

УДК 629.76+621.643.412

О.В. Бондаренко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СРАВНЕНИЕ ОСЕВЫХ СИЛ ОТ ЗАТЯЖКИ БОЛТОВ И ВИНТОВ ПРИ ГЕРМЕТИЗАЦИИ ФЛАНЦЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ ТРУБОПРОВОДОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ШТАТНЫХ КРЕПЕЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ

Визначено різницю між розрахунковими значеннями осьової сили від затягування болтів та гвинтів з циліндричною головкою та внутрішнім заглибленням під ключ. Встановлено, що ця різниця складає 1...2%, що набагато менше, ніж різниця в осьовій силі від затягування кріпильних деталей, яка викликається іншими причинами. Таким чином, для затягування гвинтів можна використовувати такі самі моменти, як і для болтів. Гвинти також можна використовувати в якості технологічних і штатних кріпильних деталей.

Ключові слова: фланцеві з'єднання трубопроводів, технологічні та штатні кріпильні деталі, болти, гвинти, ракети-носії.

Определена разница между расчетными значениями осевой силы от затяжки болтов и винтов с цилиндрической головкой и внутренним углублением под ключ. Установлено, что эта разница составляет 1..2%, что намного меньше, чем разница в осевой силе от затяжки крепежных деталей, вызываемая другими причинами. Таким образом, для затяжки винтов можно использовать такие же моменты затяжки, как и для болтов. Винты можно использовать в качестве технологических и штатных крепежных деталей.

Ключевые слова: фланцевые соединения трубопроводов, технологические и штатные крепежные детали, болты, винты, ракеты-носители

The difference between the calculated value of the axial force on the bolts and screws with a cylindrical head and internal recess turnkey. It was found that this difference is 1..2%, which is much smaller than the difference in the axial force from the tightening fasteners caused by other reasons. Thus, tightening the screws, you can use the same tightening torque, as well as for the bolts. Screws can be used as processing and standard fastenings.

Keywords: flange connections of pipelines, technological and staff fasteners, bolts, screws, rockets.

Реализация различных международных проектов в сфере исследования и освоения космического пространства предъявляет к вновь проектируемым и модернизируемым ракетам-носителям (РН) новые требования, такие как, например, сокращение времени сборки РН в монтажно-испытательном комплексе (МИК) на космодроме. Это связано с необходимостью использования одного и того же МИК для сборки различных РН и сокращением интервалов между стартами. Одной из операций, связанной с длительным пролеживанием РН в МИК, является сборка трубопроводов и установка

различных клапанов с помощью фланцевых соединений. Наиболее часто в пневмогидравлических системах отечественных РН фланцевые соединения уплотняются пластичными металлическими прокладками. В соответствии с современной технологией герметизации таких соединений после затяжки крепежных деталей следует провести выдержку в течение 10 (десяти) суток для протекания релаксационных процессов прокладке, крепежных деталях и фланцах и провести круговую выравнивающую подтяжку [1]. Одним из средств сокращения периода пролеживания может служить герметизация фланцевых соединений трубопроводов с использованием технологических и штатных крепежных деталей.

На сегодняшний день известны три способа герметизации фланцевых соединений трубопроводов с использованием технологических и штатных крепежных деталей:

- затяжка технологических и штатных крепежных деталей, ременная выдержка, вывинчивание технологических [2];
- затяжка технологических крепежных деталей, временная выдержка, последовательная замена технологических крепежных деталей на штатные [3];
- затяжка технологических крепежных деталей, временная выдержка, затяжка штатных крепежных деталей, вывинчивание технологических [4].

По результатам экспериментальных исследований наилучшие результаты показали способы [2] и [4]. В работе [5] показано, что период пролеживания между затяжкой штатных крепежных деталей и круговой выравнивающей подтяжкой можно сократить с десяти до одних суток и даже до двух часов. Кроме того, возможно серьезное уменьшение массы фланцевых соединений и трубопроводов в целом [6,7].

Однако при использовании способов [2,4] возникает проблема размещения крепежных деталей. Традиционно в качестве крепежных деталей используются болты и гайки либо болты, завинчиваемые в резьбовые отверстия в одном из фланцев. В работе [2] предлагается завинчивать технологические и штатные крепежные детали в разные фланцы, но это не всегда технически возможно. Более перспективным представляется использование винтов с цилиндрической головкой и внутренним углублением под ключ по ГОСТ 11738-72.

В настоящее время в отечественной ракетно-космической технике винты используются во фланцевых и других резьбовых соединениях достаточно ограниченно из-за традиционного мнения об ослаблении головки внутренним углублением и сложности стопорения. Проведенные эксперименты [5] практически доказали, что при использовании способов [2,3,4] возможно применение винтов в качестве технологических и штатных крепежных деталей. Возможно применение винтов в качестве технологических, а болтов в качестве штатных. Также возможно применение винтов в сочетании с гайками. Однако разница в размере головки болтов и винтов при одном и том же диаметре и шаге резьбы теоретически может приводить к неравномерности обжатия

прокладки в затворе и, следовательно, способствовать появлению течи. Поэтому, необходимо расчетным путем установить, насколько будут отличаться расчетные значения осевой силы от затяжки болтов и винтов.

Целью данной работы является сравнение расчетных значений осевых сил от затяжки болтов и винтов при одинаковом диаметре и шаге их резьбы.

Основной материал исследования.

Наиболее часто в отечественной ракетно-космической технике используются крепежные детали из высокопрочных сталей типа 09X11H23T3MP, 09X11H8M2Ф, 06X16H6, более ограниченно – из высокопрочных титановых сплавов типа ВТ14 и ВТ6С. Для расчета осевых сил от затяжки крепежных деталей используются формулы, приведенные в [8]:

$$\dot{I}_{\text{сф.}} = \frac{Q_{\text{сф.}}}{n} \left(\mu_{1\text{max}} \left(\frac{D_{\text{НД}}}{2 \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)} + r_{\text{НД}} \right) + \frac{s_1}{2\pi} \right) \cdot 10^{-3} \quad (1)$$

где $M_{\text{з.н.}}$ – необходимый момент затяжки соединения (Н·м); $Q_{\text{з.н.}}$ – осевая сила затяжки, (Н); n – число болтов, винтов, шпилек; $\mu_{1\text{max}}$ – приведенный коэффициент трения в резьбовой паре; $D_{\text{ср}}$ – средний диаметр резьбы, (мм); α – угол профиля резьбы, (рад); $r_{\text{ср}}$ – средний радиус трущихся поверхностей, (мм); s_1 – шаг резьбы, (мм).

Различия в осевой силе затяжки болтов и винтов в соответствии с формулой (1) будет заключаться только в величине $r_{\text{ср}}$. Величина $r_{\text{ср}}$ для фланцевых соединений определяется по схеме, приведенной в [8].

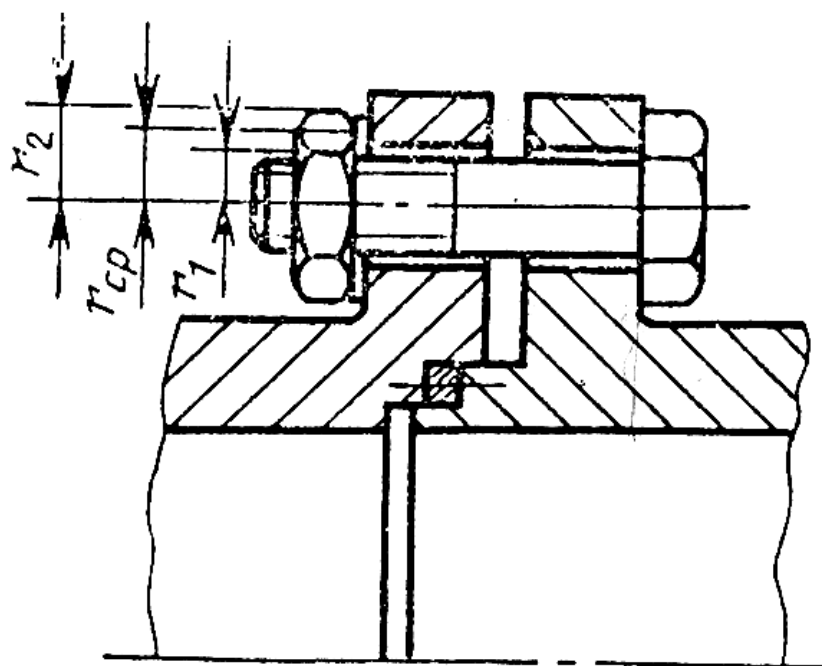


Рис.1. – Схема определения величины $r_{\text{ср}}$.

Из приведенного в [8] рисунка неясно, учитывается ли при расчете величины r_{CP} радиусный переход от цилиндрической части стержня болта или винта к его головке. Поэтому определим значения r_{CP} с учетом радиусного перехода и без него.

Для винтов средний радиус трущихся поверхностей может быть определен по формуле:

$$r_{\text{CP}} = (d_1/2 + d/2 + r)/2 \quad (2),$$

где d_1 – наружный диаметр головки винта, мм; d – диаметр резьбы, мм; r – радиус перехода от цилиндрической части стержня винта к головке.

Без учета радиусного перехода в формуле (2) слагаемое r будет равно 0.

Для болтов средний радиус трущихся поверхностей может быть определен по формуле:

$$r_{\text{CP}} = (l/2 + d/2 + r)/2 \quad (3),$$

где l – диаметр окружности, описанной вокруг головки болта, мм; d – диаметр резьбы, мм; r – радиус перехода от цилиндрической части стержня винта к головке.

Без учета радиусного перехода в формуле (3) слагаемое r будет равно 0.

Так как $l > d_1$, то средний диаметр трущихся поверхностей для болтов будет больше.

Используемые в формулах размеры болтов и винтов приведены в таблице 1.

Таблица 1

Размеры болтов и винтов, используемые для расчета r_{CP}

Диаметр резьбы	l , мм		d_1 , мм	d , мм	r , мм
	Болт ГОСТ 7798-70	Болт ГОСТ 7805-70	Винт ГОСТ 11738-84		
1	2	3	4	5	6
M6	10,9	11,1	10,0	6,0	0,6
M8	14,2	14,4	13,0	8,0	1,1
M10	17,6	18,9	16,0	10,0	1,1
M12	19,9	21,1	18,0	12,0	1,6
M14	22,8	24,5	21,0	14,0	1,6
M16	26,2	26,8	24,0	16,0	1,6
M18	29,6	30,1	27,0	18,0	2,2
M20	33,0	33,5	30,0	20,0	2,2
M24	39,6	40,0	36,0	24,0	2,2
M27	45,2	45,6	40,0	27,0	2,7
M30	50,9	51,3	45,0	30,0	2,7
M36	60,8	61,3	54,0	36,0	3,0

Значения r_{CP} , а также разность между максимальным значением r_{CP} для болтов и винтов приведены в таблице 2.

Таблиця 2

Значения r_{CP} для болтов и винтов и разность между ними

Диаметр резьбы	r_{CP} , мм			Δr_{CPMAX} , мм	Δr_{CPMAX} , %
	Болт ГОСТ 7798-70	Болт ГОСТ 7805-70	Винт ГОСТ 11738-84		
М6	4,5025	4,5075	4,3000	0,2075	4,6000
	4,2025	4,0750	4,0000		4,9300
М8	6,1000	6,1500	5,8000	0,3500	5,6900
	5,5500	5,6000	5,2500		6,2500
М10	7,4500	7,7750	7,0500	0,7250	9,3200
	6,9000	7,2250	6,5000		10,0300
М12	8,7750	9,0750	8,3000	0,7750	8,5400
	7,0250	8,2750	7,5000		9,3600
М14	10,0000	10,4250	9,5500	0,8750	8,3900
	9,2000	9,6250	8,7500		9,0900
М16	11,3500	11,5000	10,8000	0,7000	6,0900
	10,5500	10,7000	10,0000		6,5400
М18	13,0000	13,1250	12,3500	0,7750	5,9000
	11,9000	12,0250	11,2500		6,4400
М20	14,3500	14,4750	13,6000	0,8750	6,0400
	13,2500	13,3750	12,5000		6,5400
М24	17,0000	17,1000	16,1000	1,0000	5,8500
	15,9000	16,0000	15,0000		5,8400
М27	19,4000	19,5000	18,1000	1,4000	7,1800
	18,0500	18,1500	16,7500		7,7100
М30	21,5750	21,6750	21,6750	1,5750	7,2700
	20,2250	20,3250	20,3250		7,7500
М36	25,8000	25,9250	25,9250	1,8250	7,0300
	24,2000	24,3250	24,3250		7,5000

С учетом умножения полученной разности на коэффициент трения μ_1 , максимальное значение которого для рассматриваемых материалов с учетом использования фтороуглеродных смазок составляет не более 0,2, разность значений осевой силы от затяжки для болтов и винтов составит 1-2%. Фтороуглеродные смазки типа СК2-06, смазки ЦИАТИМ-209 и их аналоги, применяемые в отечественной ракетно-космической технике, обеспечивают значения коэффициента трения в резьбовых парах «сталь – сталь», «сталь – титановый сплав» и «титановый сплав – титановый сплав» на уровне 0,18...0,2 [8]. При значениях μ_1 , меньших 0,2, например, для пар трения «сталь–титановый сплав», разница в значениях осевой силы будет еще меньше.

В то же время погрешность определения величины момента на ключе (моментном, предельном) составляет 5-10%. По данным авиационной промышленности при контроле величины осевой силы от затяжки крепежных деталей по значению момента затяжки погрешность может составлять 20-30% [9]. Таким образом, полученная расчетным путем разница в величине осевой силы, при затяжке болтов и винтов одним и тем же моментом намного меньше погрешностей, вызываемых другими причинами. Следовательно, имеется возможность использовать винты в качестве технологических и штатных крепежных деталей без опасений неравномерности обжатия прокладки. Для затяжки винтов можно использовать такие же моменты, какие были рассчитаны для болтов.

Выводы.

Разница в расчетных значениях осевой силы от затяжки болтов и винтов с одинаковым диаметром и шагом резьбы на превышает 1...2%, что намного меньше погрешностей, вызываемых другими причинами.

При завинчивании винтов можно использовать такие же моменты затяжки, как и при завинчивании болтов.

При герметизации фланцевых соединений трубопроводов с использованием технологических и штатных крепежных деталей винты можно использовать в качестве технологических и штатных крепежных деталей как самостоятельно, так и в сочетании с гайками. Также можно использовать винты в качестве технологических крепежных деталей, а болты – штатных.

Библиографические ссылки

1. Алексеев Ю.С. та ін. Технологія виробництва ракетно-космічних літальних апаратів: Навч. посібник /Ю.С. Алексеев, О.Є. Джур, О.В. Кулик, Л.Д. Кучма, Є.Ю. Ніколенко, В.В. Хуторний/ Під ред. д-ра техн. наук Є.О. Джура. – Д.: АРТ-ПРЕС, 2007. – 480 с.

2. А.С. 1813962 А1 СССР, МКИ5, F16L23/00 Способ герметизации фланцевых соединений трубопроводов/ В.Г. Данченко (СССР). – № 4917009/29; Заявл. 11.01.91; Оpubл.07.05.93. Бюл. №17//Открытия. Изобретения.–1993. – № 17.

3. Деклараційний патент 60067 А Україна, МКП6 F16L23/00. Спосіб герметизації фланцевих з'єднань трубопроводів /Джур Є.О., Данченко В.Г., Зевако В.С., Бондаренко О.В. (Україна); Дніпропетровський національний університет (Україна). – № 2003010507; Заяв. 21.01.2003. Оpubл. 15.09.2003, Бюл. №2. – 2003

4. Патент України на винахід № 87100. Спосіб герметизації фланцевих з'єднань трубопроводів. Джур Є.О., Бондаренко О.В. 25.06.2009. Бюл. 12

5. Бондаренко О.В. Герметичность фланцевых соединений при сборке трубопроводов с использованием технологических и штатных крепежных деталей // Геотехническая механика. Межведомственный сборник научных трудов. Выпуск 57. – Днепропетровск: 2005. – С.182-193.

6. Тищенко Ю.С. / Ю.С. Тищенко, О.В. Бондаренко / Оптимизация массы конструкций разъемных соединений агрегатов и узлов пневмо- и гидромагистралей

ракет-носителей / Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник. – Днепропетровск, 2007, выпуск 2. – С. 147-158.

7. Тищенко Ю.С. / Ю.С. Тищенко, О.В. Бондаренко/ Совершенствование конструкции разъемных фланцевых соединений / Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник. – Днепропетровск, 2007, выпуск 2. – С. 159-162.

8. ГОСТ 19749-84 Соединения неподвижные разъемные пневмогидросистем. Затворы закрытые. Типы и технические требования.: Государственный стандарт Союза ССР

9. Ярковец А.И. / А.И. Ярковец, О.С. Сироткин, В.А. Фирсов, Н.М. Киселев/ Технология выполнения высокоресурсных заклепочных и болтовых соединений в конструкциях самолетов. – М.: Машиностроение, 1987. 192 с., ил.

УДК 621.7.01

П.А. Гайдученко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОБ АЛЬТЕРНАТИВАХ ПРИМЕНЕНИЯ ТОРОВЫХ БАКОВ В УСЛОВИЯХ ГАБАРИТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

В статье представлены результаты сравнения топливных баков различной формы по массовому и габаритному критериям.

Ключевые слова: проектирование конструкции минимальной массы, компоновочная схема, форма топливных баков.

У статті представлені результати порівняння паливних баків різної форми по масовому і габаритному критеріях.

Ключові слова: проектування конструкції мінімальної маси, компоновальна схема, форма паливних баків.

In the article results of comparison of fuel tanks of the various form by mass and overall criteria are presented.

Keywords: designing of a minimum weight construction, the layout drawing, the form of fuel tanks.

Введение

Большое разнообразие форм топливных баков, нашедших применение при создании ракетно-космической техники, во многом объясняется поиском компоновочных решений ракетных блоков, компромиссных с позиций массово-габаритных, эксплуатационных, технологических и экономических показателей. Так торовые баки получили применение на верхних

© П.А. Гайдученко, 2015

ступенях ракет-носителей и орбитальных ступенях благодаря небольшому удлинению и удобству компоновки в сочетании с двигательной установкой. Одним из основных недостатков торовых баков считается бóльшая масса, чем у баков, образованных сферическими, эллиптическим и цилиндрическими оболочками.

В настоящей работе представлена часть результатов системного сравнения торового бака с его возможными альтернативами. В качестве критериев сравнения приняты масса бака и плотность компоновки бака в составе ракетного блока. Разумеется, сравнивать массово-габаритные характеристики отдельно взятых топливных баков не совсем корректно, поскольку рациональность компоновки, а, соответственно, и массовая эффективность ракетного блока определяется целым комплексом факторов. А именно, формой и, соответственно, возможностью плотной компоновки баков не одного, а пары компонентов, возможностью компактного размещения двигательной установки в сочетании с баками выбранной формы, рациональностью силовых схем крепления баков, двигательной установки, полезного груза и т.д. Однако рассмотрение вопроса о наиболее рациональной форме топливного бака в такой комплексной постановке возможно только для вполне определённого набора исходных данных о диаметре ракетного блока, объёмах баков, действующих нагрузках, характеристиках двигательной установки, массово-габаритных характеристиках полезного груза и т.д. Понятно, что вследствие очень большого количества подлежащих учёту факторов дать какие-либо общие рекомендации в таком случае будет практически невозможно. В настоящей работе была рассмотрена всего лишь одна из частных задач, решаемых в процессе поиска рациональной компоновки ракетного блока, а именно, задача выбора формы топливного бака.

1. Постановка задачи

Пусть имеется подвесной торовый бак заданного объёма V_0 , нагруженный внутренним избыточным давлением p . В связи с небольшой высотой столба компонента в баке будем считать, что определяющей составляющей давления p является давление наддува; гидростатической добавкой к давлению, а соответственно, неравномерностью распределения давления по высоте бака будем пренебрегать. Имеется ограничение на габариты бака: диаметр его миделя не может превышать диаметра ракетного блока D .

Задача заключается в том, чтобы, исходя из критериев минимума массы и максимально плотной компоновки, выяснить, имеется ли возможность замены торового бака баком другой формы и, если имеется, то насколько целесообразной будет такая замена.

2. Варианты для сравнения

Вариант 1. Торовый бак со стенкой постоянной толщины (рис. 1, 2). Торовый бак, нагруженный внутренним избыточным давлением, при прочих

равных условиях будет иметь минимальную массу, если диаметр его миделя будет совпадать с ограничивающим диаметром D :

$$2(R + r) = D.$$

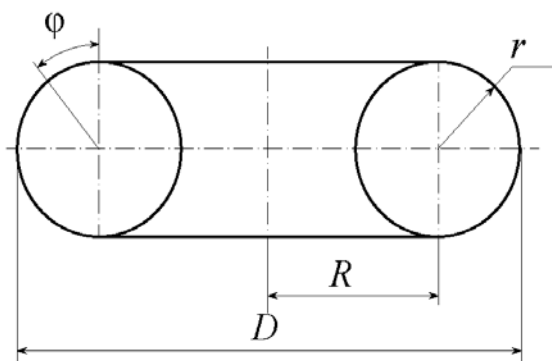


Рис. 1. Геометрические параметры торовых баков

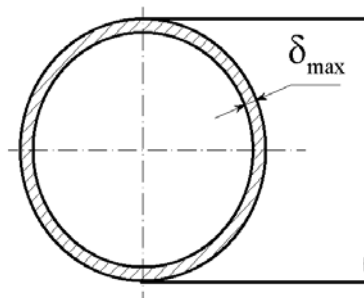


Рис. 2. Торový бак со стенкой постоянной толщины

Объём бака

$$V = 2\pi^2 R r^2.$$

Объём тора достигает максимума при $R = r = D/2$; значение объёма при этом равно

$$V_{\max} = \frac{\pi^2}{4} D^3.$$

Следует отметить, что $V_{\max}$ определено для абстрактного геометрического примитива; объём реального бака не может достигать такого значения.

