах.

Якими б не були прийняті показники ризику, він може вважатися повноважними органами припустимим, тільки при виконанні таких умов та вимог:

- 1) проблема ризику проаналізована глибоко і всебічно;
- 2) аналіз був проведений до ПР і підтверджений існуючими даними за визначений інтервал часу;
- 3) після настання небажаної події аналіз і висновки щодо ризику, які були отримані на підставі існуючих даних, не змінюються;

4) аналіз показує, і результати контролю увесь час підтверджують, що загроза не може бути змінена ціною виправданих витрат [10].

В системі організації пошуку та рятування передбачаються дії в обстановці АП і існує розроблений згідно рекомендацій ІКАО аварійний план в аеропорті на випадок аварійних обставин з ПС, а також проводяться навчання аварійно-рятувальної команди.

Проте, як показує практика, всі ці заходи знаходяться на недостатньому рівні і носять характер "галочки в документах". Взагалі, передбачити розвиток тої чи іншої АП не можливо [11, 12].

Використовуючи основні принципи системного підходу [10], визначені чинники ризику у ППР (рис. 1).

Перший чинник ризику пов'язаний з ліквідацією аварійно-рятувальною командою наслідків АП, коли небезпека полягає в тому, що подія може розвиватися таким чином, що буде неможливо врятувати пасажирів, наприклад, через двосторонній розлив авіаційного палива навколо ПС.

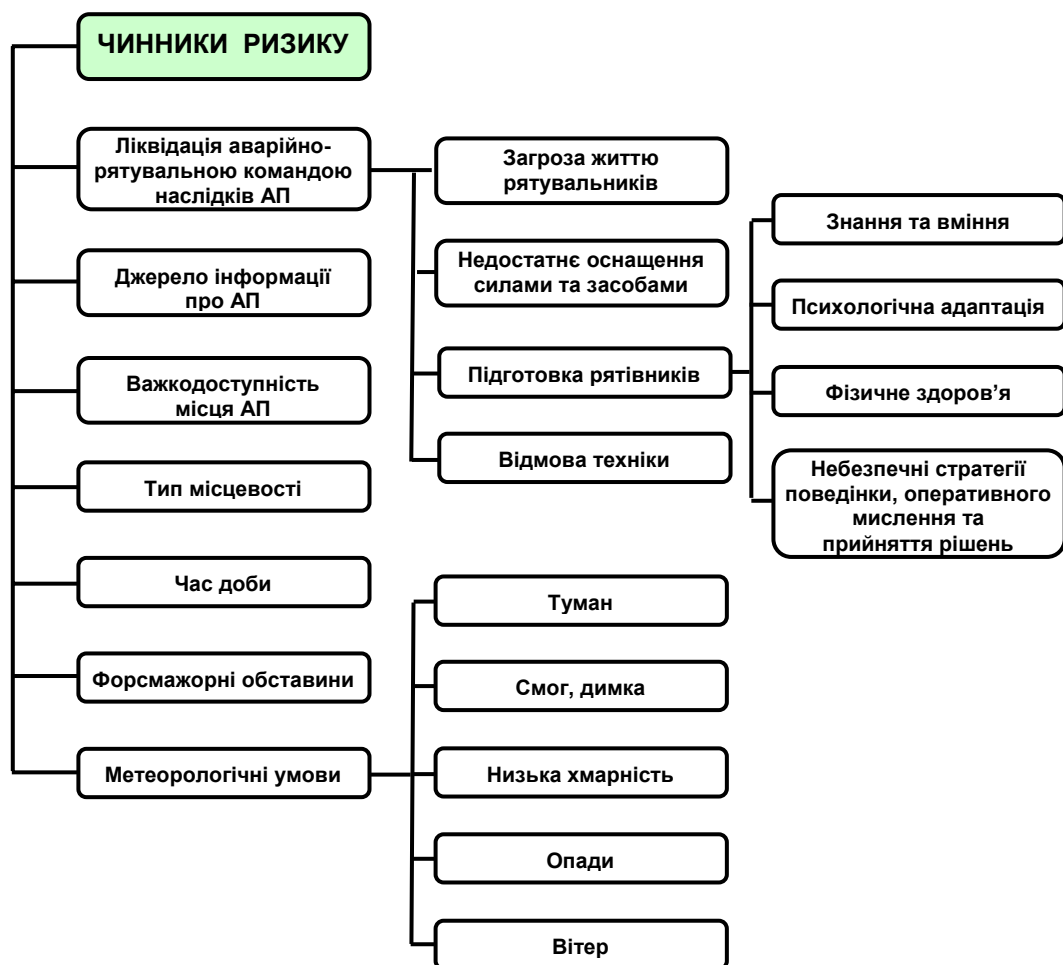


Рис. 1. Чинники ризику в організації пошуково-рятувальних робіт

Також при проведенні ПРР грає велику роль оснащеність аварійно-рятувальної команди необхідними силами та засобами. І, скажімо, недостатня кількість піностворювача, – надзвичайно можлива ситуація в сучасних економічних умовах, – буде сприяти, як наслідок, неспроможності аварійно-рятувальної команди оперативно загасити пожежу. В даний чинник входить також ризик, пов'язаний з ускладненням проведення аварійно-рятувальних робіт, наприклад, внаслідок заклинювання аварійного люку, що потребує додаткового часу, щоби прорубати обшивку фюзеляжу. Надзвичайно важлива складова ризику в цьому блоці пов'язана з підготовкою рятувальників. Тут важливі знання та вміння рятувальників, але не менш важливими є психологічна адаптація, душевні якості та фізичне здоров'я рятувальників, адже не кожна людина готова ризикувати своїм життям рятуючи інших людей, не кожен може себе адекватно поводити і оперативно виконувати свої професійні обов'язки в умовах дії факторів стресу (неадекватні оточуючі трупі людей, крики про допомогу і т.п.). В таких умовах рятувальник зобов'язаний бути обережним і пильним, згідно з інструкцією вміло розрізняти постраждалих, коли кожен з них просить в нього допомоги [13, 14].

Другий чинник ризику – джерело інформування про АП. Ці чинники ризику впливають на те, як швидко прийде допомога аварійному ПС. Так, повідомлення отримане від свідка АП і/або безпосередньо від екіпажу ПС буде більш коректним в плані достовірності інформації про місцезнаходження ПС. Повідомлення, отримане від поста аварійного оповіщення і/або органа управління повітряним рухом (УПР) буде не настільки точним, в зв'язку з чим потребується додатковий час на операцію пошуку, проведення якої, в свою чергу, залежить від ряду різномірних факторів (уламки ПС на суші, човен на воді).

Третій чинник ризику – важкодоступність до місця АП. Тут маєтеся на увазі те, що наприклад, не має під'їзних доріг, або АП відбулася в гірській місцевості.

Четвертий чинник – тип місцевості. На пошук аварійного ПС впливає тип місцевості: чи це рівнина, чи горбкувата місцевість, чи гірська; яка рослинність на місці пошуку, або місце АП – море. В залежності від цих чинників пошук буде вдалим чи ні.

П'ятий чинник ризику – час доби. Тут, зрозуміло, що пошук проводити в нічний час важко і практично безуспішно, тільки якщо постраждали будуть користуватися сигнальними ракетами чи іншими сигнальними засобами.

Шостий чинник – форс-мажорні обставини. Наприклад, аварійне ПС саме зазнало лиха в районі міста.

Сьомий чинник ризику містить в собі метеорологічні умови, які визначають специфіку ПРР:

- туман, можливий тільки електронний пошук;
- смог, димка – пошук в ночі;
- низька хмарність – пошук зі спостерігачем;
- опади, знижують видимість з кабіни і/або місць спостерігачів пошукового ПС;
- вітер, може бути перешкодою для швидкого гасіння пожежі.

Внаслідок аналізу чинників ризику в організації ПРР, їх можна поєднати в такі групи ризиків:

1. *Організаційний ризик* – розглядаються такі складові, як план заходів при АП, укомплектованість персоналом, ступінь готовності аварійно-рятувальної команди до проведення ПРР.

2. *Психологічний ризик* – професійний відбір, адаптація, мотивація рятувальників.

3. *Ситуаційний ризик* – дефіцит часу, метеорологічні умови і т.п.

4. *Економічний ризик* – наявність нового та необхідного обладнання, засобів зв'язку, системи оповіщення і т.п.

5. *Юридично-правовий ризик* – регламентуючі документи, "спрощення формальностей", мовний бар'єр.

На рис. 2 зображена схема впливу основних чинників ризику на діяльність рятувальника.

Висновки

1. Сформульоване поняття ризику для пошуково-рятувальних служб, під яким розуміється можливість (імовірність) настання небажаної події чи стану під час проведення пошуково-рятувальних операцій.