При $R \geq 2r$ толщина торовой оболочки определяется по соотношениям безмоментной теории. Граничные значения радиусов тора, при которых ещё можно использовать эти соотношения, будут равны соответственно $r = D/3$ и $R = 2/3 D$. Объём торового бака при граничных значениях радиусов

$$V = \frac{4\pi^2}{27} D^3,$$

что приблизительно составляет $0,6 V_{\max}$.

При $R < 2r$ (или, что эквивалентно, $V_0 > 0,6 V_{\max}$) толщина торовой оболочки должна определяться по моментной теории.

Вариант 2. Торový бак со ступенчато изменяющейся толщиной стенки (рис. 3). В отличие от предыдущего варианта толщина стенки бака ступенчато изменяется в зависимости от значения угла φ .

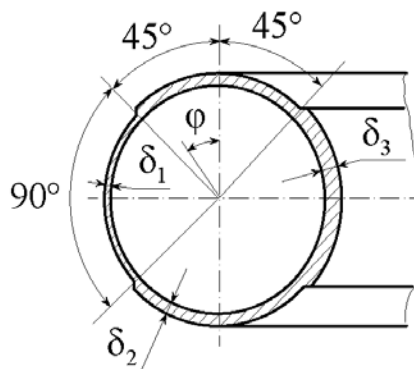
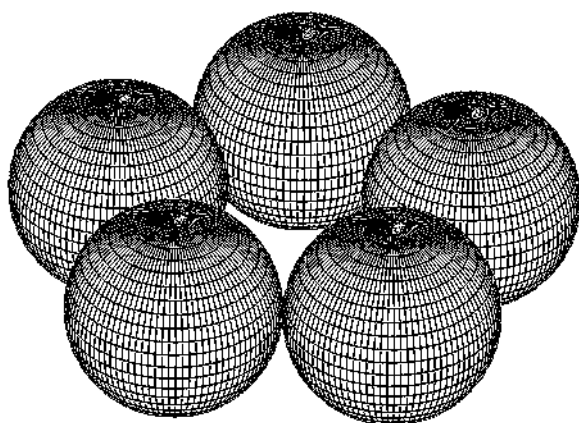
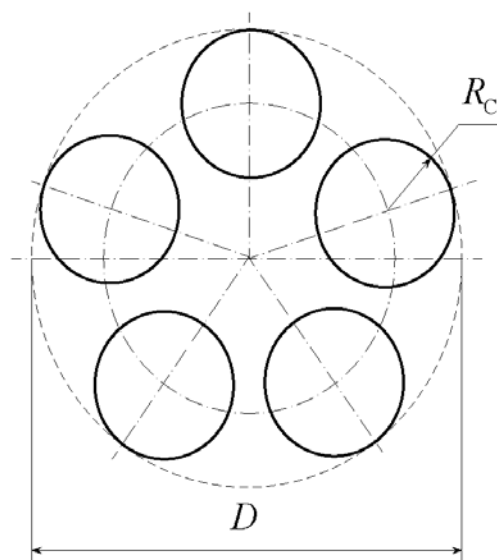
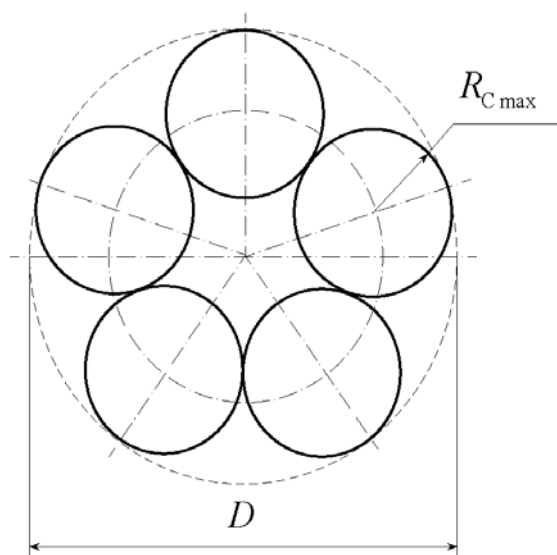


Рис. 3. Торовый бак со ступенчато изменяющейся толщиной стенки

Вариант 3. Многоблочный топливный бак, состоящий из n одинаковых сферических баков, размещённых по окружности на одном уровне (рис. 4, *а*). При этом количество сферических баков $n \geq 3$.

Для определённости будем считать, что сферические баки всегда размещены так, что имеют одну точку касания с ограничивающим цилиндром диаметра D (рис. 4, *б*). Предельно возможное значение радиуса сферических баков определяется случаем, когда каждый бак имеет две точки касания со смежными баками и одну точку касания с ограничивающим цилиндром диаметра D (рис. 4, *в*). Для любого количества сферических баков n из геометрических соображений несложно определить предельно возможные значения радиуса $R_{C \max}$, объём одного сферического бака и объёма многоблочного бака $V_{C \max}$.

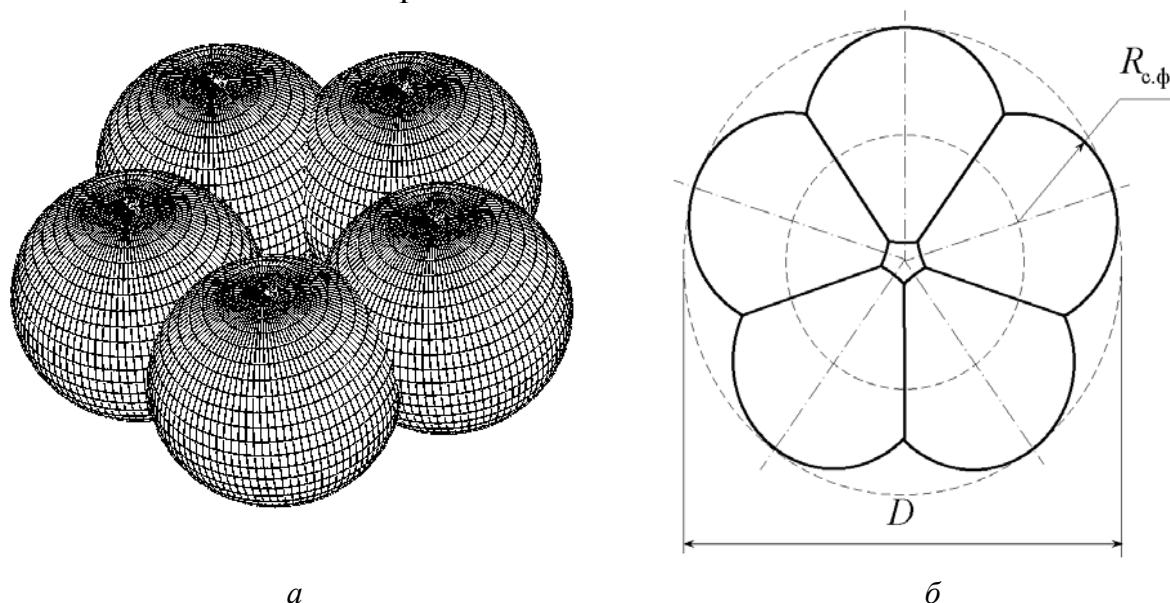
*а**б*



б

Рис. 4. Бак, состоящий из изолированных сфер: *а* – трёхмерное изображение, *б* – геометрические параметры, *в* – геометрические параметры бака максимального объёма

Вариант 4. Моноблочный бак, состоящий из n сваренных между собой сферических фрагментов (рис. 5). Каждый сферический фрагмент представляет собой сферическую оболочку радиуса $R_{\text{с.ф.}} > R_{\text{н.д.}}$ с двумя удалёнными сферическими сегментами высотой h (рис. 6). С помощью распорных шпангоутов сферические фрагменты соединяются между собой (рис. 7), образуя сегментированную торообразную конструкцию. Диаметр миделя бака совпадает с граничным значением D .



а

б

Рис. 5. Бак, образованный соединёнными между собой сферами: *а* – трёхмерное изображение, *б* – геометрические параметры

Применение бака, образованного соединёнными между собой сферическими оболочками, даёт возможность увеличить объём бака до

значения, большего $V_{C_{\max}}$, поскольку при увеличении радиуса сферического фрагмента $R_{\text{с.ф.}}$ его объём увеличивается быстрее, чем суммарный объём двух удалённых сферических сегментов.

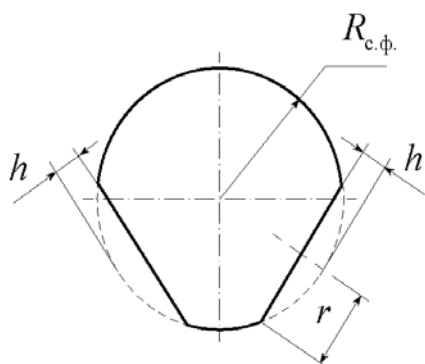


Рис. 6. Геометрические параметры сферического фрагмента

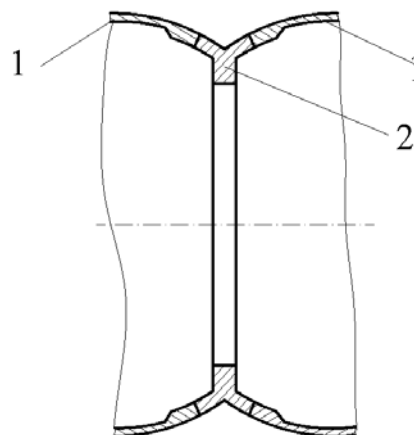


Рис. 7. Соединение сферических фрагментов между собой: 1 – оболочка, 2 – шпангоут

Вариант 5. Бак в форме «чечевицы», образованный двумя одинаковыми сферическими днищами, соединёнными между собой через распорный шпангоут (рис. 8). Диаметр миделя бака $2r_0$ может либо совпадать с ограничивающим диаметром D , либо быть меньше D .

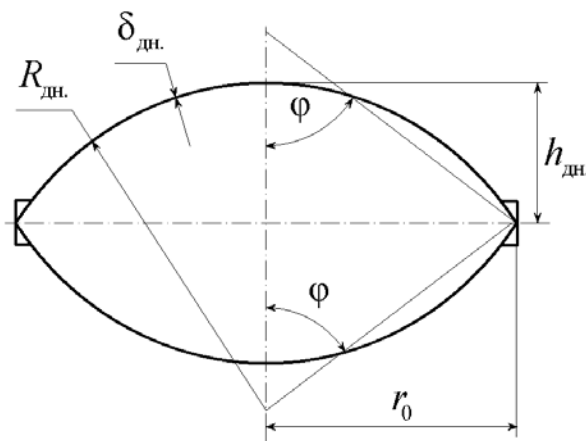


Рис. 8. Геометрические параметры бака в форме «чечевицы»

Вариант 6. Эллипсоидальный бак, представляющий собой сплюснутый эллипсоид с полуосями r_0 и h (рис. 9). Как и для бака в форме «чечевицы», диаметр миделя эллипсоидального бака $d = 2r_0$ может совпадать с ограничивающим диаметром D или быть меньше его.

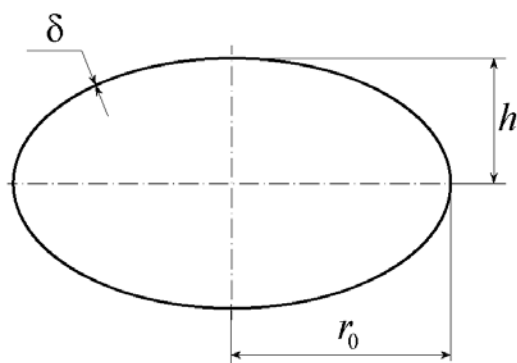
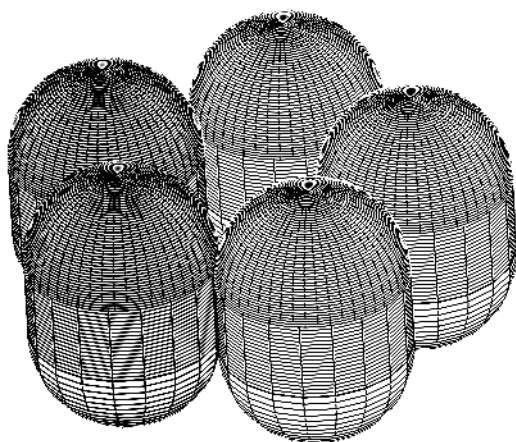
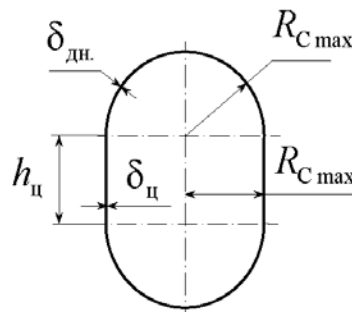


Рис. 9. Геометрические параметры эллипсоидального бака

Вариант 7. Многоблочный топливный бак, состоящий из n одинаковых цилиндрических баков с полусферическими днищами, является развитием варианта 3 для случая, когда объём бака должен превышать $V_{C \max}$. Каждый бак состоит из цилиндрической оболочки радиуса $R_{N \max}$ и двух полусферических днищ (рис. 10). Случай, когда радиус оболочек бака $R < R_{N \max}$ здесь рассматриваться не будет, так как при использовании конструкционного материала цилиндрической части и днищ с одинаковым значением предела прочности такой вариант будет заведомо проигрышный как по габаритам, так и по массе.



а



б

Рис. 10. Цилиндрические баки с полусферическими днищами: а – трёхмерное изображение, б - геометрические параметры бака

3. Описание процедуры сравнения и формы представления результатов

Результаты сравнения альтернативных вариантов бака будем представлять в следующей форме: при фиксированных значениях давления p и диаметра D будем варьировать объёмом бака V_0 . Для всех значений объёма из диапазона $V_0 \leq V_{\max}$ будем определять массу и высоту каждого из альтернативных вариантов бака.

Под массой бака будем понимать массу образующих его оболочек. Массу оболочек будем определять по расчётному значению толщины, даже если расчётная толщина получится меньше технологического минимума для выбранного конструкционного материала. Если оболочки бака соединяются между собой с помощью распорного шпангоута, то при определении массы бака будет учитываться и масса шпангоута. Результат определения массы будем представлять в относительной форме: находить отношение массы рассматриваемого варианта бака к массе одного сферического бака, имеющего такой же объём V_0 и нагруженного таким же давлением p , как и рассматриваемый вариант, т.е. в качестве первого критерия сравнения будем использовать относительную массу топливного бака

$$\gamma_M = \frac{M_{бака}}{M_0},$$

где $M_{бака}$ – масса рассматриваемого варианта топливного бака, M_0 – масса одного сферического бака.

Количественно плотность компоновки в первом приближении можно характеризовать с помощью отношения объёма топливного бака V_0 к объёму воображаемого цилиндра диаметром D и высотой, равной высоте бака H :

$$\gamma_V = \frac{V_0}{\frac{\pi}{4} D^2 H}.$$

Поскольку в выражение для γ_V входит единственная переменная величина – это высота топливного бака H , то именно величину H будем использовать в качестве количественной характеристики плотности компоновки.

Объём всех вариантов бака, исключая вариант 7, геометрически ограничен сверху имеющимся ограничением на диаметр миделя ракетного блока. Например, объём тора, вписанного в цилиндр диаметра D , не может превышать $V_{\max}$ (объём реального торового бака, разумеется, будет меньше этого значения). Совершенно аналогично, исходя исключительно из геометрических соображений, можно определить предельно возможные значения объёма вариантов 3 и 4. Например, на рис. 11 для $D = 3\text{ м}$ показано, как изменяется максимально возможное значение объёма этих вариантов в зависимости от количества образующих бак сферических оболочек n . Для сравнения на этом рисунке отмечены два характерных значения объёма торового бака – $V_{\max} = 8,33\text{ м}^3$ и $0,6V_{\max} = 5\text{ м}^3$. Для варианта 3 максимально возможный объём достигается при количестве сферических баков $n = 3$; при увеличении n максимально возможное значение объёма монотонно убывает. Объём варианта 4 с увеличением n монотонно увеличивается, стремясь в пределе к $V_{\max}$.

Объём баков в форме «чечевицы» (вариант 5) и эллипсоида (вариант 6) ограничивается объёмом сферы диаметра D (объём сферы диаметра $D = 3 \text{ м}$ составляет $14,14 \text{ м}^3$).

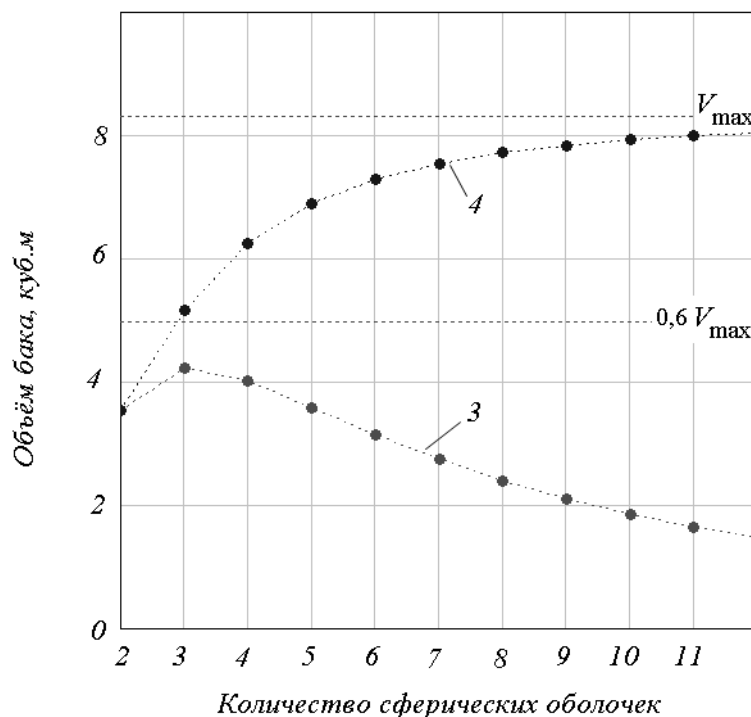


Рис. 11. Зависимость максимально возможного значения объёма вариантов 3 и 4 от количества сферических оболочек n

4. Результаты сравнения вариантов топливного бака

Все приведённые ниже результаты были получены для следующих исходных данных: ограничение на диаметр миделя бака $D = 3 \text{ м}$, внутреннее избыточное давление $p = 1,0 \text{ МПа}$, конструкционный материал – сплав АМгбМ. Результаты представлены с помощью графиков, показанных на рис. 12–15. Нумерация кривых на этих графиках соответствует номерам вариантов топливного бака. Для вариантов 5 и 6 расчёты проведены для двух значений диаметра миделя бака: $2r_0 = D$ (кривые 5, а и 6, а) и $2r_0 = 0,9D$ (кривые 5, б и 6, б).

Для торовых баков толщина оболочек определялась по безмоментной теории при всех значениях V_0 . При $V_0 > 0,6V_{\max}$ (что соответствует соотношению радиусов тора $R < 2r$) найденная по безмоментной теории толщина торовой оболочки будет гарантировано занижена. Соответственно, показанная на графиках относительная масса обоих вариантов торового бака на интервале значений объёма $V_0 > 0,6V_{\max}$ представляет собой только нижнюю оценку массы.

Массово-габаритные характеристики вариантов 3, 4 и 7 зависят от количества баков/сферических оболочек n . Поэтому на рис. 12 приведены графики зависимости относительной массы вариантов 3, 4 и 7 для одного из значений $n = 6$. А на рис. 13 дополнительно показано, как будет изменяться относительная масса вариантов 3 и 7 при других значениях n . На этом рисунке горизонтальный участок линии с ординатой, равной 1, соответствует варианту 3. В точке излома линии достигается предельное значение объёма для принятого количества изолированных сферических баков. Криволинейный участок соответствует варианту 7. Для варианта 4 относительная масса бака при любых n остаётся равной 1 (на рис. 13 линия, соответствующая варианту 4, не показана).