2. Системно визначено та описано 7 основних чинників ризику (ліквідація аварійно-рятувальною командою наслідків АП, джерело інформування про АП, важкоприступність місця аварії, тип місцевості, час доби, форс-мажорні обставини, метеорологічні умови).

3. Враховуючи вплив чинників ризику на ефективність організації ПРР, вони поєднані в наступні групи: організаційний, психологічний, ситуаційний, економічний, юридично-правовий ризик.

4. Виходячи з наведеного, вважаємо доцільним подальші дослідження з вдосконалення ПРР проводити в таких напрямках:

- визначення джерел ризиків в організації пошуку та рятування;
- вдосконалення системи оповіщення служб при АП;
- врахування людського чинника в організації ПРР.

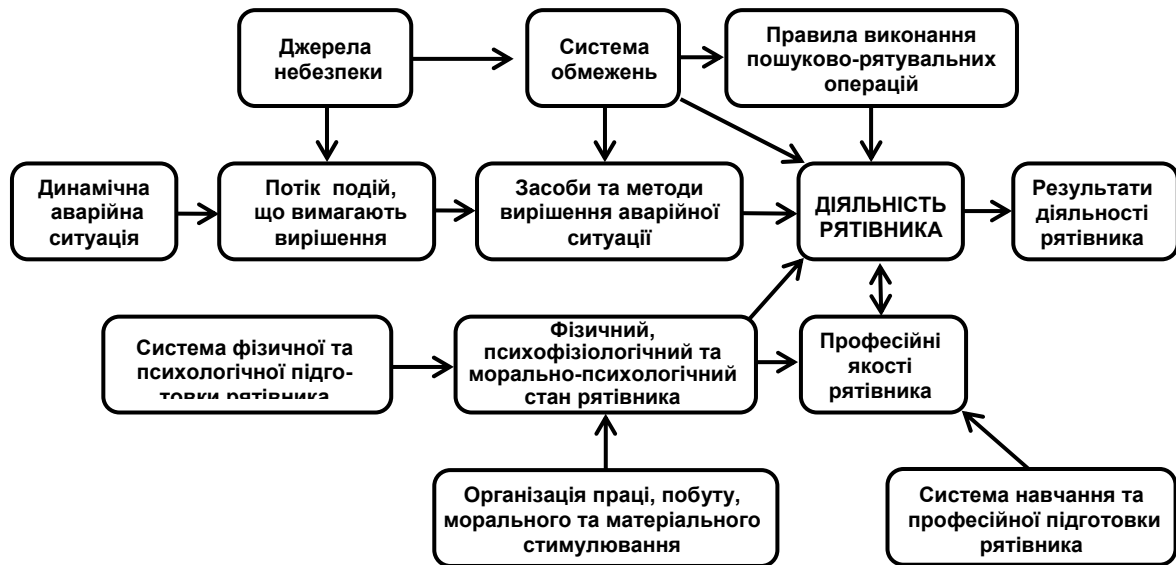


Рис. 2. Вплив чинників ризику на діяльність рятівника

Література

1. Рева О.М. Критерії безпеки польотів в моніторингу авіаційних подій (Аналітичний огляд) / О.М. Рева, О.М. Медведенко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2008. – № 1 0(57). – С. 204-212.
2. Організація пошуку та рятування : Метод. розробка для проведення лекції з дисципліни "Підвищення кваліфікації з управління авіаційним пошуком і рятуванням". – Державна авіаційна пошуково-рятувальна служба. – К., 2007. – 32 с.
3. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников «Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства» в 2007 году // Доклад МАК, Россия, 2008. – 26 с.
4. Гузий А.Г. Методология логико-вероятностного количественного оценивания и активного управления риском авиационного происшествия в предстоящих полетах / А.Г. Гузий // *Проблемы безопасности полетов*. – 2007. – №11. – С. 24-33.
5. Ермоленко В. Системы спасения для всех! / В. Ермоленко, М. Невельский, В. Пономаренко // *Проблемы безопасности полетов*. – 2003. – № 12. – С. 37-40.
6. Колесников В.Л. Оптимальное размещение аварийных выходов на самолете большой пассажироемкости / В.Л. Колесников // *Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: тез. докл. Междун. научн.-техн. конф. 17-18 апреля 2003 г.* – М., 2003. – С. 94.
7. Куприков М.Ю. Безопасность полета – основная задача авиации в XXI веке // М.Ю. Куприков // *Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: М-лы 10 Междун. симпозиума, 9-13 февр. 2004 г.* – Ярополец, 2004. – С. 168-169.
8. Сурков Д.М. Анализ алгоритмов навигационных определений местоположения терпящего бедствие в системе КОСПАС-САРСАТ / Д.М. Сурков, Е.А. Коверзнев // *Науч. вестн. МГТУ ГА*, 2006. – № 99. – С. 115-118.
9. Попов Ю.В. Надежность и прогнозирование риска / Ю.В. Попов // *Проблемы безопасности полетов*. – 2008. – №1. – С. 58-63.
10. Мушик Э. Методы принятия технических решений: пер. с нем. / Э. Мушик, П. Мюллер. – М.: Мир, 1990. – 204 с.
11. Руководство по поиску и спасанию: Док. ИКАО 7333 - AN/859. – Монреаль, Канада, 1994. – 202 с.
12. Руководство по предотвращению авиационных происшествий: Док. ИКАО 9422 - AN / 923. – Монреаль, Канада, 1984. – 144 с.