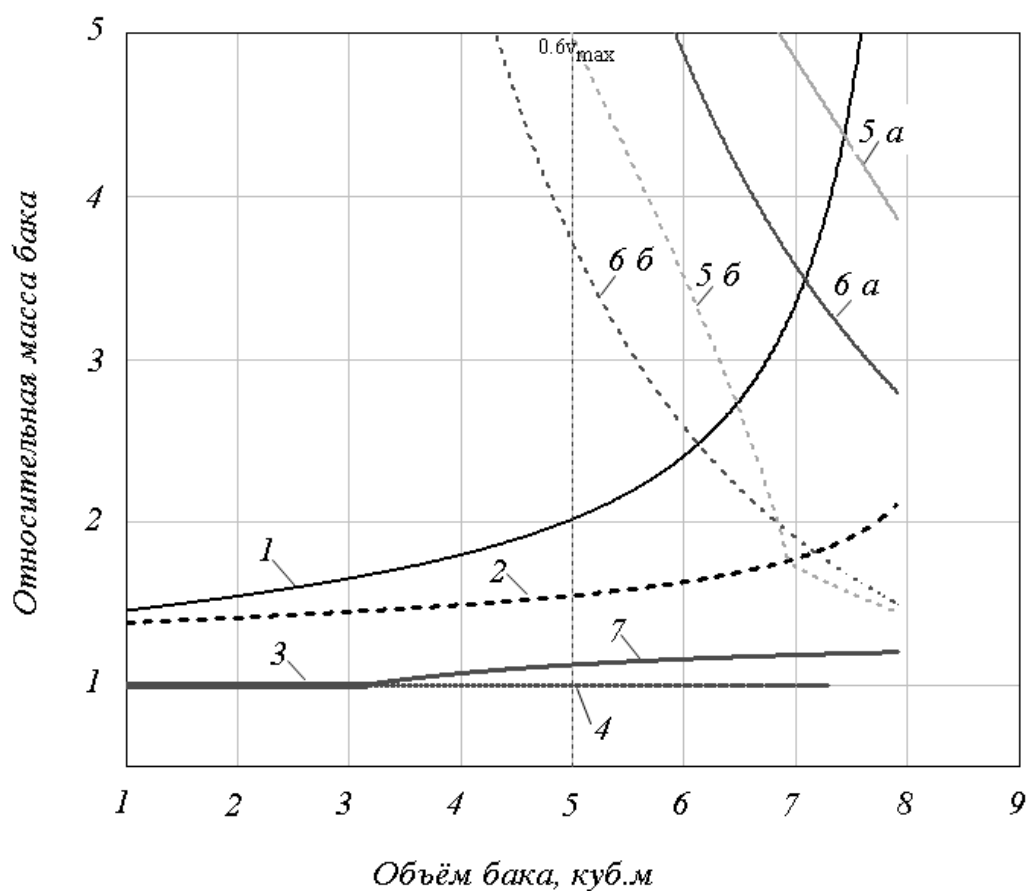


Рис. 12. Зависимость относительной массы топливного бака от объема без учёта технологического ограничения на толщину оболочек

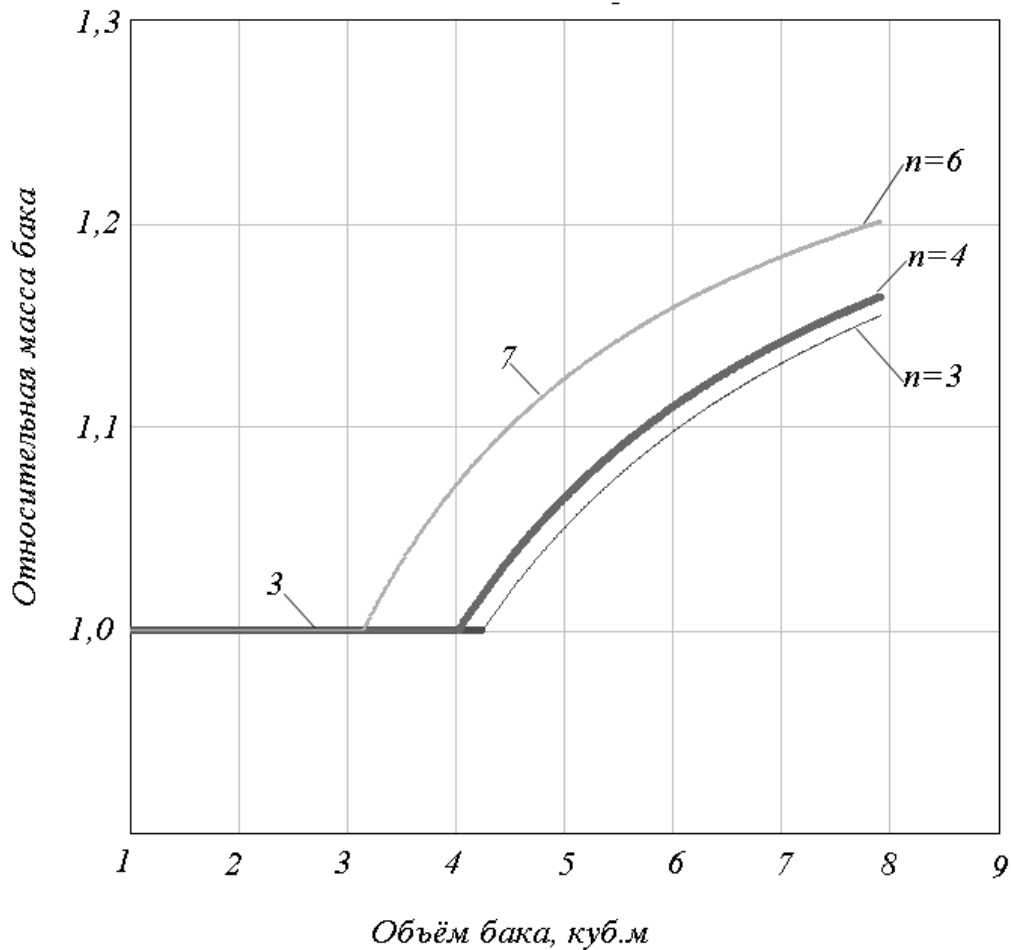


Рис. 13. Залежність відносної маси від об'єму варіантів 3 і 7 при різному кількості баків n

На рис. 14 показана залежність висоти топливного бака від об'єму. Для варіантів 3, 4 і 7 графіки побудовані для $n = 6$. На рис. 15 додатково показано, як змінюється висота варіантів 3, 4 і 7 при інших значеннях n . Приведені на цьому рисунку графіки мають характерну вилкообразную форму. До точки розгалуження лінія відповідає варіанту 3, верхня гілка лінії праворуч точки розгалуження – варіанту 7, нижня гілка – варіанту 4. В точці розгалуження лінії досягається предельное для вибраного n значення об'єму варіанта 3; нижня гілка обривається при максимально можливому для варіанта 4 значенні об'єму (см. також рис. 11); верхня гілка (відповідуюча варіанту 7) справа нічим не обмежена.

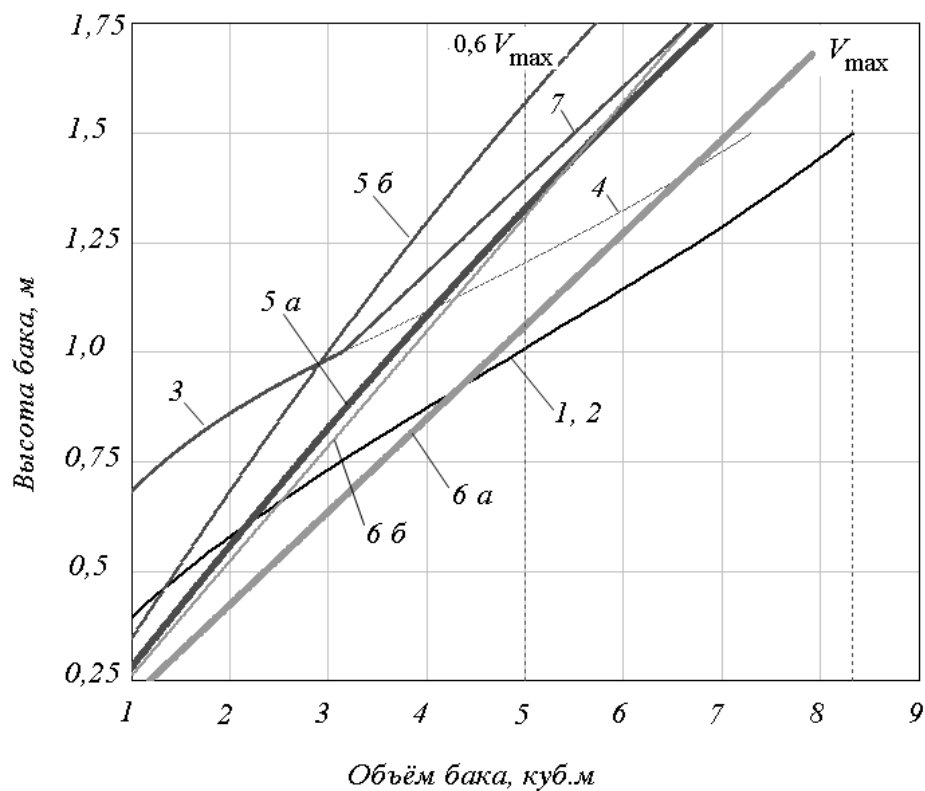


Рис. 14. Зависимость высоты топливного бака от объёма

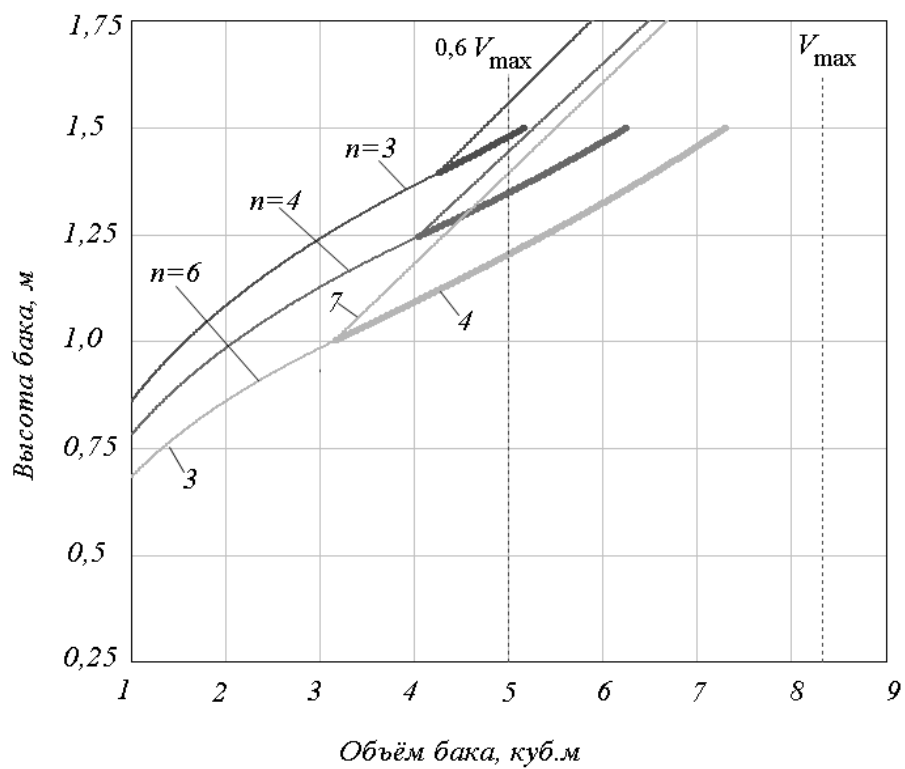


Рис. 15. Зависимость высоты вариантов 3, 4 и 7 топливного бака от объёма при различном количестве баков/оболочек n

5. Выводы

1. Если не принимать во внимание технологическое ограничение на толщину оболочек, то оба варианта торовых баков (варианты 1 и 2) имеют бóльшую массу, чем баки, образованные сферическими или сферическими и цилиндрическими оболочками (варианты 3, 4 и 7). При значениях давления, соответствующих вытеснительной системе подачи, проигрыш торовых баков может составлять от 50% (вариант 2) до 100% (вариант 1). При этом высота торовых баков в среднем на 20% меньше, чем высота вариантов 3 и 4 (при $n=6$). При меньших значениях n высота вариантов 3 и 4 увеличивается практически линейно (рис. 15). Вариант 7 имеет наибольшую высоту среди всех рассмотренных альтернатив.

2. В торовых баках применение ступенчато изменяющейся толщины стенки может привести к существенному выигрышу в массе (до 25%). Выигрыш будет тем больше, чем большими будут давление P и объём бака V_0 .

3. Масса вариантов 3 (многоблочный топливный бак, состоящий из n отдельных сферических оболочек) и 4 (моноблочный топливный бак, состоящий из n сваренных между собой сферических оболочек) при любых значениях объёма совпадает с массой одного сферического бака, т.е. относительная масса этих вариантов равна 1 (строго говоря, этот вывод имеет место только в том случае, если массу бака определять по расчётному значению толщины). Для варианта 3 это вполне ожидаемый результат: как известно, если не принимать во внимание технологическое ограничение на толщину оболочек, то масса n сферических оболочек суммарным объёмом V_0 при неизменном значении внутреннего избыточного давления не зависит от количества оболочек n . Для варианта 4 равенство относительной массы 1 – результат несколько неожиданный. Его можно объяснить следующим образом: весь конструкционный материал двух удалённых сферических сегментов соединяемых оболочек используется для подкрепления в виде шпангоута (в принципе, это подтверждает известное правило проектирования подкрепления вырезов в тонкостенных оболочках).

4. Относительная масса вариантов 1-4 и 7 (это те варианты бака, все элементы которых работают только на растяжение) не зависят ни от значения нагрузки, ни от физико-механических характеристик конструкционного материала. Следовательно, для этих вариантов можно ожидать полной воспроизводимости полученных результатов при любых значениях давления p и применении любых конструкционных материалов.

5. Баки в форме «чечевицы» (вариант 5) и эллипсоида (вариант 6) нельзя рассматривать как альтернативу торовым бакам, поскольку оба этих варианта проигрывают торовым бакам по обоим критериям (рис. 12, 14).

6. Представляется, что вариант 4 имеет преимущество перед вариантами 1, 2 и 7 на интервале значений объёма приблизительно от $(0,5...0,6)V_{\max}$ и до

$(0,85...0,95)V_{\max}$: на этом интервале для торовых баков резко увеличивается масса, а для цилиндрических баков – высота.

7. Несомненным преимуществом вариантов 3, 4 и 7 является то, что они позволяют создать топливный отсек не для одного, а для двух компонентов суммарным объёмом V_0 (для варианта 4 дополнительно придётся добавить два промежуточных днища).

6. Направления дальнейших исследований

Для баков небольшого объёма расчётная толщина оболочек зачастую получается меньше некоторого технологического минимума. В таких случаях толщину вынужденно увеличивают до технологического минимума. Это приводит к увеличению массы бака по сравнению с минимально необходимым значением по условиям прочности и/или устойчивости. Поэтому имеет смысл исследовать, как изменятся приведённые в статье результаты, если при определении массы бака дополнительно учитывать необходимость соблюдать технологическое ограничение на толщину.

Библиографические ссылки

1. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. – М.: Машиностроение, 1985. – 344 с.
2. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст]: учеб. для студ. вузов / Б.В. Грабин [и др.]; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

УДК 629.76

С.А. Давыдов, О.В. Бондаренко, Ю.С. Тищенко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара
ГП «Конструкторское бюро Южное имени М.К. Янгеля»,*

АНАЛИЗ ГАБАРИТНЫХ РАЗМЕРОВ ДЕТАЛЕЙ ТРУБОПРОВОДОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СПОСОБОМ ОБРАТНОГО ПРЕССОВАНИЯ НА ВЕРТИКАЛЬНЫХ ПРЕССАХ

В статье проанализированы потребности ракетно-космической промышленности в трубах для изготовления пневмогидравлических систем ракет-носителей и результаты научно-исследовательских работ по организации малотоннажного производства труб. Также проанализированы размеры деталей трубопроводов ракет-носителей различных классов. Сделаны выводы о том, что способ обратного прессования труб на вертикальных прессах позволяет задействовать широко распространенное на машиностроительных заводах оборудование и обеспечить ракетно-космическую промышленность трубами необходимых типоразмеров

Ключевые слова: трубопроводы, трубопроводные магистрали, обратное прессование, трубы.

У статті проаналізовано потреби ракетно-космічної промисловості в трубах для виготовлення пневмогідравлічних систем ракет-носіїв і результати науково-дослідних робіт з організації малотонажного виробництва труб. Також проаналізовано розміри деталей трубопроводів ракет-носіїв різних класів. Зроблено висновок про те, що спосіб зворотнього пресування труб на вертикальних пресах дозволяє задіяти поширене на машинобудівних заводах обладнання та забезпечити ракетно-космічну промисловість трубами необхідних типорозмірів

Ключові слова: трубопроводы, трубопроводні магистралі, зворотнє пресування, труби.

Needs of space industry in the manufacture of pipes for fluid-pressure systems of launch vehicle and the results of scientific research on the organization of small-tonnage production of pipes are analyzed in this article. Also analyzed the dimensions of pipeline parts rockets of various classes. Conclusions that the way to reverse the compression tube on vertical presses can leverage the widespread machine-building plants and equipment to provide the aerospace industry required pipe sizes

Keywords: piping, pipe line, pressing the opposite, pipes.

Введение. Для удовлетворения потребностей рынка космических услуг выпускаемая в настоящее время в разных странах номенклатура ракет-носителей должна постоянно обновляться, а выпускаемые ракеты-носители – подвергаться достаточно серьезной модернизации. Новые конструктивные решения требуют разработки новых технологических процессов и во многих

случаях нового оборудования. Вместе с тем серийность выпуска ракет-носителей весьма невелика (4-6 изделий в год), что не позволяет в короткие сроки окупить значительные затраты на приобретение нового оборудования. В таких условиях возрастает значимость технологических решений, позволяющих расширить возможности имеющегося на предприятиях оборудования и использовать его для изготовления более совершенной и сложной техники [1,2].

Одним из направлений модернизации ракет-носителей может быть расширение сферы применения высокопрочных алюминиевых сплавов, в том числе изготовление из них трубопроводов пневмогидравлических систем. Трубы из высокопрочных алюминиевых сплавов при соизмеримой толщине стенки позволяют уменьшить массу трубопровода в полтора-три раза по сравнению со стальными [3,4]. Вместе с тем производители труб мало заинтересованы в малотоннажных, а нередко штучных заказах предприятий ракетно-космической промышленности из-за необходимости изготовления дорогостоящей прецизионной оснастки и переналадки оборудования. Следовательно, целесообразно рассмотреть возможности изготовления труб из алюминиевых сплавов непосредственно на предприятиях ракетно-космической промышленности. Чаще всего трубы с внутренним диаметром до 100-150 мм прессуют на горизонтальных прессах, которыми предприятия ракетно-космической промышленности не оборудованы. Трубы большего диаметра изготавливаются гибкой из листа с продольным сварным швом. Такой шов значительно (на 10-15%) снижает допускаемую нагрузку на трубопровод и надежность всей магистрали, особенно при ее изготовлении из алюминиевых сплавов, сварка которых считается более сложной, чем нержавеющей сталей и требует более сложного оборудования. Гибкой получают лишь короткие отрезки труб длиной 900...1000 мм, что обусловлено стремлением к минимизации величины прогиба получаемой трубы, но приводит к наличию в трубопроводных магистралях большого количества кольцевых швов. Кроме того, для изготовления труб гибкой из листа необходимо иметь сам лист, причем малой толщины. В Украине на настоящее время отсутствуют прокатные станы для прокатки листов из алюминия и его сплавов шириной хотя бы 1000 мм. Таким образом, применение традиционных технологий изготовления труб при использовании алюминиевых сплавов требует, как минимум, приобретения дорогостоящего оборудования, как максимум – создания целой отрасли промышленности. Для минимизации затрат времени и средств необходимо задействовать имеющееся на предприятиях оборудование, тем более, что при ограниченных программах выпуска продукции оно загружено далеко не полностью.

В Днепропетровском национальном университете имени Олеся Гончара проведены исследования по обратному прессованию труб с различной толщиной стенки на вертикальных прессах. Эти работы ориентированы на производство труб из различных алюминиевых сплавов, в том числе высокопрочных, с внутренним диаметром до 200 ... 400 мм и более [5,6].

Использование обратного прессования позволит отказаться от труб с продольными швами.

Образцы труб приведены на рисунке 1.

Ограничением на длину труб при их прессовании на вертикальных прессах является высота рабочего пространства пресса. Поэтому для оценки возможности использования существующих и используемых на машиностроительных заводах прессов необходимо оценить размеры (длину, диаметр и толщину стенки) деталей трубопроводов, применяемых на ракетах-носителях.

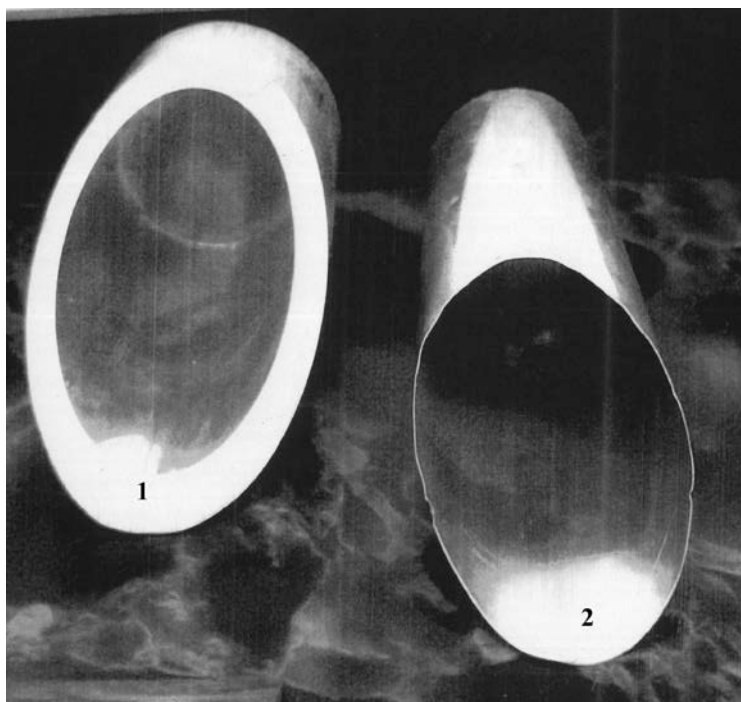


Рисунок 1 – Образцы труб, полученных обратным прессованием на вертикальных прессах

1 – труба с толщиной стенки 4,0 мм

2 – труба с толщиной стенки 0,2 мм.

Целью данной работы является анализ размеров деталей трубопроводов ракет-носителей, в первую очередь труб и заготовок для сильфонных компенсаторов, с точки зрения возможности их получения способом обратного прессования из поковок, отливок либо порошковых заготовок на вертикальных прессах.

Основной материал исследования. В общем виде внутренние диаметры трубопроводов определяются по методике, изложенной в [7]. На сегодняшний день накоплен достаточный практический опыт проектирования трубопроводов ракет-носителей, который позволяет использовать для оценки обобщенные цифровые данные. Внутренние диаметры заправочных трубопроводов первых и вторых ступеней ракет-носителей среднего класса составляют обычно 100...250 мм, иногда 300...350, легкого класса – 60...110. Расходные трубопроводы на

первых ступенях ракет-носителей среднего класса обычно имеют внутренний диаметр 400...460 мм, легкого – 300...350 мм. Тоннельные и магистральные трубопроводы имеют внутренний диаметр 500...800 мм. На ракетах-носителях тяжелого и сверхтяжелого классов диаметр расходных магистралей может составлять 600...800 мм и более, заправочных 200...500 мм. Давление в трубопроводах обычно составляет от 0,3 МПа до 2,2 МПа, наиболее часто 0,5...1,5 МПа. Толщина стенок труб обычно составляет 0,80...4,00 мм в зависимости от диаметра. Такие размеры и давление в трубопроводах вполне позволяют изготавливать их из нержавеющей сталей и высокопрочных алюминиевых сплавов. Под высокопрочными алюминиевыми сплавами в данном случае понимаются сплавы системы Al-Mg-Sc (01570,5028, 5820 и другие).

Магистральные наддува топливных баков обычно имеют диаметр до 20 мм (для тяжелых и сверхтяжелых ракет-носителей иногда до 100...150 мм), толщина стенки 0,50...1,50 мм и более, давление в них может достигать 20-30 МПа. На ракетах-носителях легкого класса наддув может быть горячий и холодный, среднего, тяжелого и сверхтяжелого – практически исключительно холодный. В любом случае эти трубопроводы, как правило, изготавливаются из стали, так как никакие алюминиевые сплавы не выдерживают таких давлений..

Длина трубопроводов обычно составляет 1500...2500 мм. При этом в их состав входят гнутые либо штамповочные патрубки, сильфонные компенсаторы, цельные фланцы либо наконечники свободных фланцев, штуцеры, ниппели, наконечники с буртами для получения сварных соединений. Максимальные габаритные размеры таких деталей по длине обычно не превышают 350...400 мм. В результате длина прямолинейных либо изогнутых участков трубопроводов редко превышает 1500 мм. Величина прогиба труб составляет от 0,15 мм до 1,00 мм на 1000 мм длины трубы. Даже максимальная величина прогиба легко компенсируется сильфонными компенсаторами либо сферическими фланцевыми соединениями. Сильфонные компенсаторы имеют максимальную длину 600...700 мм, при этом длина заготовки приблизительно в три раза больше и составляет 1800-2100 мм. Большинство компенсаторов имеют длину намного меньше 600 мм с соответствующими размерами заготовок. Сильфоны, как правило, многослойные, толщина каждой гофрированной оболочки 0,15...0,20 мм при их изготовлении из стали, однослойные сильфоны имеют толщину стенки до 0,30 мм. Использование высокопрочных алюминиевых сплавов потребует увеличения толщины стенки однослойного сильфона до 0,50...0,90 мм. С увеличением внутреннего диаметра трубопровода толщина стенки сильфона из алюминиевого сплава может возрастать до 1,00-1,50 мм.

Максимальная длина трубы, получаемой обратным прессованием на вертикальном прессе, зависит от высоты рабочего пространства прессы и его усилия. Наиболее распространенные на машиностроительных заводах прессы имеют номинальное усилие до 25 МН и высоту рабочего пространства до 3900 мм. Этого вполне достаточно для горячего обратного прессования труб с

наружным диаметром 400...530 мм. Максимальная длина трубы может составлять 1500...1800 мм. Для прессования труб диаметром 500...700 мм нужны прессы с усилием от 50 МН до 100...180 МН. Эти прессы имеют высоту рабочего пространства 7000-8500 мм [8], что позволяет прессовать трубы длиной 3000...4000 мм. Исходные заготовки могут быть сплошные и полые в зависимости от способа их получения, применяемой схемы прессования и усилия пресса [5,6,9]. Применение полых заготовок позволяет увеличить внутренний диаметр без значительного увеличения силы, необходимой для прессования. Для получения труб с толщиной стенки 1,5...2,0 мм и более предпочтительно горячее прессование, так как оно требует меньших усилий. Для прессования труб (заготовок под сильфоны) с толщиной стенки менее 1,0 мм предпочтительно холодное прессование, так как оно обеспечивает большую точность толщины стенки. С учетом того, что обратное прессование позволяет получать отрезки труб длиной 1500...1800 мм и более по сравнению с 900...1000 мм при гибке из листа, появляется возможность уменьшить количество кольцевых швов в трубопроводных магистралях.

Выводы.

1. Размеры большинства деталей трубопроводов ракет-носителей позволяют изготавливать их с использованием наиболее распространенных на машиностроительных заводах прессов.
2. Применение обратного прессования позволит отказаться от использования труб с продольными швами
3. Применение обратного прессования позволит использовать более длинные отрезки труб, что сократит количество кольцевых сварных швов в трубопроводах.
4. Применение обратного прессования позволит изготавливать детали трубопроводов на имеющемся в настоящее время оборудовании

Библиографические ссылки

1. Джур Е.А., Проволоцкий А.Е., Фесенко А.Г. и др. Комплексные, комбинированные, интегрированные и синергетические технологии в машиностроении. // Високі технології в машинобудуванні: Збір. наук. праць. – Харків, НТУ “ХПІ”, 2010 – Вип. 1(20). – С. 65-78.
2. Джур Е.А. Проволоцкий А.Е., Фесенко А.Г. и др. Поиск и разрешение технических противоречий как методологическая основа разработки интегрированных технологий. // Системні технології. Регіональний міжвузівський збірник наукових праць. – Дніпропетровськ, 2006. Випуск 1(42)– с. 39-50.
3. Тищенко Ю.С. / Ю.С. Тищенко, О.В. Бондаренко / Оптимизация массы конструкций разъемных соединений агрегатов и узлов пневмо- и гидромагистралей ракет-носителей / Космическая техника. Ракетное

- вооружение. Научно-технический сборник. – Днепропетровск, 2007, выпуск 2. – С. 147-158.
4. Тищенко Ю.С. / Ю.С. Тищенко, О.В. Бондаренко/ Совершенствование конструкции разъемных фланцевых соединений / Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник. – Днепропетровск, 2007, выпуск 2. – С. 159-162.
 5. Бондаренко О.В., Леднянский А.Ф., Приходько М.В., Санин А.Ф. Определение размеров технологической оснастки и технических характеристик оборудования для изготовления прессованных заготовок из водораспыленных порошков алюминиевых сплавов. // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук.пр. /Д.: Пороги, 2013. – С. 8-14. Т. XVI.
 6. Бондаренко О.В. Получение заготовок для оболочечных конструкций и листовых полуфабрикатов из алюминиевых сплавов методом обратного прессования / О.В. Бондаренко, А.Ф. Леднянский, М.В. Приходько, А.Ф. Санин / Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том 17., Дніпропетровськ., «Пороги». – 2013. – С.25-33.
 7. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. –М.: Машиностроение, 1983. 219 с., ил.
 8. www.nkmz.com/index.php
 9. Джур Е.А. О возможности использования мощностей литейных цехов для выплавки алюминиевых сплавов / Е.А. Джур, А.Ф. Леднянский, О.В. Бондаренко / Системні технології. Регіональний міжвузівський збірник наукових праць. – Випуск 1(72). Том 1. Дніпропетровськ, 2011.– с. 78-86.

УДК 629.7.615

С.А. Давыдов, Т.М. Пономарь

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНАЛИЗ УСЛОВИЙ, ПРИВОДЯЩИХ К ИЗМЕНЕНИЮ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ СЕТЧАТЫХ РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ ФАЗ

В работе проводится исследование влияния импульсных перепадов давления на работоспособность сетчатых фазоразделителей при выполнении КЛА полетного задания.

Ключевые слова: *перепад давления, разделители фаз, прорыв газа, импульсные изменения давления.*

У роботі проводиться дослідження впливу імпульсних перепадів тиску на працездатність сітчастих фазорозділювачів при виконанні КЛА польотного завдання.

Ключові слова: *перепад тиску, розділювач фаз, прорив газу, імпульсні зміни тиску.*

The effect of pulse pressure changes in the operation mesh phase separator for the spacecraft flight mission is investigated in the paper.

Keywords: *differential pressure, phase separator, pulse pressure changes, gas breakthrough.*

Одним из наиболее существенных недостатков применения плетенных металлических сеток в качестве разделителей фаз является наличие у них значительного гидравлического сопротивления (ГС). Условия полета КЛА предполагают многократный запуск и выключение его двигательной установки. На этапах выхода ДУ на заданный режим работы течение топлива через сетчатый фазоразделитель (СФР) существенно нестационарно. Кроме того, не исключена ситуация блокировки некоторой части площади СФР газовой фазой в топливном баке. В этих условиях жидкость поступает в сливную магистраль только через область сетки полностью погруженную в топливо. При этом для обеспечения ДУ необходимым количеством топлива расход жидкости через смоченную часть СФР существенно повышается. По указанным выше причинам текущий перепад давления не сетчатом экране может достигнуть такой величины, при которой либо происходит прорыв газовой фазы через экран, либо наступает механическое разрушение сетчатого материала. Это неизбежно влечет за собой прорыв газа в заневоленное пространство топливного бака и срыв работы ДУ.

Существует максимальный перепад статического давления на СФР, превышение которого влечет за собой прорыв газа через капиллярный барьер. Величина этого капиллярного перепада ΔP_c зависит от конкретного вида КЗУ и физических свойств топлива. При проектировании сетчатых заборных устройств учитывают, что максимальный перепад давления, который может возникнуть на СФР при выполнении КЛА полетного задания, не должен

© С.А. Давыдов, Т.М. Пономарь, 2015

превосходит значение ΔP_c с определенным коэффициентом безопасности. Однако, скачкообразные изменения давления в жидкости ΔP_n над и под поверхностью СФР, возникающие по различным причинам могут иметь значительную абсолютную величину. Использование СФР с запасом удерживающей способности, превосходящим ΔP_n , требует неприемлемо высокой СУС СФР. Поэтому исследование влияния импульсных изменений давления на работоспособность СФР является достаточно актуальным.

Скачкообразные изменения давления внутри топливных баков КЛА возникает, прежде всего, на переходных этапах движения. В частности, при запуске маршевых двигателей происходит отработка разнообразных электропневмо клапанов (ЭКП), что вследствие инерционности топлива вызывает волнообразный спад давления под поверхностью СФР. Аналогичная ситуация возникает при остановке маршевой двигательной установки (МДУ) и срабатывании отсеченных клапанов. Длительность и амплитуда импульсов давления зависят от типа клапанов и их места размещения по отношению к КЗУ. На рис.1 представлен запуск основного двигателя КЛА «Аджена» [1].

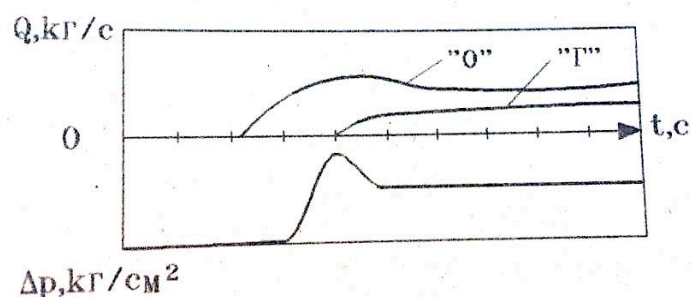


Рис.1. График запуска основного двигателя космического летательного аппарата «Аджена»

Из рисунка видно, что выход двигателя на расчетный режим наступает через 1,7-1,9 с после подачи команды на его запуск. Давление в камере сгорания достигает номинальной величины за 1 с. Таким образом, длительность переходного периода при запуске маршевого двигателя находится в пределах 1-2 с. Переходные периоды приблизительно такой же продолжительности имеют двигательные установки большинства других типов КЛА.

Время срабатывания ЭКП находится в пределах от 0,005 до 0,15 с. Характерный рабочий цикл такого клапана представлен на рисунке 2 [2].

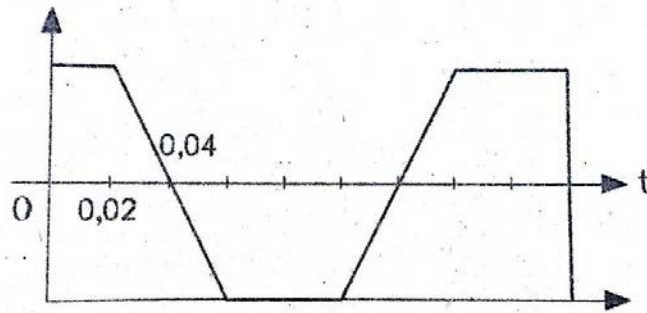


Рис. 2. Рабочий цикл электропневмоклапана

Изменение давления под поверхностью КЗУ происходит при открытии и закрытии ЭКП, представлено на рис. 3 [3]. Колебания давления в топливе могут быть вызваны также различного рода случайными силовыми воздействиями на корпус КЛА. Однако, наиболее вероятной причиной колебаний давления в жидкости является работа элементов ПГС КЛА на переходных участках полета.

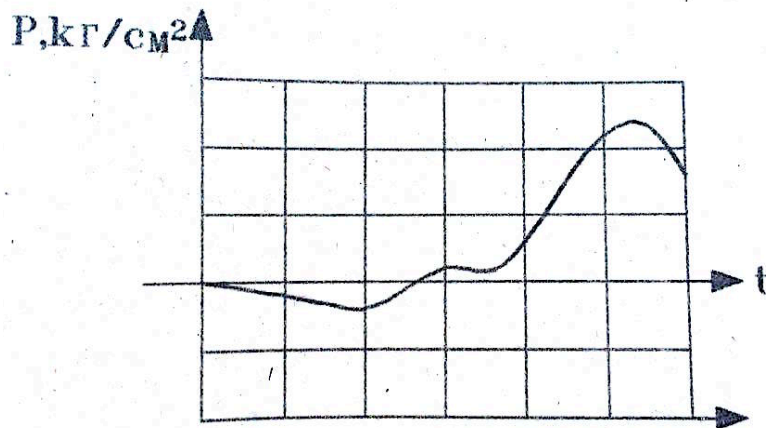


Рис.3. Изменение давления под поверхностью капиллярных разделителей фаз, происходящее при срабатывании электропневмоклапанов

В работе [4] проводились экспериментальные исследования работоспособности СФР типов 200х400 меш и 325х2300 меш в режимах запуска и остановки ДУ. Время открытия ЭКП составляло 5 мс, 10 мс и 150 мс, а расстояние от СФР до ЭКП варьировалось от 1,9 до 11,6 м. С целью гашения пульсации давления использовалась специальная буферная емкость. В качестве модельной жидкости применялся фреон-113.

В результате экспериментов было установлено, что остановка двигателя не вызывает пульсации давления вблизи КЗУ, приводящих к прорыву газа. Величина пульсации давления при выключении ДУ прямо пропорциональна расходу топлива перед остановкой и обратно пропорциональна времени открытия ЭКП, а также объему буферной емкости. В результате был сделан вывод, что пульсации давления, вызванные остановкой ДУ, не снижают уровня работоспособности КЗУ.

В то же время, был обнаружен значительный прорыв газа через СФР на этапе запуска МДУ. Степень прорыва газа увеличивается с увеличением количества расхода топлива и уменьшается с ростом буферной емкости, увеличением расстояния ЭКП от СФР и временем открытия клапана. Эти

исследования носили в основном качественный характер, что значительно снизило их практическую ценность.

Наиболее обширные теоретические и экспериментальные ценности приведены в [5]. В работе представлена модель СФР в виде системы ячеек, имеющих цилиндрическую форму с криволинейной образующей (см. рис. 4). При этом СП занимает различные равновесные положения внутри каналов ячеек СФР в зависимости от текущего перепада давлений. Величина r (см. рис. 4) соответствует величине СУС исследуемого типа СФР. Если текущий перепад давления ΔP_T превосходит СУС СФР ΔP_c , определяемое по уравнению Юнга-Лапласа, то прорыв газа через капиллярный барьер неизбежен. Однако в [5] отмечается, что при импульсных изменениях давления в жидкости общий перепад давлений на СФР может превосходить СУС, а прорыв газа не произойдет в виду кратковременности этого процесса. Были проведены экспериментальные исследования реакции СФР на импульсные изменения давления в жидкости. В качестве рабочих жидкостей использовались изопропиловый и этиловый спирты, а в качестве СФР – тканые металлические сетки типа 80x700 меш, 200x1400 меш и 325x2300 меш фильтрового типа плетения. При проведении экспериментов генерировались импульсы давления со временем нарастания от 4 мс до 10 мс. Особенности экспериментальной модели не позволило генерировать импульсы давления большей длительности. Амплитуда импульса давления находилась в пределах $0,5 \frac{H}{cm^2}$. Эксперименты

показали, что СФР наиболее чувствительны к первоначальному спаду давления, который происходит при открытии ЭПК. Характерный генерируемый импульс давления такого типа представлен на рис. 5. Так же было установлено, что первоначальный рост импульсного давления в жидкости, вызванный закрытием ЭПК, не влияет на работоспособность СФР. Тем не менее следующая за этим волна разрежения может вызвать прорыв газа через сетчатый экран. В ходе экспериментов наблюдалось явление гистерезиса, то есть проникновение газа через СФР, наступившее в результате действия импульсного давления и продолжалось после его исчезновения. Этот эффект объясняется наличием сложной внутренней геометрией ячеек СФР. Никаких количественных характеристик этого процесса в работе не проводится. Эксперименты показали, что прорыв газа через СФР не имеет лавинного характера. Другими словами, прорыв газа, происходящий в результате скачкообразного изменения давления реализуется в нескольких местах сетки с наиболее большими ячейками. После прохождения импульса давления образец СФР вновь восстанавливает свою работоспособность. В работе проводится корректировка разработанной математической модели процесса с результатами экспериментов. Однако конкретных количественных данных не проводится.

Из сказанного выше следует, что скачкообразное изменение давления в топливе под поверхностью СФР может при определенных условиях привести к нарушению работоспособности КЗУ. Поэтому разработка научно

обоснованной инженерной методики оценки этого фактора на работоспособность КЗУ весьма актуальна.

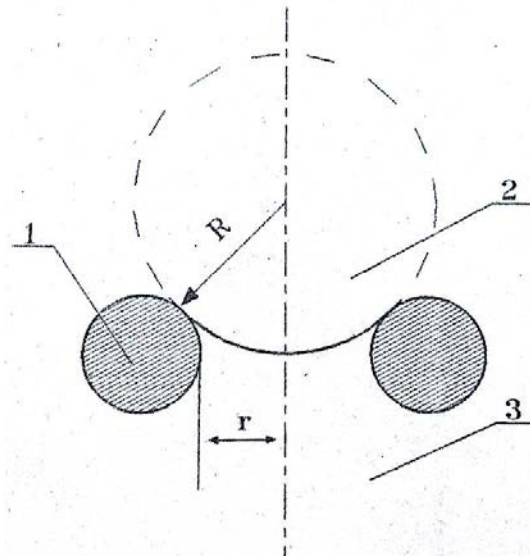


Рис. 4. Модель ячейки сетчатого разделителя фаз

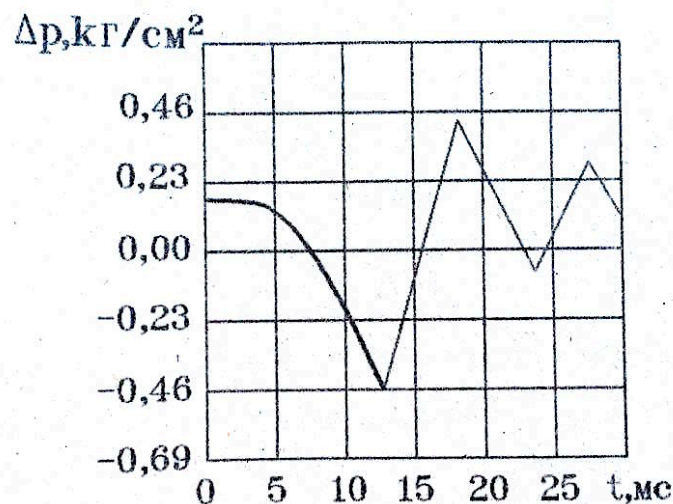


Рис. 5. Генерируемый импульс давления в жидкости под поверхностью сетчатого разделителя фаз

Библиографические ссылки

1. De Brok S.C., Rudey C.J. Agena primary and integrated secondary propulsion system // AIAA paper. – No. 1212. – 1973. – 15 p.
2. Fested D.A. e.a. Surface tension propellant acquisition system technology for Space Shuttle reaction control tanks // AIAA paper. – No. 1196. – 1975. – 7 p.
3. Л. Г. Лойцянский Механика жидкости и газаю – М.: Наука, 1973ю – 848 с.
4. Gluck D.F. Unsteady stream in the capillary system // NAS7 200. – 1973. – 82 p.
5. Tegart J.R. Influence of pressure transints on the performance of capillary propellant acquisition system // AIAA paper. – No. 597. – 1976 – 8 p.

УДК 536.24:622.233

А. В. Давидова, К.Є. Лисенко

Дніпропетровський національний університет імені О. Гончара

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ ТЕПЛОПЕРЕНОСУ В ДИСПЕРСНОМУ СЕРЕДОВИЩІ ПРИ НАЯВНОСТІ ФАЗОВИХ ПЕРЕХОДІВ

Проведено чисельне дослідження процесів теплопереносу за наявності фазових перетворень в'язучої речовини дисперсного середовища на прикладі блоку гравійного фільтру, виготовленого по низькотемпературній технології. Проведено дослідження впливу фізичних характеристик дисперсного середовища, з якого складається фільтр, на параметри його роботи.

Ключові слова: дисперсне середовище, гравійний фільтр, в'язуча речовина, фазові переходи.

Проведено численное исследование процессов теплопереноса при наличии фазовых превращений связывающего вещества дисперсной среды на примере блока гравийного фильтра, изготовленного по низкотемпературной технологии. Проведено исследование влияния физических характеристик дисперсной среды, из которой состоит фильтр, на параметры его работы.

Ключевые слова: дисперсная среда, гравийный фильтр, связывающее вещество, фазовые переходы.

A numerical study of heat transfer with phase transformations of the binder a dispersion medium for example of block low-temperature gravel filter. Physical characteristics of the dispersion medium, which consists of a filter.

Keywords: disperse medium, gravel filter, adhesive, phase transitions.

Актуальність проблеми. Математичному моделюванню задач теплообміну у дисперсних середовищах при наявності фазових переходів присвячено ряд робіт [1, 2, 3, 4, 5] та інші. Серед такого типу задач практичний інтерес представляють дослідження промерзання ґрунтів, сушка капілярно-пористих матеріалів, задачі фільтрації, та інші. Зокрема, актуальною задачею є визначення параметрів виготовлення та експлуатації гравійних фільтрів, виготовлених по низькотемпературній технології (або криогенно-гравійних фільтрів) [6, 7, 8].

Згідно цій технології, необхідна міцність конструкції досягається за рахунок фазового перетворення в'язучої рідини, в якості якої використовується вода або її розчин. Потім, при встановленні такого блоку фільтру у свердловину відбувається зворотний фазовий перехід в'язучої рідини. В результаті отримуємо фільтр, фільтраційні характеристики якого задовольняють технологічним вимогам.