13. Проактивне управління ризиками за людським фактором в цивільній авіації / О.М. Рева, С.І. Осадчий, О.М. Медведенко, Ю.М. Фоменко // *Людський чинник в транспортних системах: І міжнар. наук.-практ. конф. 28-30 травня 2008 р.: тези доповідей*. – Яремче, 2008. – С. 7.
14. Человеческий фактор в управлении и организации // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 10.- Циркуляр ИКАО 247 - AN / 148. – Монреаль, Канада, 1993. – 47 с.

Надійшла до редакції 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ФАКТОРЫ РИСКА В ОРГАНИЗАЦИИ ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНЫХ РАБОТ*А.Н. Рева, Я.С. Мандрик*

Учитывая перманентное возрастание геополитической привлекательности территории Украины для спрямления маршрутов международных воздушных трасс и соответствующую статистику привлечения сил Единой государственной системы проведения авиационных работ по поиску и спасанию, рассматривается вопрос обеспечения безопасности полетов при возникновении чрезвычайных ситуаций. Опираясь на принципы системного анализа, определено семь факторов риска при их проведении и рассмотрено их конкретное содержание и составляющие. Предложена схема влияния факторов риска на действия спасателя. Факторы риска объединяются в группы рисков (организационный, психологический, ситуационный, экономический, юридическо-правовой).

Ключевые слова: безопасность полетов, авиационное происшествие, чрезвычайная ситуация, поисково-спасательные работы, факторы риска.

FACTORS OF RISK IN ORGANIZATION OF SEARCH AND RESCUE WORK*O.M Reva, Y.S. Mundrik*

Taking into account permanent growth of geopolitical attractiveness of the territory of Ukraine for route straightening of international airways and the proper statistics of the Single state system of search and rescuing aviation work the question of safety of flights in emergency situations was discussed. After system's analysis, seven factors of risk were determined. The chart of influencing of risk factors on rescuer activity is given. Risk factors are united in the groups of risks (organizational, psychological situation, economical, juridical-legal).

Key words: safety of flights, flight incidents, emergency situation, searching-rescue work, risk factors.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри автоматизації виробничих процесів, Кіровоградський національний технічний університет, Україна, e-mail: alex_reva@host.kr.ua.

Мандрик Яна Сергіївна – аспірант кафедри «Пошук, рятування та безпека на транспорті», Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна, e-mail: yana777ne@inbox.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	76
Амброжевич М.В.	5
Бабушкин А.А.	89
Бандура И.Н.	61
Бойчук И.П.	76
Борисевич В.К.	38
Борцова М.В.	84
Брунак А.А.	38
Гончаров Е.В.	80
Горбачев А.А.	32
Гордин А.Г.	54
Дыбская И.Ю.	61
Жалнина В.В.	61
Жулай Ю.А.	72
Карташев А.С.	5
Кравченко С.Г.	16
Кулик А.С.	54
Курин М.А.	32
Мандрик Я.С.	97

Манько И.К.	72
Мельник Н.Н.	10
Мельничук А.П.	24
Мозговой В.Ф.	38
Молодцов М.Ф.	67
Полянская И.С.	80
Попов Д.В.	67
Пучков Ю.П.	67
Рева А.Н.	97
Резникова О.В.	54
Рябков В.И.	10
Середа В.А.	5
Силевич В.Ю.	76
Сироджа И.Б.	89
Смаль С.Н.	44
Третьяк В.В.	38
Халилов С.А.	16
Яшин С.А.	5