Серед факторів, які впливають на ефективність роботи фільтрів,

© А. В. Давидова, К.Є. Лисенко, 2015

виготовлених по низькотемпературній технології, виділимо фізичні характеристики матеріалу фільтру та вязучої рідини, зовнішні та експлуатаційні умови. Однією з важливих фізичних характеристик сипучого матеріалу фільтру є його пустотсність, тобто наявність порожнин (пустот) між зернами матеріалу. Очевидно, що для визначення впливу фізичних характеристик середовища на технологічні параметри виготовлення та експлуатації таких фільтрів необхідно досліджувати процеси теплопереносу у середовищі фільтру. Дослідження таких процесів може бути виконано з використанням методів математичного моделювання, оскільки використання даних методів на сьогоднішній день досить добре вивчено і є найбільш прийнятним для розв'язання такого класу задач.

Метою даної роботи є проведення чисельного дослідження процесів теплопереносу в дисперсному вологонасиченому середовищі при наявності фазових переходів.

Математична модель. Будемо розглядати дисперсне вологонасичене багатозфазне середовище, яке в загальному випадку складається з води, льоду, повітря і скелету. Дослідження теплопереносу в такому середовищі будемо проводити на прикладі задачі виготовлення блоку кригенно-гравійного фільтру [6], технологія виготовлення якого передбачає заморожування суміші фільтруючого крупнодисперсного матеріалу (гравій) з водою.

Будемо враховувати зв'язаність вологи зі скелетом [2, 5, 9, 10], а також вважати, що фазовий перехід вологи відбувається в діапазоні від'ємних температур $[T_n; T_k]$, де T_n - температура початку фазового переходу, T_k - температура кінця фазового переходу.

Поставлена задача зводиться до вирішення двовимірної задачі розповсюдження теплоти в тілі кригенно-гравійного фільтру при наявності фазового переходу вода – лід для дисперсного водонасиченого середовища [4, 5, 6]. Рівняння теплопереносу в дисперсному водонасиченому середовищі фільтру сформулюємо з використанням методу ефективної теплоємності [4, 5, 10]:

$$c_{ef}(T) \cdot \rho(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \cdot \lambda(T) \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial z} \right), \quad (1)$$

$$\tau > 0, R_1 \leq r \leq R_2, 0 \leq z \leq H,$$

де T - температура фільтру, τ - час, $c_{ef}(T)$ - ефективна теплоємність дисперсного вологого середовища, $\rho(T)$ - густина дисперсного вологого середовища, $\lambda(T)$ - коефіцієнт теплопровідності, R_1, R_2, H - границі досліджуваної області.

Рівняння (1) доповнюється наступними умовами однозначності:

$$T(x, z, 0) = T_0 = \text{const}, \quad (2)$$

$$q|_S = \bar{\alpha} \cdot (T|_S - T_\infty),$$

де n - зовнішня нормаль до s -ої поверхні, $\bar{\alpha}$ - середній коефіцієнт тепловіддачі, $T|_S$ - температура s -ої поверхні, T_∞ - температура навколишнього середовища.

Розглянемо теплофізичні властивості середовища, що розглядається. Ефективну теплоємність дисперсного середовища $c_{\text{ef}}(T)$, яка є адитивною функцією, запишемо у вигляді [2, 9]:

$$c_{\text{ef}}(T)\rho(T) = (1-m) \cdot c_{\text{sk}} \cdot \rho_{\text{sk}} + (1-i(T)) \cdot m \cdot c_w \cdot \rho_w + i(T) \cdot m \cdot c_l \cdot \rho_l + \rho_l \cdot m \cdot l \cdot \frac{di(T)}{dT}, \quad (3)$$

де m - пустотність, l - питома теплота фазового переходу, індекси sk, w, l - відносяться до скелету, води та льоду, відповідно.

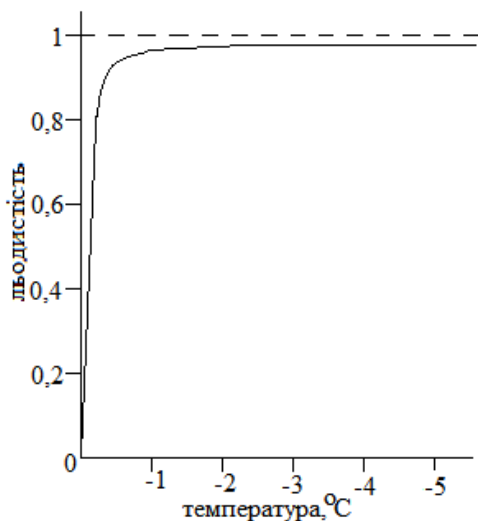


Рис. 1. Залежність функції льодистості від температури для дисперсного вологого середовища.

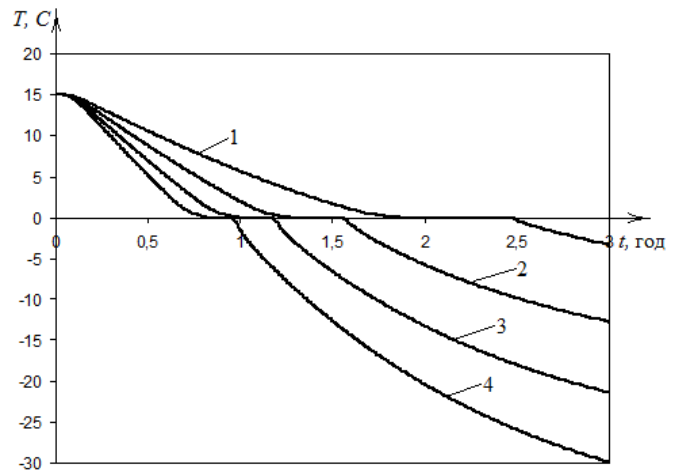


Рис. 2. Розподіл температури досліджуваної області при температурі навколишнього середовища: (1) -10°C , (2) -20°C , (3) -30°C , (4) -40°C .

В вираз (3) входить функція льодистості $i(T)$, яка характеризує відношення маси льоду до маси всієї вологи в дисперсному середовищі. Функція льодистості $i(T)$ враховує той факт, що фазовий перехід зв'язаної вологи відбувається в діапазоні від'ємних температур. Діапазон температури замерзання вологи залежить від структури та розмірів дисперсного матеріалу. В роботі [9] отримані експериментальні залежності функції льодистості від

температури для деяких середовищ, в тому числі для крупнодисперсного піску ця залежність має вигляд (рис. 1).

З графіку на рис. 1 видно, що при початковій температурі фазового переходу льодистість (або кількість незамерзлої вологи) дорівнює нулю, а при кінцевій температурі фазового переходу – прямує до одиниці, при цьому деяка доля вологи залишається в незамерзлому стані в діапазоні від'ємних температур. Експериментально встановлено, що в крупнодисперсному вологонасиченому середовищі при від'ємних температурах міститься 1 – 2% незамерзлої вологи. [2, 9].

Для крупнодисперсного середовища функцію льодистості, використовуючи експериментальну криву (рис. 1), апроксимуємо виразом [9]:

$$i(T) = \begin{cases} 0, & T > T_p, \\ i_k \frac{1 - e^{n(T-T_H)}}{1 - e^{n(T_K-T_H)}}, & T_p \geq T \geq T_K, \\ i_k, & T < T_K, \end{cases} \quad (4)$$

де i_k – значення льодистості при температурі T_K , яке залежить від кількості міцнозв'язаної вологи; n – коефіцієнт, який характеризує ступінь зв'язаності води з твердим скелетом, i залежить від дисперсності, мінерального і хімічного складу середовища.

Коефіцієнт теплопровідності дисперсного вологонасиченого середовища з використанням функції льодистості запишемо у вигляді:

$$\lambda(T) = \lambda_m + (\lambda_t - \lambda_m) \cdot (1 - i(T)), \quad (5)$$

де λ_m, λ_t – коефіцієнти теплопровідності мерзлого та талого крупнодисперсного середовища [4].

В якості інструменту розв'язання задачі (1) – (5) використовувався чисельний метод кінцевих різниць. Верифікація математичної моделі та порівняння отриманих результатів з експериментальними даними наведена в роботі [1].

Результати розрахунку: Результати чисельного моделювання були отримані для заморожування вологонасиченого крупнодисперсного піску при наступних вхідних параметрах: $H = 200 \text{ мм}$, $R_1 = 55 \text{ мм}$, $R_2 = 90 \text{ мм}$,

$$l = 334 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}, \quad c_{\text{sk}} = 0,92 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}, \quad c_w = 4,19 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}, \quad c_l = 2,1 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}, \quad \rho_{\text{sk}} = 1650 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3},$$

$$\rho_w = 1000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}, \quad \rho_l = 920 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Процес фазового переходу води в пустотах піску характеризується наявністю зони фазового переходу (рис. 2). На графіку показано розподіл температури в центрі стінки досліджуваної області через 3 години після початку заморожування в залежності від температури навколишнього середовища. Зі зниженням температури навколишнього середовища відбувається скорочення зони фазового переходу, процес просування фронту фазового переходу відбувається швидше.

Збільшення пустотності призводить до зменшення інтервалу часу, необхідного для заморожування зразка (як показано на графіку на рис. 3) Це пояснюється тим, що зі збільшенням об'єму пустот сипучого матеріалу зменшується кількість міцнозв'язаної вологи, тобто фазовий перехід відбувається у вужчому діапазоні від'ємних температур.

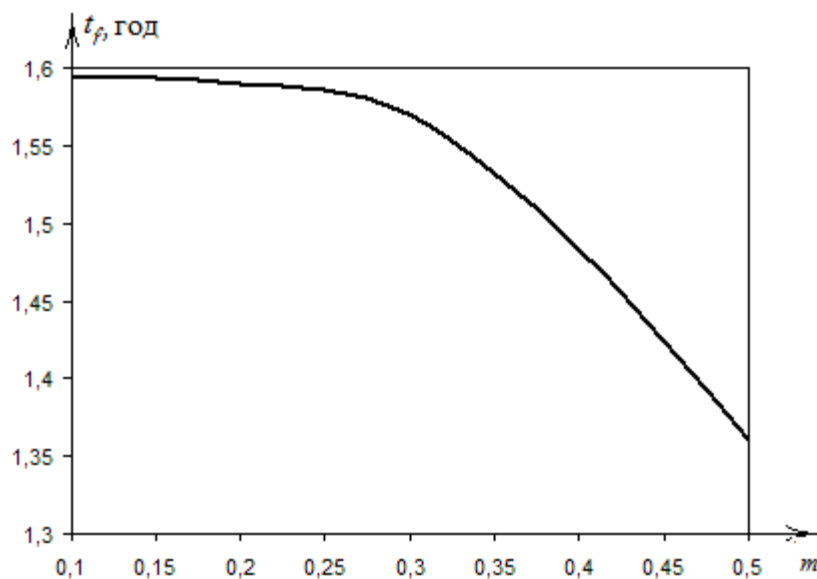


Рис. 3. Залежність часу промерзання від пористості

Висновки: В роботі проведено дослідження процесів теплопереносу при наявності фазових переходів в дисперсному вологонасиченому середовищі в залежності від фізичних характеристик сипучого вологонасиченого матеріалу (пісок) та представлені результати чисельного дослідження даної задачі.

Бібліографічні посилання

1. Дреус А. Ю. Математическая модель и алгоритм расчета теплового переноса в промерзающей крупнодисперсной среде / А. Ю. Дреус, Е. Е. Лысенко // Системні технології. – 2011. – № 2(73). – С. 72 – 77.

2. Нерсесова З. А. Изменение льдистости грунтов в зависимости от температуры // ДАН СССР. – 1950. – Т. 75. - № 6. – С. 845 – 846.
3. Никитенко Н. И. Динамика процессов тепломассопереноса, фазовых превращений и усадки при обезвоживании коллоидных капиллярно-пористых материалов / Н. И. Никитенко, Ю. Ф. Снежкин, Н. Н. Сороковая // Промышленная теплотехника. – 2003. – Т. 25. – №3. – С. 56 – 66.
4. Пермяков П.П. Идентификация параметров математической модели тепловлагопереноса в мерзлых грунтах. – Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1989. – 86 с.
5. Приходько А. А. «Численное моделирование процессов фазовых переходов пористых сред на основе решения задачи Стефана и метода эффективной теплоемкости» / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Вестник ДГУ, серия механика. – Вып. 5. – Т. 1. – 2001. – С. 117 – 125.
6. Дреус А. Ю. Математическое моделирование тепловых процессов в гравийных фильтрах гидрогеологических скважин / А. Ю. Дреус, А. А. Кожевников, Е. Е. Лысенко, А. К. Судаков // ДАН України, серія «Науки про Землю». – 2010. – № 9. – С. 98 – 102.
7. Кожевников А. О. «Классификация способов создания гравийных фильтров» / А. О. Кожевников, А. К. Судаков // Науковий вісник НГУ. – 2010. - №9 – 10. - С. 70 – 74.
8. Кожевников А. О. Технологія виготовлення блочного кріогенно-гравійного фільтра бурових свердловин / А. О. Кожевников, А. К. Судаков, О. Ф. Камишацький, О. А. Лексиков, Д. А. Судакова // Наукові праці Донецького національного технічного університету, сер. «Гірничо-геологічна. – 2010. – Вип. 14 (181). – С. 83–86.
9. Колесников, А. Г. К изменению математической формулировки задачи о промерзании грунта [Текст] / А. Г. Колесников // Доклады АН СССР. — 1952. — Т. 82, № 6. — С. 889—891.
10. Лыков А. В. Теория сушки. М. - Энергия, 1968. - 472 с.

Надійшла до редакції 11.12.2015

УДК 778.533 (088.8)

Д.А. Дудченко, В.И. Липовский

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара***ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОГО
КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА**

У статті представлена інженерна методика розрахунку розміростабільної конструкції космічного телескопа. Розглянуто приклад розрахунку корпусу, у якому розташовано телескоп з фокусною відстанню 1000 мм та допуском у 0,1 мм.

Ключові слова: телескоп, розміростабільна рама, біметал, винтова лінія, напруження, деформації.

В статье предложена инженерная методика расчета размеростабильного корпуса космического телескопа. Рассмотрен пример расчета корпуса телескопа с фокусным расстоянием 1000 мм и допуском в 0,1 мм.

Ключевые слова: телескоп, размеростабильная рама, биметалл, винтовая линия, напряжения, деформации.

In the article the specified engineering methodology of calculation of constant dimension frames corps of space telescope. The example of calculation of corps of telescope is considered with focal distance a 1000 mm and admitting to 0,1 mm.

Keywords : telescope, constant dimension frames, bimetal, spiral line, pin tensions, deformations.

Объектом исследования является конструкция корпуса телескопа. В настоящее время задача создания конструкций, учитывающих действие температурных градиентов на корпуса космических телескопов спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является актуальной [1,2,3,4]. Проектируемая конструкция корпуса должна обеспечивать минимум тепловых деформаций в заданных направлениях, и удовлетворять допуску на фокусное

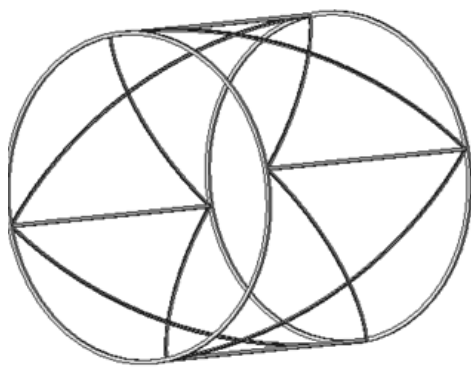


Рис.1

расстояние оптико-электронной системы (ОЭС) целевого оборудования спутников ДЗЗ. Элементом конструкции ИС ДЗЗ, на котором выполняют монтаж ОЭС, который воспринимает нагрузки во время выведения на орбиту и далее температурное воздействие - является силовая рама. Форма и размеры силовых рам обусловлены типом устройства и величиной фокусного расстояния ОЭС. В качестве типовой модели принята рама с габаритами, подобранными

на основании усредненных данных существующих ОЭС. Рама представляет собой цилиндрическую ферменную конструкцию, собранную посредством сварки двух металлических кольцевых оснований, а так же набора из прямолинейных металлических и винтовых биметаллических стержней (рис.1).

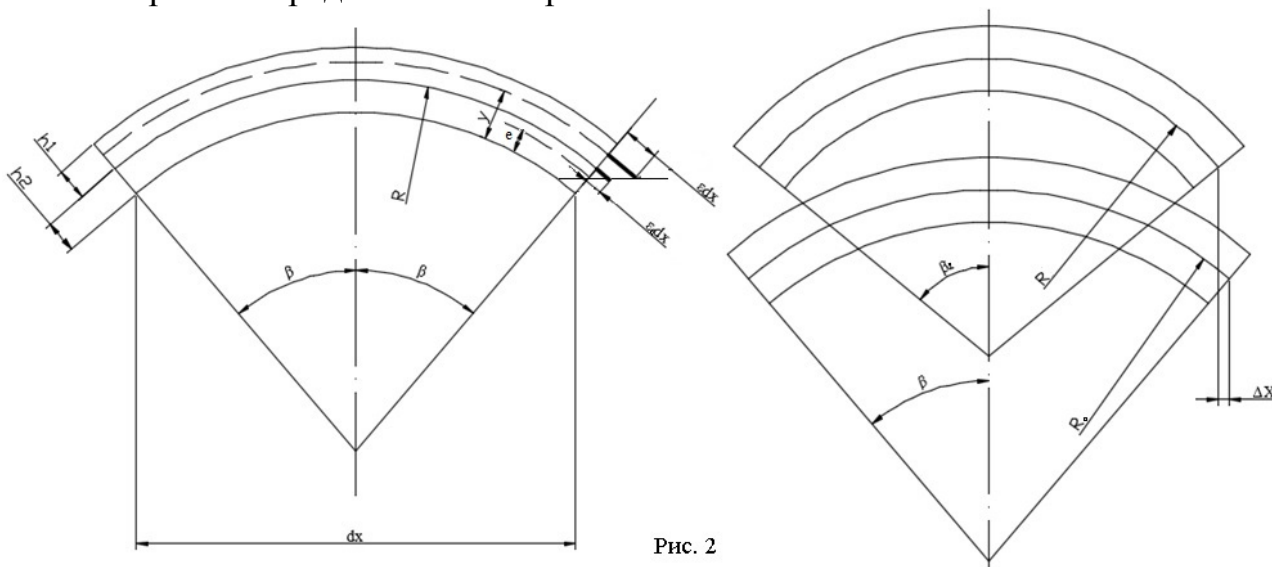
стержней (рис.1). Выбор такого конструктивного решения позволяет использовать свойство биметалла изменять свою кривизну при температурной нагрузке для подбора геометрии прямолинейных и винтовых стержней обеспечивающие суммарные деформации в заданном допуске. Для винтовых стержней выбирают биметалл с наибольшим коэффициентом линейного теплового расширения (КЛТР) активного слоя. Материалом прямых стержней выбирают металл пассивного слоя биметалла. Физико-механические характеристики биметаллов взяты по ГОСТ 10533-86.

Исходные данные и закономерности. Создание размеростабильной рамы основывается на исходных параметрах конструкции. Значения перепада температур считается известным ΔT . Габариты рамы определяются на основании размеров ОЭС. Исходный вид поперечных сечений всех стержней принят в виде квадрата со стороной h . Геометрические характеристики поперечного сечения продольных стержней определяются из условия устойчивости конструкции при максимальных перегрузках на активном участке траектории:

$$h = \sqrt[4]{\frac{48l^2 \cdot F}{k \cdot \pi^2 \cdot E}},$$

где F – максимальная сжимающая сила на активном участке траектории; l – высота рамы, k – количество прямых стержней, E – модуль упругости металла, коэффициент приведенной длины принят равным 2.

Процесс решения проекторочной задачи для рамной конструкции удовлетворяющей заданному допуску суммарных деформаций основывается на следующих закономерностях формоизменения биметаллического стержня. Эти закономерности представлены на рис.2.



Деформации, напряжения и геометрические параметры, возникающие в винтовом стержне при перепаде температур, определяются соотношениями:

$$\eta = (y - e), \quad \varepsilon = \eta \cdot \gamma + \alpha \cdot \Delta T, \quad \gamma = \frac{1}{R} - \frac{1}{R_0},$$

$$\sigma_1 = E_1[\eta \cdot \gamma + \alpha_1 \cdot \Delta T] \quad \sigma_2 = E_2[\eta \cdot \gamma + \alpha_2 \cdot \Delta T] ,$$

$$e = \frac{C}{B} + \frac{(E_1 \alpha_1 h_1 + E_2 \alpha_2 h_2) \Delta T}{B \gamma} ,$$

$$\gamma = \frac{\frac{(E_1 \alpha_1 h_1 + E_2 \alpha_2 h_2)}{B} (\Delta T \cdot A) - E_1 \alpha_1 \Delta T \frac{h_1}{2} - E_2 \alpha_2 \Delta T \frac{[2h_1 h_2 - h_2^2]}{2}}{E_1 \frac{h_1^3}{3} + E_2 \frac{(h_1 + h_2)^3 - h_1^3}{3} - \frac{C}{B} A} .$$

$$A = \left(E_1 \frac{h_1^2}{2} + E_2 \frac{[2h_1 h_2 - h_2^2]}{2} \right) , \quad B = (E_1 h_1 + E_2 h_2) , \quad C = \left(E_1 \frac{h_1^2}{2} + E_2 \frac{[2h_1 h_2 + h_2^2]}{2} \right) .$$

Здесь, соответственно: E_1 , E_2 , α_1 , α_2 модули упругости и коэффициенты температурного расширения активного и пассивного слоев биметалла, γ - изменение кривизны нейтрального слоя, e - положение нейтрального слоя в биметаллическом стержне. Закономерности для нормальных биметаллических пластин представлены в [5].

Условия максимального значения изменения кривизны γ биметаллического стержня при температурном перепаде ΔT позволяет определить соотношения между толщиной активного h_1 и пассивного h_2 слоя. Экстремум найден при выполнении условия, что сумма слоев биметалла постоянна и равна значению высоты сечения стержня h . Значение кривизны максимально для соотношения: $h_1:h_2 = 0.8 \div 0.9$ при $h_1+h_2=h$.

Условие закона сохранения энергии позволяет определить значения осевой силы P , возникающей в винтовом биметаллическом стержне:

$$U = \int_l \frac{M_p^2}{2EI} ds = \frac{P_{cm}^o \cdot \Delta X}{2}, \quad \Delta X = - \int_l \gamma \overline{M} ds = \gamma \int_0^\beta R_0^2 [\cos(\beta - \varphi) - \cos(\beta)] d\varphi ,$$

$$R_0 = \frac{a^2 + \lambda^2}{a}, \quad \lambda = \frac{H}{2\pi}, \quad \beta = \frac{s}{2R_0}, \quad s = \sqrt{(a^2 + b^2)} \frac{\pi}{2},$$

$$P = \frac{\gamma \left(E_1 \left[\frac{bh_1^2}{12} + \left(h_1 + h_2 - \frac{h_1}{2} - e \right)^2 bh_1 \right] + E_2 \left[\frac{bh_2^2}{12} + \left(e - \frac{h_2}{2} \right)^2 bh_2 \right] \right)}{\int_0^\beta R_0^2 [\cos(\beta - \varphi) - \cos(\beta)] d\varphi} .$$

Здесь, соответственно: R_0 - радиус дуги винтовой линии, a - радиус цилиндра корпуса, λ - подъем винтовой линии, s - длина винтовой линии, H - шаг винтовой линии, β - угол полураствора винтовой линии, $\overline{M}$ - изгибающий момент от единичной силы по оси рамы, ΔX - осевое перемещение винтового

стержня вызванный перепадом температур, b – значение ширины поперечного сечения винтового стержня. Этот геометрический размер считается постоянным и равным стороне квадрата продольного стержня h .

Условия совместности деформаций винтового и продольного стержня рамы определяют равенство осевых перемещений стержней $\Delta l_{cm} = \Delta X$. Здесь

$$\Delta l_{cm} = \frac{N_c \cdot l}{E_2(h^2)} + \alpha_2 \cdot \Delta T \cdot l \quad \text{суммарная осевая деформация продольного}$$

стержня. Статические уравнения позволяют определить значение внутренней продольной силы в прямолинейном стержне N_c через осевую силу в винтовом стержне: $N_c = 2P$.

Инженерная методика. Представленные закономерности позволяют предложить следующую инженерную методику расчета размеростабильного корпуса космического телескопа:

1. Из условия устойчивости сжатых стержней определяются первоначальные исходные размеры продольных и винтовых биметаллических стержней h . В первом приближении сечения прямолинейных и винтовых стержней считают равными. Итерационная процедура определения параметров сечения винтовой линии выполняется для принятого соотношения между толщинами активного и пассивного слоя. Ширина биметаллического стержня принята постоянной и равной h .
2. На основании зависимости $h_1 = (0.8 \div 0.9) h_2$, при условии, что $h_1 + h_2 = h$, определяется значение h_1 .
3. Для полученных геометрических параметров биметаллического стержня определяется положение нейтрального слоя e , осевое перемещение винтового стержня вызванный перепадом температур ΔX , изменение кривизны нейтрального слоя γ и значение осевой силы P .
4. По статическим и геометрическим уравнениям конструкции рамы определяется суммарное осевое перемещение Δl_{cm} . Выполняется проверка выполнения условия, что суммарная осевая деформация конструкции рамы меньше или равна значения допуска Δf на фокусное расстояние ОЭС: $\Delta l_{cm} \leq \Delta f$. Если это условие не выполняется, то выполняется уточнение параметров винтового стержня. Сторона поперечного сечения винтового стержня уменьшается на шаг изменения размера Δh . Значение размера стороны квадратного поперечного сечения биметаллического стержня для i –й итерации определяется соотношением $h(i) = h(i-1) - \Delta h$. Расчет с пункта 2 повторяется до тех пор, пока не выполняется требования по допуску на фокусное расстояние ОЭС.

Пример. По предложенной методике выполнен расчет размеростабильной рамы для космического телескопа High-Precision Telescope с фокусным расстоянием 1000 ± 0.1 мм и массой 20 кг. Габаритные размеры рамы: высота 1000 мм, диаметр 1000 мм. Винтовые стержни биметалл ТБ129/79: 36Н –

пассивный слой, $E_1 = 150 \text{ ГПа}$, $\alpha_1 = 1,3 \cdot 10^{-6} \text{ град}^{-1}$, 19НХ – активный слой $E_2 = 195 \text{ ГПа}$, $\alpha_2 = 17 \cdot 10^{-6} \text{ град}^{-1}$. Перепад температур 200°C . Коэффициент перегрузки принят равным 12. Сводные результаты следующие: площадь поперечного сечения прямого стержня 100 мм^2 , размеры сечения $10 \times 10 \text{ мм}$; площадь поперечного сечения винтового стержня $70,56 \text{ мм}^2$, размеры сечения $8,4 \times 8,4 \text{ мм}$, толщина активного слоя $h_2 = 3,9 \text{ мм}$, толщина пассивного слоя $h_1 = 4,5 \text{ мм}$, суммарное перемещение $\Delta S = 5,814 \cdot 10^{-3}$. По полученным данным построена геометрическая модель и выполнено численное моделирование при помощи метода конечных элементов [5]. Результаты расчета представлены на рис. 3-5.

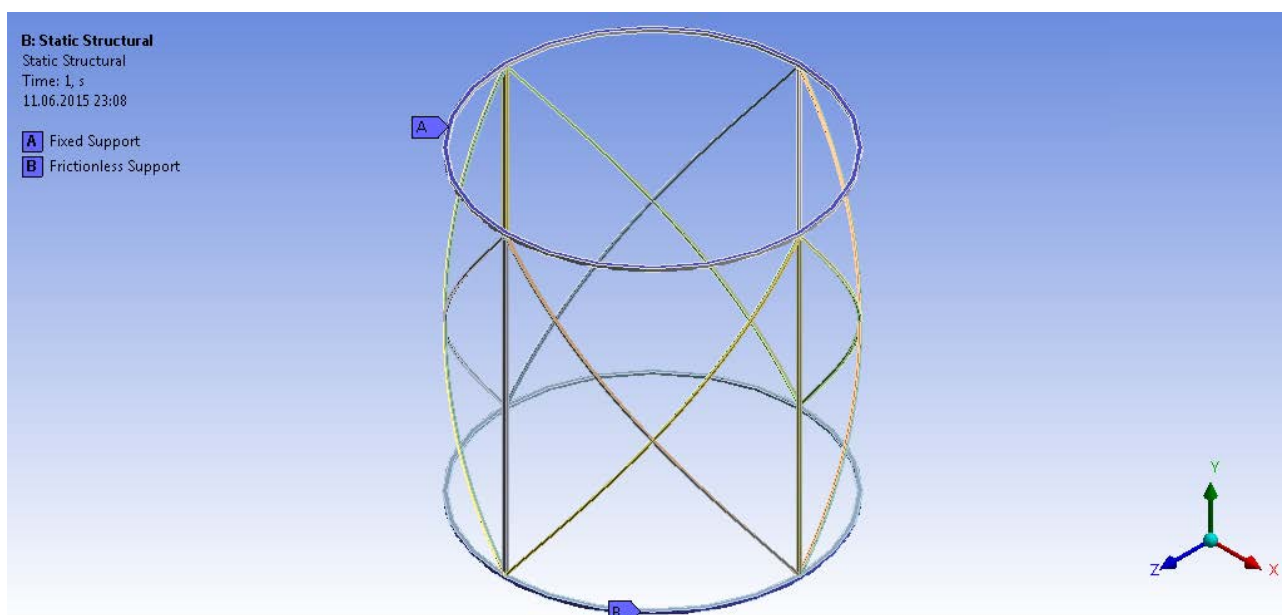


Рис. 3 Расчетная схема конструкции

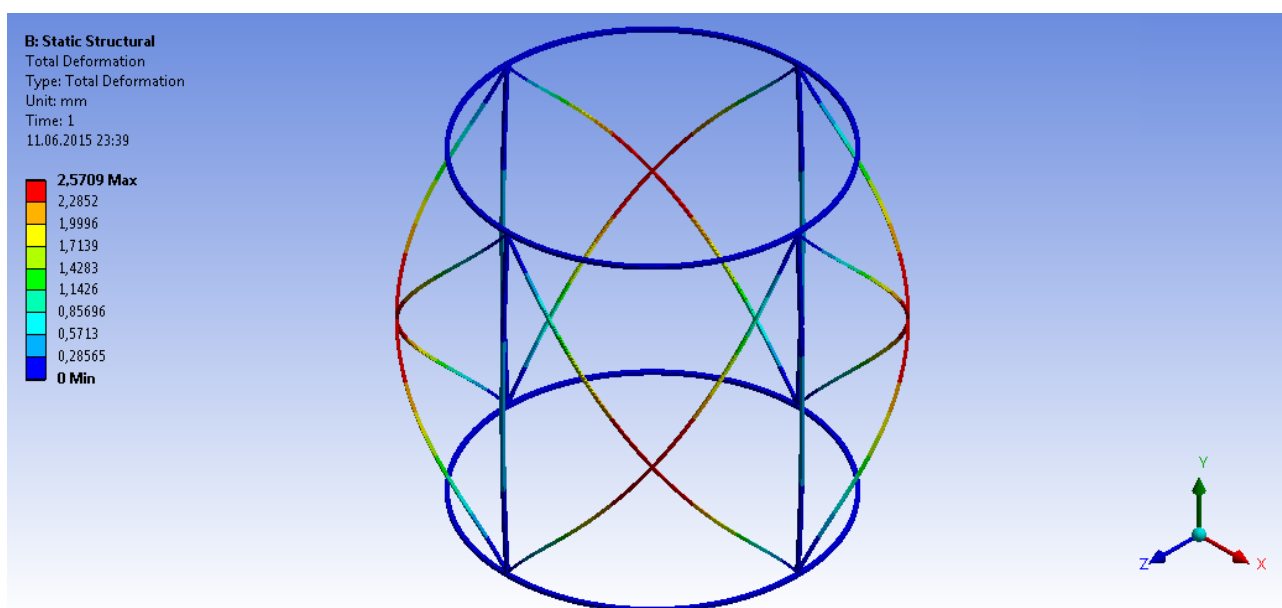


Рис. 4 Суммарные деформации возникающие в конструкции

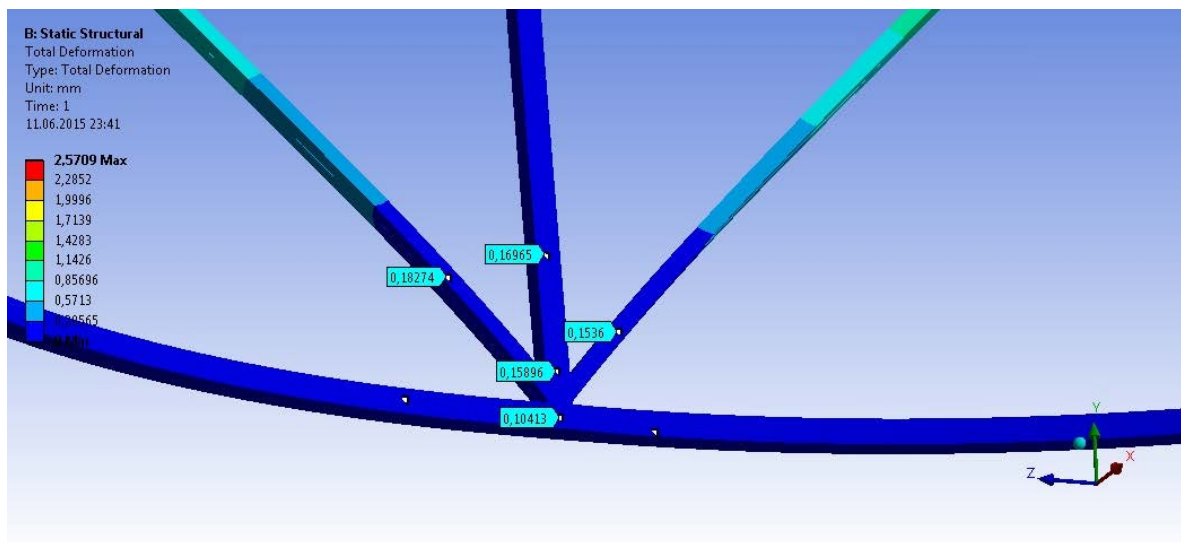


Рис. 5 Суммарные деформации возникающие в конструкции

Выводы. Предложена инженерная методика проектировочного расчета типовой конструкции размеростабильной рамы космического телескопа. Рассмотрен пример расчета и определения размеров конструкции рамы и выполнена проверка при помощи численного моделирования спроектированной конструкции.

Библиографические ссылки

1. Биткин В.Е., Сальников И.В., Шайда А.Н. Особенности проектирования стержневых размеростабильных крупногабаритных космических конструкций// Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГKB «Южное», 1991. – С.43-49.
2. Фомин Г.Е. Шайда А.Н. Проектирование размеростабильных стержневых конструкций рефлекторов антенн, адаптивных к действию градиентов температур// Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГKB «Южное», 1991. – С.61-64.
3. Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Шайда А.Н., Максимов С.В. Проектирование адаптивного к действию градиентов температур размеростабильного корпуса космического телескопа// Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2013 – С.33-37.
4. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов/ Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов, Ф.Ф. Урмансов. – М.: Машиностроение, 2000. – 353с.
5. Пономарев С.Д., Андреева Л.Е. Расчет упругих элементов машин и приборов. – М.: Машиностроение, 1980. – 326 с.
5. Басов К.А. ANSYS в примерах и задачах/ К.А. Басов– М.: Компьютер Пресс, 2002. – 224 с.

Надійшла до редколегії 19.10.2015

УДК 629.764

В.В. Ємець

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

АНАЛІЗ НАПРЯМКІВ РОЗРОБКИ ЕКОНОМІЧНО ЕФЕКТИВНИХ ТРАНСПОРТНИХ КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

Розглянуті основні проблеми підвищення економічної ефективності транспортних космічних операцій. Проведений аналіз сучасних і перспективних проектно-конструкторських рішень, спрямованих на підвищення економічної ефективності транспортних космічних систем. Зроблений висновок, що найрадикальнішим шляхом зниження питомої вартості виведення корисних вантажів в космос для РН середнього і легкого класів, а також зниження вартості пуску РН малого класу є використання баків оболонок як палива.

Ключові слова: транспортні космічні системи, ракети-носії

Рассмотрены основные проблемы повышения экономической эффективности транспортных космических операций. Проведен анализ современных и перспективных проектно-конструкторских решений, направленных на повышение эффективности транспортных космических систем.

Ключевые слова: транспортные космические системы, ракеты-носители

The main problems of the economical efficiency for space transportation systems are considered. The prospective ways for economically sound space transportation are evaluated. It is concluded that the use of the rocket propellant tank shells as fuel is the most effective way.

Keywords: space transportation systems, launch vehicles

1 Проблеми підвищення економічної ефективності транспортних космічних систем

1.1 Проблема зниження питомої вартості виведення корисного вантажу на низьку навколоземну орбіту

Висока питома вартість виведення корисних вантажів в космос, яка дорівнює для низької навколоземної орбіти близько 10 тис. дол./кг для американських, європейських і китайських ракет-носіїв (РН) середнього класу (із стартовою масою в кілька сотень тон) [1] і є в 2-3 рази нижчою для сучасних РН старої радянської розробки (в т. ч. конверсійних) і деяких індійських РН [2], вважається основною перешкодою, що стримує розвиток світової космонавтики вже на протязі кількох десятиків років [3]. Ця перешкода є настільки суттєвою, що не лише гальмує розвиток, але й призводить до помітного зниження пускової активності.

Для ілюстрації цього твердження порівняймо прогнози 1980-х – початку

© В.В. Ємець, 2015

1990-х років з реальною ситуацією, що склалася в середині 1990-х – 2000-х роках. Наприклад, в 1986 р. повідомлялось, що Радянський Союз пускає близько 100 РН на рік [4], а в 1989 р. відзначалось, що порядок річної кількості пусків РН в усьому світі становить 10^2 [5]. Як у Радянському Союзі, так і на Заході в ті часи вважалось, що транспортні потоки Земля-Орбіта і Орбіта-Земля безперервно зростатимуть. Відомий своїми роботами з економіки транспортних космічних операцій, бувший директор перспективних проектів Національної авіаційної і космічної адміністрації США (NASA) в 1960-х роках, а пізніше професор космічної технології Аерокосмічного інституту Берлінського технічного університету Герман Кьоле (Н. Н. Kölle), спираючись на прогнози американських експертів, роботи своїх колег і власні висновки, доводив, що космічний транспортний потік (еквівалентний потоку на низьку навколоземну орбіту) від початку 1990-х років до 2010 року має зрости з 1 000 до 3 400 т/рік за мінімальною оцінкою (до 58 000 т/рік за максимальною оцінкою) і далі до 8 200 т/рік (або ж до 120 000 т/рік за максимальною оцінкою) до 2030 року [5]. Один із керівників російського Центрального аерогідродинамічного інституту В. П. Плохих в 1992 році у виступі на міжнародній конференції, що була присвячена обговоренню найперспективніших (як тоді вважалось) проектів російсько-української, британської, індійської і німецької авіаційно-космічних систем (АКС), стверджував: «Одним із найважливіших і засадничих принципів розвитку аерокосмічної індустрії є стійке (за прогнозами 7%) щорічне зростання вантажопотоку на орбіту. Такий самий висновок впливає із аналізу досліджень європейських та американських спеціалістів...особливо з урахуванням переходу в майбутньому (після 2000...2010 років) на повністю багаторазові аерокосмічні системи...» [6]. Зауважимо, що 7 відсотків річного зростання забезпечили б збільшення вантажопотоку приблизно в 4 рази за 20 років, що узгоджується з мінімальною оцінкою Германа Кьоле.

Актуальною вважалась задача збільшення вантажопід'ємності РН. В Радянському Союзі була розроблена РН важкого класу «Енергія» (стартова маса близько 2400 т) з масою корисного вантажу близько 100 т і пропонувалось подальше збільшення цієї РН за рахунок нарощування додаткових ракетних блоків (РБ) [6]. На сторінках західноєвропейських і американських наукових журналів з'явилось обґрунтування необхідності розробки ще більших ракетних «вантажних кораблів» і розглядались проекти із стартовими масами, наприклад, 6000 т і корисним вантажем 300 т [5]. В Радянському Союзі обговорювалась, навіть, перспектива розробки важкої АКС із стартовою масою більшою за 1000 т, яка могла б бути вигідною при виконанні транспортної програми з об'ємом більшим за 10 000 т [7].

Але очікуваного зростання вантажопотоків не сталося. Натомість в 2006 році повідомлялось, що за останні 4 роки середній світовий рівень пусків одиночних супутників (за виключенням запусків кількох супутників однією ракетою) становив 58 на рік [1], що узгоджується з даними наведеними в 2008 році на Міжнародному астронавтичному конгресі і представленими на рис. 1 із розподілом супутників на такі 4 підкласи: наносупутники (легші за 10 кг),

мікросупутники (10...100 кг), мінісупутники (100...500 кг), супутники важчі за 500 кг.

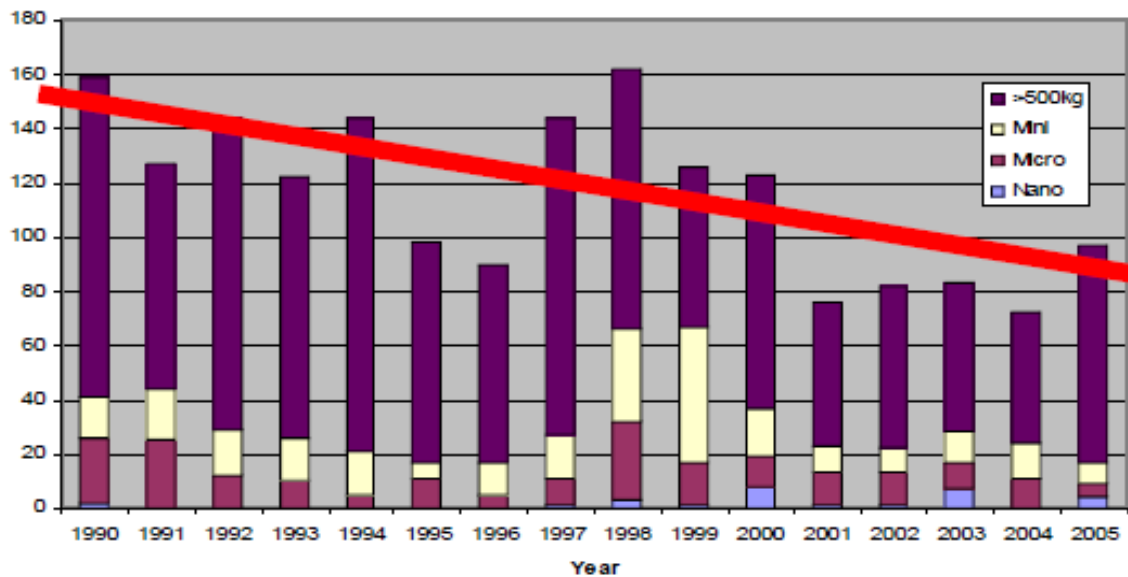


Рис.1 – Тенденція зниження загальної річної кількості запусканих супутників усіх класів в усьому світі в період з 1990 по 2005 роки [2]

З рис. 1 випливає, що інтенсивність запусків супутників за період з 1990 по 2005 рік скоротилась в 1,5...2 рази – із приблизно 150 до 80 супутників на рік, навіть, з урахуванням так званого «буму малих зв'язкових супутників 1997-2000 років», пов'язаного із запуском таких систем як «Iridium», «Globalstar» та «Orbcomm», що не стало характерним явищем для наступних років [8]. Тенденцію скорочення інтенсивності пусків підтверджує також прогноз супутникового ринку Європейського Союзу на 7 років починаючи з 2014 року, представлений на рис. 2. Користуючись даними цього прогнозу легко підрахувати, що передбачається запускати в середньому не більше ніж 36 супутників на рік, причому установи Європейського Союзу мають потребу лише в 12 з них, а решта 24 мають бути комерційними.

Не лише інтенсивність пусків, але космічна галузь в цілому зазнала скорочення. В [3] зазначається, що «...європейська космічна індустрія упала на 20% з 1995 по 2005 роки; головна компанія по космічному машинобудуванню «Astrium» скоротила 3 300 осіб починаючи з 2003 року (до 2006 року. – В.Є.); і лише тільки в 2005 році головні підрядні організації скоротили 2 400 працівників, або 13,5% від їх загальної кількості...». Скорочення космічної галузі відбулось також і в Сполучених Штатах Америки: згідно звіту Федеральної авіаційної адміністрації США кількість працівників в ракетно-космічному машинобудуванні в період з 1999 по 2002 роки зменшилась з 28 617 до 4 828 в галузі виробництва і обслуговування РН, а в галузі виробництва супутників – з 57 372 до 31 262 [3]. Сьогодення продовжує підтверджувати цю тенденцію: вже стався останній пуск за програмою «Space Shuttle» [9], у зв'язку з завершенням якої звільнили понад 1 200 робітників [10].

На наш погляд, зниження світової космічної активності деякою мірою обумовлено розпадом Радянського Союзу і згортанням військових програм, частково – глобальними економічними процесами [11], наприклад, в авіаційній галузі в цей період також відзначалось зниження економічної активності [12]; але головною причиною є занадто висока вартість транспортних космічних операцій, яка в нових політичних і економічних умовах лише виразніше проявилась і не дозволяє впроваджувати широке комерційне використання супутників.

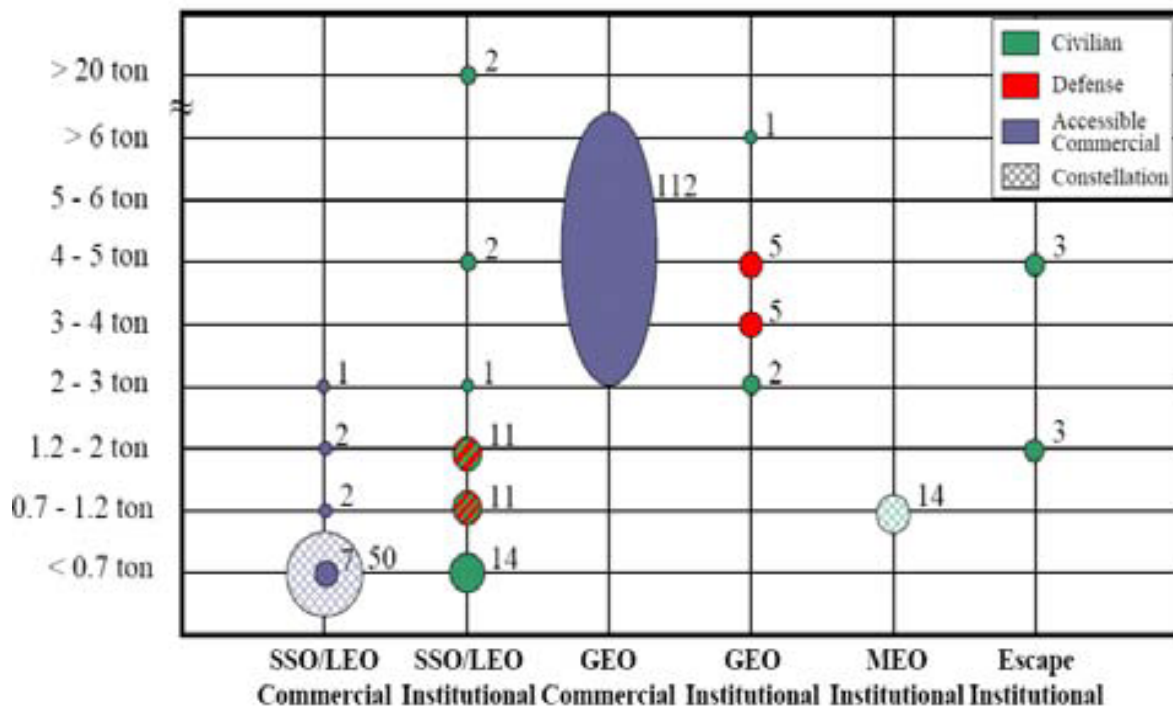


Рис. 2 – Залежність маси (т) і кількості супутників від їхніх орбіт для перспективних супутників Європейського Союзу на період 2014-2020 роки [13] (цифрами в полі діаграми позначена кількість супутників кожного типу)

Думку про завищену вартість космічного транспортування і, як наслідок, економічно неефективну діяльність космічних агентств країн, що входять до Організації економічної співпраці і розвитку (OECD), висловлює Патрик Колинз (Patrick Collins) із Університету Азабу (Azabu University), Японія. Він, посилаючись на документи OECD, наводить, наприклад, такий факт: «...в 2004 році...річний комерційний продаж послуг по запуску і обслуговуванню супутників спостереження не склав і 1% від сумарного інвестування в їхню розробку...» [3]. Патрик Колинз вважає, що збереження високої вартості космічного транспортування може призвести в майбутньому до важких економічних і соціальних наслідків. Навпаки ж, за умови зниження цієї вартості відкриється доступ до ресурсів космосу, що допоможе людству уникнути так званих «війн за ресурси»: «Віра в те, що ресурси є настільки обмежені, що для більшості людей неможливо мати високі стандарти життя, логічно призводить

до такої ідеології, яка заохочує багату еліту встановлювати недемократичну політичну систему для збереження статус-кво, використовуючи силу, якщо необхідно подавити більшість... Навпаки, думка про доступність для людства необмежених космічних ресурсів призводить до ідеології, яка спрямована на швидку розробку економічно вигідної космічної техніки і прибуткову космічну діяльність на широкій міжнародній основі, і до відкритого доступу до космічних ресурсів» [3].

Зазначимо, що теоретично ближній космос може дати людству принаймні такі ресурси: сонячну енергію (її кількість, що надходить на Землю лише за половину одного дня дорівнює енергії всіх розвіданих резервів викопного палива [14]), мінерали (з Місяця, Марса і астероїдів), воду (з льоду місячних і марсіанських полярних областей). Вважається, що зниження вартості транспортування на навколоземну орбіту на 2-3 порядки відносно сучасного рівня, тобто до 10...100 дол./кг, було б прийнятним для широкого використання космічних ресурсів, це дозволило б реалізувати транспортні потоки 100 000...1 000 000 тон/рік і забезпечило б розвиток навколоземних сонячних електростанцій, космічного виробництва, космічної добувної промисловості, космічного туризму і колонізацію навколоземного простору, деяких планет і планетних супутників [14].

1.2 Проблема зниження вартості пуску мікроракет-носіїв, призначених для виведення мікро-, нано- і пікосупутників

Якщо проблема зниження питомої вартості виведення актуальна вже на протязі 30...40 років, то інша проблема економічної ефективності РН з'явилась пізніше і існує приблизно вдвічі менший час. Це є проблема дешевого запуску малих супутників за допомогою спеціально призначених малих РН. Її можливо також назвати проблемою зниження вартості пуску малої РН, оскільки вважається, що для таких РН (стартовою масою від кількох тон до кількох десятків тон) невід'ємно властива більша питома вартість виведення, ніж для РН середнього і важкого класів [15].

Викликана ця проблема розвитком мікроелектроніки і мікроелектрооптомеханічних пристроїв, що дозволяє здійснювати мініатюризацію супутників багатьох типів і, крім того, розробляти їх силами малих підприємств і університетських лабораторій. Професійні посередники по пусковим послугам із Великої Британії (однієї з країн-лідерів по виробництву малих супутників) зазначають [16]: «Тепер дослідження космосу, особливо в навколоземному просторі, не є привілеєм великих і потужних державних організацій і компаній. Число таких виробників супутників, як наукові товариства, університети, малі приватні компанії і т.п. зростає так само, як число їхніх супутників... такі виробники супутників не маючи значних коштів можуть дозволити собі розробку лише малих супутників, переважно мікросупутників... і наносупутників... На щастя, сучасні технології дозволяють розробляти бортове обладнання для цих малих супутників з такими ж

можливостями, для забезпечення яких ще тільки двадцять років тому могли бути використані лише багатотонні супутники.

Такі досягнення передових технологій також надають можливість зменшення маси і розмірів космічних апаратів для державних установ і великих компаній. На відміну від малих виробників вони часто намагаються розгорнути цілі багатосупутникові системи, що призведе до ще більшого зростання кількості супутників цього класу в ближньому майбутньому. Таким чином, потреба в пускових послугах для малих супутників, особливо для тих, що мають маси менші за 100...150 кг, постійно зростає».

На наш погляд важливим є не тільки зростання абсолютної кількості запусків малих супутників (рис. 3 показує, що про стабільне зростання числа запусків малих супутників на протязі майже 40 років говорити навряд чи можливо), а саме наслідки появи нових технологій мініатюризації супутників на фоні зниження загального вантажопотоку в космос.

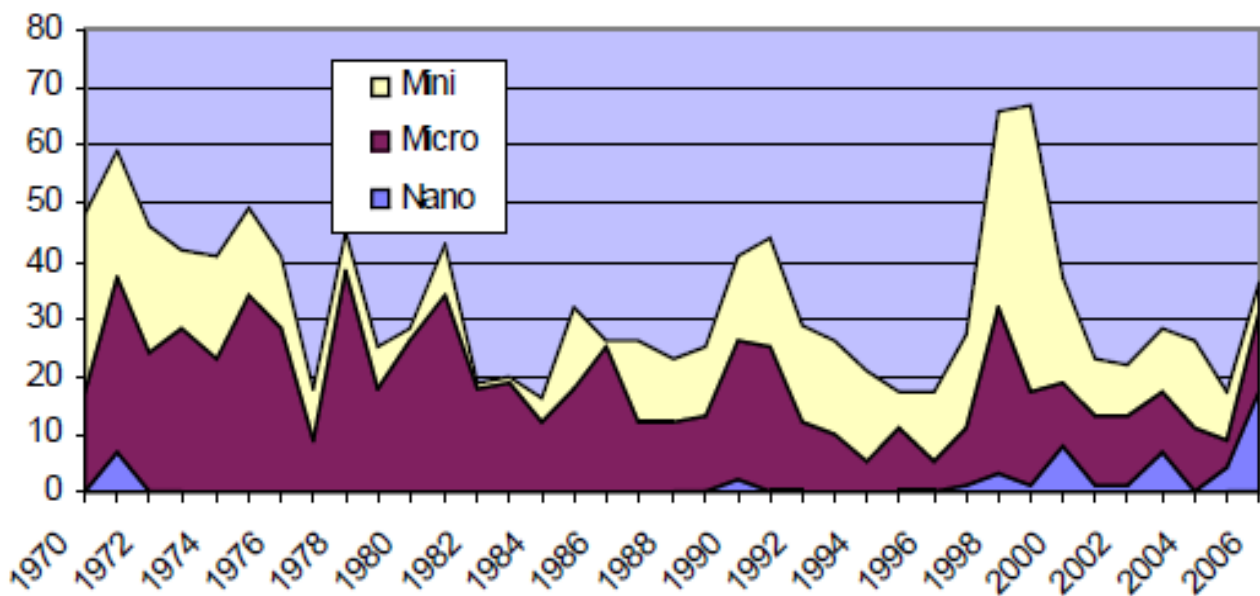


Рис. 3 – Річна кількість малих супутників (масою менше 500 кг) запусканих в усьому світі з 1970 по 2006 роки [16]

Такими важливими наслідками є, по-перше, зростання частки малих супутників в загальній кількості запусканих супутників (що впливає з аналізу даних рис. 2, представленого на рис. 4), по-друге, зростання функціональних можливостей сучасних малих супутників впритул до можливостей великих супутників багатьох типів, розроблених раніше, по-третє, і це є найголовніше, потенційна здатність ринку малих супутників до різкого зростання в разі зниження вартості запуску: «...дослідження проведене в 2003 році для NASA...з'ясувало, що ціна запуску значно більше впливає на розмір ринку малих корисних вантажів, ніж на ринок більших корисних вантажів. Це дослідження виявило, що «наукові корисні вантажі фінансовані університетами», багато з яких є мікросупутники, «імовірно зростуть за

кількістю внаслідок порівняно помірною падіння ціни пуску» і що 75% зменшення ціни пуску малого корисного навантаження могло б спричинити більш ніж 200-відсоткове збільшення таких пусків до 2021 року.» [15].

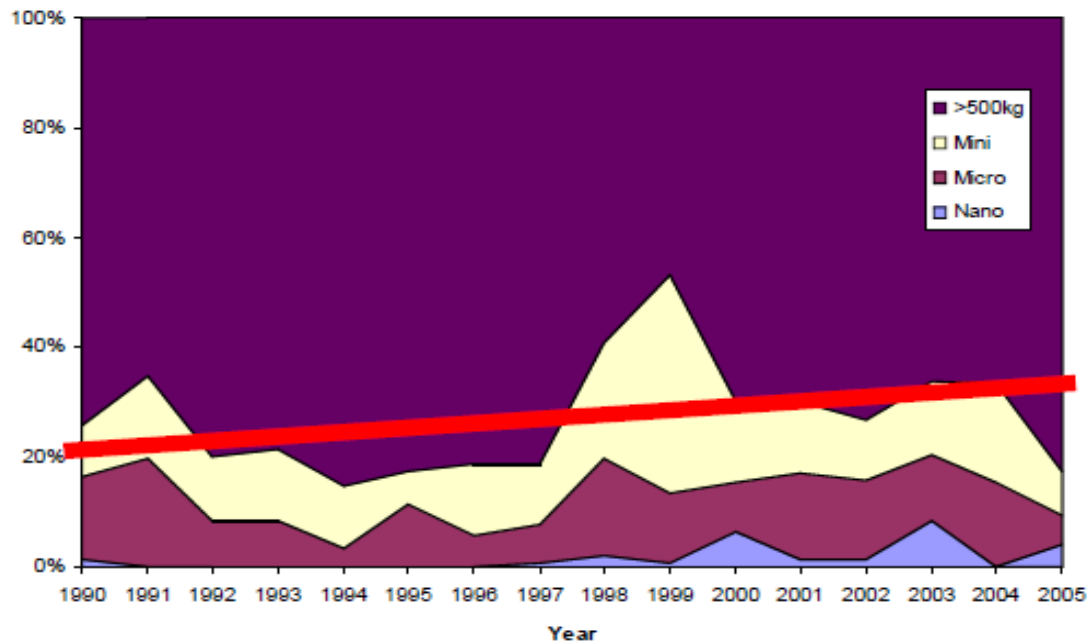


Рис. 4 – Тенденція зростання частки малих супутників в загальній річній кількості запускених супутників [16]

Безсумнівно, що такі новітні технології як MEMS, MEOMS (мікроелектромеханіка, мікрооптоелектромеханіка, які дають можливості розробки мікромеханізмів і мікропневмогідравлічних агрегатів, наприклад, клапанів, турбін, двигунів), використання суцільних скляних корпусів малих супутників для передачі даних лазерами всередині самих цих супутників [17] будуть і надалі сприяти мініатюризації супутників і розширенню їх можливостей і, таким чином, все більше загострювати потребу в мікроРН для їх запуску.

Для пострадянських країн ця проблема тимчасово послаблена можливістю використання конверсійних БР, але, наприклад, для Сполучених Штатів Америки вона вже тепер набула критичної гостроти з причини існування офіційної заборони на запуск американських супутників іноземними РН [15]: «Сьогодні розробники мікросупутників, особливо в США, де експортний контроль утруднює пуски на іноземних носіях, зіштовхнулись із складною і в багатьох випадках безвихідною ситуацією. Запуск за допомогою спеціально призначеного носія коштує 15 млн. дол. або більше, в той час коли відшукати можливість спільного запуску важко, а узгодити її з розкладом часу оператора мікросупутника ще важче.» [15]. Ці ускладнення породжуються тим, що малий супутник часто-густо потребує своєї особливої орбіти, відмінної від орбіти основного вантажу спільної РН, до того ж видатки, пов'язані із спільним пуском збільшуються в міру його очікування: «Багато наукових супутників потребують особливих орбіт, що робить складними спільні пуски на РН

«Pegasus» або більших носіях...Можливості запуску в ролі другорядного корисного вантажу на більших РН не завжди дозволяють заощадити гроші ...Є витратним та іноді і неможливим підтримувати якусь мікросупутникову програму «на плаву» коли доводиться вичікувати, в деяких випадках, роками на слушну пускову нагоду...» [15].

Труднощі спільного запуску кількох супутників однією РН також відзначаються британськими посередниками з пускових послуг [16].

Згідно [15] Департамент оборони США за допомогою сучасних РН здатний вивести лише п'яту частину потрібних корисних вантажів, значна частина яких є мікросупутники; університетські мікро- і наносупутникові програми США (в тому числі і такі, що фінансуються військовими) відкладені на невизначений час із-за проблем, пов'язаних із запуском: «За програмою космічних випробувань Департамент оборони може дозволити собі запуск лише 20 відсотків затверджених корисних навантажень...Багато з них є мікросупутники, або апаратура, що може бути встановлена на них. Пуски приналежних до Військово-повітряних сил Сполучених Штатів мікросупутників PICOSAT і XCC-10 були відкладені на кілька років через пошуки слушної пускової нагоди, а запуск групи супутників TechSat-21 був скасований почасти через витрати, що виникають внаслідок розтягування програми на роки до того часу, доки прийнятний пуск не буде знайдений...Виведення в космос 10 супутників за програмою Департаменту оборони «Університетський наносупутник», яке було заплановано здійснити одним пуском в 2001 році, було розподілено на три пуски без затвердження дат їхнього здійснення».

Навіть запуск мікросупутника руками космонавта із космічної станції розглядається фахівцями із Великої Британії як набагато дешевший шлях, ніж запуск за допомогою спеціально призначеної РН [18].

Вважається, що прийнятною вартістю спеціально призначеного, тобто окремого, пуску для малого супутника може бути близько 5 млн. дол.: «Для малих космічних апаратів вартість пуску є значною частиною загальної вартості їхнього життєвого циклу (на відміну від великих КА. – В.Є.). Отже, якщо важливість польотів менших і дешевших апаратів зростає, то увага мусить бути приділена зниженню вартості доставки малих систем в космос. Всі сучасні ТКС є занадто витратними для виробництва і експлуатації. Загальна вартість пуску 5...7 млн. дол. часто згадується як критичний поріг для розширення ринку малих супутників. Ця вартість виглядає прийнятною для експериментаторів, новаторів-раціоналізаторів, комерсантів і вчених...сьогоднішня ринкова ціна є приблизно вдвічі більшою за цей бажаний діапазон.» [19].

Сучасні РН, безумовно, завеликі для малих супутників, вони розраховані, здебільшого, на виведення корисних вантажів масами приблизно від 1 тони до 30 тон на низьку навколоземну орбіту, а спільний запуск великих і малих супутників великою РН далеко не завжди є прийнятним, оскільки орбіти, що призначені для великих КА головного корисного вантажу, в багатьох випадках

суттєво відрізняються від орбіт потрібних для малих «причеплених» КА: «...Європейське космічне агентство...не має жодної малої РН...важка «Ariane-5» часто використовується для запуску мікро- і мінісупутників методом спільного пуску, але цей метод серйозно обмежує умови запусків малих супутників...з огляду на специфічні вимоги, що обумовлені головною для «Ariane-5» задачею, цей носій (так само, як майже всі світові важкі носії і більшість носіїв середнього класу) не здатний виводити «причеплені» малі супутники на полярні і сонячно-синхронні орбіти. Тим часом, все більше й більше супутників, що зараз будуються в світі і, особливо, в Європі задумані для польотів саме цими орбітами тому, що їхнім призначенням є дистанційне зондування Землі та інші подібні задачі.» [16].

Звісно, існує деякий парк малих РН, наприклад, американські “Pegasus”, “Minotaur” і “Falcon” [20]. Перша активно використовується вже кілька десятків років; а друга і третя здійснили лише кілька перших пусків. Однак їхні вартості є завищеними для власників малих супутників, а питомі вартості виведення, до того ж, є в кілька разів більшими за середню питому вартість виведення носіями середнього і важкого класів: «Сучасна РН “Pegasus XL”, яка здатна вивести більше 280 кг на полярну орбіту, коштує не менше 20 млн. дол., що є за межами досяжності для більшості академічних інститутів і, навіть, багатьох урядових програм...”Minotaur” може вивести більше 400 кг на низьку орбіту, але маючи загальну вартість пуску до 19 млн. дол. (47,5 тис. дол./кг), аж ніяк не здатний збити ціни на пуски мікросупутників.» [15].

Невдовзі планується перший політ європейської малої РН «Vega», але вона також не може вважатися цілком придатною для мікросупутників, бо є занадто великою і не обслуговує всі потрібні орбіти: «...”Vega” має пускатися з Куру (Kourou). Це місце пуску не забезпечить належних умов для пусків на полярні і деякі сонячно-синхронні орбіти з тієї причини, що потрібні для таких задач зони падіння відпрацьованих частин РН будуть накладатися на заселені райони або Центральної і Північної, або Південної Америки...Але головний недолік той, що цей носій розрахований на виведення занадто великого корисного вантажу...він зможе виводити дещо більше двох тон ...на низьку орбіту. Це означає, що мікросупутники треба буде або «причіпляти» до великих супутників, або запускати кілька мікросупутників укупі...» [16].

Використання конверсійних БР радянського виробництва також не може цілком розв'язати проблему, а лише тимчасово послаблює її: «Балістичні ракети всіх типів, що переробляються в малі РН, були зняті з виробництва багато років тому, і запас тих військових ракет, на яких базуються найбільш потрібні сучасні малі РН, має гарантійний термін використання до приблизно 2015 року, тоді як єдиний неконверсійний носій «Космос-3М» буде виведено з експлуатації ще раніше. Отже, використання майже всіх сучасних російських малих РН буде припинено приблизно в цей час.» [21].

Спроби створити ефективні мікроРН на основі сучасних технологій не мають успіху. Так, наприклад, якщо типовий сучасний РН, що має масу кілька сотень тон і розрахована на виведення супутників масою 3-15 тон на низькі

орбіти, притаманні питома маса корисного вантажу близько 3%, вартість пуску і питома вартість виведення, відповідно, кілька сотень мільйонів доларів і близько \$10 тис./кг, то на порядок легші сучасні малі ракети «Pegasus» і «Falcon» із стартовою масою в кілька десятків тон, що призначені для виведення близько 300 кг на низькі полярні орбіти, мають в 3...5 разів більші питомі вартості виведення – \$71 тис./кг і \$27 тис./кг відповідно (при вартостях пуску \$20 млн. і \$10 млн. відповідно) [22] і питомі маси корисного навантаження близько 1,5 %. На рис. 5 представлена новітня американська мала двоступенева киснево-керосинова РН «Falcon» [23] стартовою масою близько 27,2 тон, що спеціально розроблена компанією «Space-X» для виведення 420 кг на низьку орбіту (250 кг на полярну орбіту), вона має максимальну відносну масу корисного вантажу приблизно 1,5%, що вдвічі менше, ніж у РН «Зеніт-2» із стартовою масою близько 450 тон.



Рис. 5 – РН «Falcon» [22]

Отже, малі ракети за питомими показниками значно гірші за великі, що також можливо прослідкувати і на інших прикладах, таких як японські малі РН, які пропонуються для малих супутників, рис. 6.

Користуючись даними, наведеними на цьому малюнку, легко підрахувати, що відносна маса їхніх корисних вантажів мала – 0,3...0,6% [28]. Причина цього полягає у відомому «масштабному факторі» – зростанні частки маси конструкції в загальній масі ракети при зменшенні останньої [25]. Або ж як сказано в [16]: «Питомі вартості РН неминуче зростають, коли їхні розміри зменшуються».

В [26] «масштабний ефект», тобто масштабний фактор, визначається як основний закон для всіх транспортних систем: «Масштабний ефект є очевидним явищем для сучасних одноразових РН...Це є фундаментальний закон транспортування (наземного, морського і повітряного): більша система означає меншу питому вартість транспортування. Те ж саме є справедливим і для космічного транспортування».

Група американських фахівців, яка розглядала проблему зниження вартості виведення малих супутників, стверджує, що ефективні малі РН не можуть бути створені без розробки і впровадження нових технічних рішень [19]: «...бажаного діапазону вартості запуску (5...7 млн. дол.) неможливо досягти за допомогою сучасних систем...Для такого зниження ціни...необхідно розглянути нові системи, що спонукають *фундаментальні зміни як в побудові систем виведення так і в експлуатаційній культурі*. (курсив наш. – В.Є.)».

Ситуація, що склалася довкола малої РН «Falcon» розробки компанії «Space-X» цілком підтверджує цей висновок, оскільки технічною політикою цієї компанії є використання лише вже готових технологій [15]: «Багато компаній розраховує мінімізувати...дослідні розробки шляхом максимально можливого використання таких компонентів, які вже існують. Але працівники «Space-X» завжди вважали, що традиційні компоненти – це традиційна ціна. Інженери «Space-X» завжди...надавали перевагу своїм власним...конструкторським розробкам...оминаючи такі технології, що потребують будь-яких революційних проривів».

Оскільки навіть такий підхід все одно не дав бажаного зниження вартості пуску, як це згадано вище, то, імовірно, нові і нетрадиційні технології все ж таки є необхідною умовою створення ефективних малих РН.

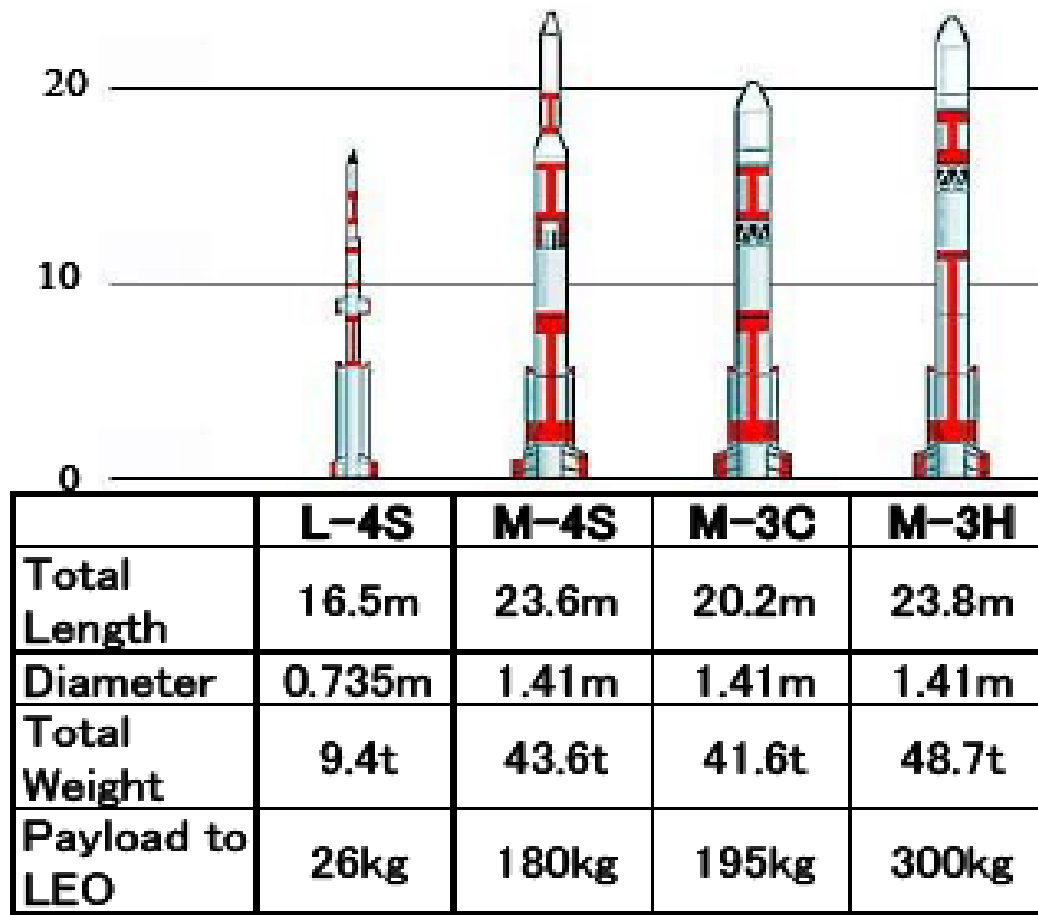


Рис. 6 – Японські МРН, що можуть бути використані для запусків малих супутників [28]

2 Аналіз сучасних і перспективних проектно-конструкторських рішень, спрямованих на підвищення економічної ефективності транспортних космічних систем

2.1 Проектно-конструкторські рішення, що спрямовані на зниження питомої вартості виведення корисних вантажів в космос

Відомо, що питома вартість виведення корисного вантажу визначається наступним чином [27]:

$$c_{sp} = \frac{1}{M_c} \left[\frac{C_{LV}}{k} + R \right] \quad (1)$$

де C_{LV} – вартість транспортно-космічної системи (ТКС) з урахуванням вартості розробки і виготовлення;

M_c – маса корисного вантажу;

k – кратність багаторазового використання ТКС;

R – разові витрати (вартість палива, послуг космодрому, спостереження за польотом, витрати на обслуговування зон падіння відпрацьованих ракетних блоків (РБ), міжполітне обслуговування багаторазових ТКС тощо).

Згідно (1) є такі напрямки зниження c_{sp} : зменшення C_{LV} , збільшення M_c , підвищення k і зниження R . За цими напрямками можливо згрупувати основні відомі на сьогодні ракетні і авіаційно-ракетні способи зниження c_{sp} , рис. 7. Розгляньмо ці напрямки докладно, ілюструючи їх відомими прикладами. Перший напрямок – зменшення вартості ТКС C_{LV} – може бути реалізований за рахунок зниження вартості ДУ, оскільки це є переважна частина вартості РН. Відомо, що вартість двигунної установки (ДУ) значно перевищує половину вартості типової РН [28]. Приклад розподілу вартості агрегатів типової РН, розрахований нами за методикою із [27 і 28], наводиться на рис. 8.

Оригінальним різновидом цього напрямку є шлях 4 (див. рис. 7), запропонований професором Аерокосмічного інституту Берлінського технічного університету Роджером Ло (Roger Lo), що передбачає використання твердого замороженого окислювача, який за нормальної температури перебуває в газоподібному або рідкому стані, наприклад, кисню або перекису водню [29]. Заморожений окислювач вміщується в камеру згоряння подібну до камери твердопаливного двигуна, а тверде паливе, наприклад, поліетилен або полібутадієн розміщується всередині окислювача у вигляді стержнів або пластин. Припускається, що таким способом можливо поєднати високий питомий імпульс рідкого палива з простотою влаштування твердопаливного двигуна.

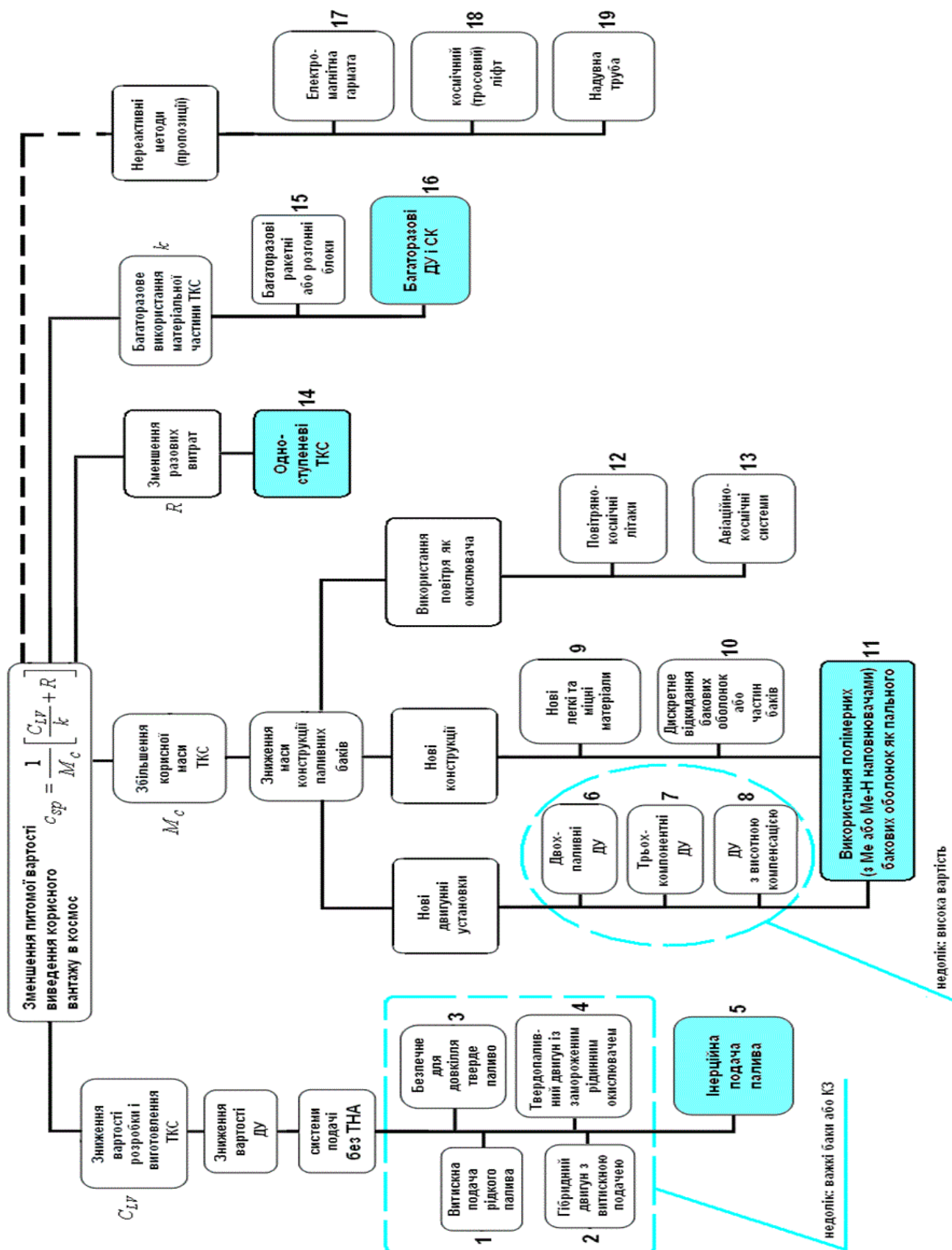


Рис. 7 – Основні напрямки і шляхи зменшення питомої вартості виведення корисних вантажів в космос

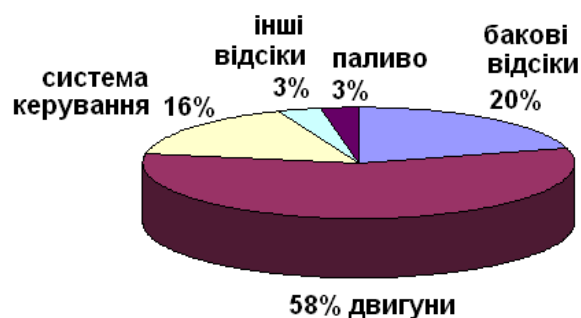


Рис. 8 – Типовий розподіл вартості сучасної 2-ступеневої одноразової РН з паливом кисень-вуглеводень

В цілому, про шляхи 1-4 можливо сказати, що крім їхньої переваги – простоти і низької вартості ДУ – вони мають і недоліки. Перший недолік – нижчий порівняно з традиційними рідинними ракетними двигунами (РРД) питомий імпульс, оскільки максимальний тиск в камерах згоряння (КЗ), що подібні до КЗ сучасних твердопаливних двигунів не перевищує 10 МПа із-за обмежень по міцності і масі для баків з витискнуою подачею і для КЗ гібридних ДУ. Другий недолік – важкі баки, або КЗ, призначені для роботи під таким тиском.

Шлях 5 – подача палива в ДУ під дією сил тяжіння і інерції – вільний від другого недоліку, але обтяжений поглибленим першим, розглядатиметься нижче. Як прототип такого шляху можна навести відомий метод пуску ДУ за рахунок гідравлічного тиску палива.

Другий напрямок – збільшення корисного навантаження M_c – найбільш ефективно може бути реалізований за рахунок зниження маси паливних відсіків, оскільки вони, як відомо [28], складають переважну частину маси конструкції РН. Приклад розподілу сухої маси типової РН, розрахований нами за методикою із [27], наводиться на рис. 9. Видно, що, маса паливних баків становить близько половини сухої маси типової РН.

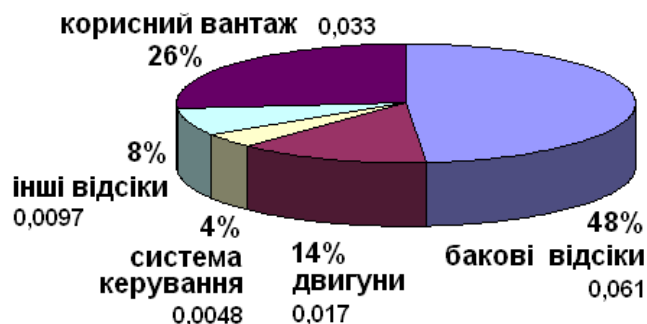


Рис. 9 – Типовий розподіл сухої маси для 2-ступеневої одноразової РН з киснево-вуглеводневим паливом (десяткові дробки показують частки цих мас в стартовій масі РН)

Шляхи просування за другим напрямком поділяються на три основні групи (див. рис. 7). До першої групи – розробки нових ДУ – крім традиційного пошуку покращеного вуглеводневого пального [30] і засобів радикального підвищення питомого імпульсу в космічному просторі [269], належать шляхи 6, 7, 8. Перші два з них пов'язані із використанням для ТКС водню і дозволяють зменшити об'єм потрібного водневого пального шляхом заміни частини його на вуглеводень, і, таким чином, зменшити об'єм і масу паливних баків ТКС в цілому: «Технологія розробки киснево-водневих двигунів високого тиску вже майже досягла своєї теоретичної межі в SSME (маршовий двигун для Space Shuttle. – В.Є.) Замість того, щоб намагатись покращити характеристики цього двигуна...розміри носія можуть бути знижені шляхом використання вуглеводневого пального в комбінації з воднем, що називається ДУ комбінованого режиму.» [31]. Для цієї цілі перспективними вважаються двигуни з подвійним паливом (dual-fuel engine) [32] і трикомпонентним паливом (tripropellant engine) [33].

Передбачається, що ДУ з подвійним паливом (шлях 6) матимуть в своєму складі кілька автономних двигунів, що разом починають працювати при старті, причому, одна частина цих двигунів живиться паливом кисень-вуглеводень, а друга – кисень-водень, і, якщо ТКС складається з кількох РБ, то між ними на початковій ділянці польоту (коли використовується пара кисень-вуглеводень) здійснюється перелив палива. За розрахунками фахівців NASA такі ДУ здатні помітно знизити суху масу повністю багаторазової ракетної ТКС: двоступеневої – на 23%, а одноступеневої – на 28% в порівнянні з відповідними ТКС, які використовують лише паливо кисень-водень [31].

Ще більший зиск очікується від використання ДУ з трикомпонентним паливом (шлях 7) – тобто таких ДУ, в яких основна частина тяги створюється киснево-вуглеводневим паливом, а водень використовується в основному для приводу ТНА і охолодження сопла і КЗ; причому в залежності від того, як використовуються продукти згоряння водню після виходу з ТНА, ці двигуни поділяються на 4 типи [33]: перший тип – ДУ без спалення газогенераторного газу (hydrogen gas-generator engine); другий – ДУ із спаленням газогенераторного газу з подвійною КЗ – концентричною (dual-throat engine) або лінійною (linear engine); третій – ДУ із спаленням газогенераторного газу з подвійними (концентричними) КЗ і соплом (dual-expander engine), четвертий – ДУ з кількома незалежними КЗ і соплами, одна частина яких призначена для основних компонентів, а друга – для газогенераторного газу (dual-bell engine). За оцінками NASA третій і четвертий типи таких ДУ потенційно здатні суттєво зменшити суху масу одноступеневої повністю багаторазової РН – на 41% – в порівнянні з аналогічною РН, що використовує як пальне лише водень.

Цілий ряд нових ДУ і перспективних ДУ, що розробляються, (шлях 8) – лінійні [33], з двопозиційними соплами [34], з розширенням-відхиленням продуктів згоряння [35] – мають можливість висотної компенсації, тобто їхні сопла в різні способи забезпечують зміну ступеня розширення під час зміні висоти польоту. Підраховано, що, наприклад, двопозиційні сопла, встановлені

на другому ступені двоступеневої ракетної ТКС, дозволять приблизно на 5% знизити її загальну суху масу [34].

Хоча використання нових ДУ є ефективним напрямком зниження маси конструкції воднево-вуглеводневих ТКС і за рахунок цього збільшення їхніх корисних мас, але суттєвим недоліком цього напрямку є очевидна висока вартість виготовлення РРД з турбо-насосними агрегатами, особливо, якщо ПГС ускладнена використанням третього криогенного паливного компонента.

Друга група другого напрямку – шляхи 9, 10, 11 – зменшення маси баків за рахунок нових конструктивних рішень. Шлях 9 – використання нових легких і міцних конструктивних і теплозахисних матеріалів є необхідною складовою прогресу ракетно-космічної техніки взагалі. На прикладі льотної моделі американської одноступеневої багаторазової РН DC-XA (що піднімалась на висоту близько 3 км і здійснювала реактивну м'яку посадку) можливо оцінити сучасний рівень досягнень в цій сфері. DC-XA є модернізованим варіантом попередньої моделі DC-X з масою киснево-водневого палива 9800 кг [36]. Повідомлялось, що модернізація полягала в заміні відповідних традиційних конструктивних елементів на «...легкий графіто-епоксидний бак для рідкого водню і стільниковий графіто-алюмінієвий перехідний відсік, зроблений за найновішою технологією фірмою McDonnell Douglas; алюмінієво-літєвий бак рідкого кисню, виготовлений «Енергією» в Росії...» [37]. Ці покращення дали змогу знизити суху масу апарата на 620 кг [38], або, як легко підрахувати, приблизно на 6% від маси палива, що є суттєвим результатом, приймаючи до уваги те, що типова маса конструкції одноразових ракетних криогенних паливних баків становить 10...12% від маси палива.

Однак, відзначаючи перспективність цього шляху необхідно зауважити, що використання нових матеріалів потребує подальшого відпрацювання; так, наприклад, DC-XA вибухнув під час аварійної посадки, як припускається, через тріщину бака окислювача, що виникла в його дефектному зварному шві [39].

Шлях 10 – дискретне відкидання частин баків, або оболонок баків в міру їх спорожнення – відомий із патентної і наукової літератури [40, 41], але, хоча він не потребує розробки нових матеріалів або двигунів, він не є реалізованим, оскільки має недоліком негативний вплив на довкілля порівняно великої кількості відкинутих фрагментів баків. Разом з тим, теоретично дискретне відкидання оболонок паливних баків може помітно збільшити корисну масу – на 20...40% – при виведенні на низьку орбіту різними двоступеневими РН і суттєво – на 200% – при виведенні одноступеневою киснево-водневою РН [42, 43].

Шлях 11 – використання бакових оболонок як основного палива – докладно описаний нижче, є шляхом радикального, практично повного зниження маси конструкції баків. Цей шлях також є нереалізований з огляду на практичні труднощі, але необхідно сказати, що подібні пропозиції (по використанню конструктивних елементів ракет як палива) висувались ще піонерами-теоретиками космонавтики [44, 45, 46, 47]. З точки зору проектанта спалення бакових оболонок еквівалентно майже повній відсутності маси

конструкції баків, що, наприклад, для РН, розподіл маси якої проілюстрований за допомогою рисунка 1.9, означає зменшення сухої маси приблизно на 2/3, або збільшення корисної маси приблизно втричі. Це є потенційно надзвичайно великий вииграш, який перебільшує будь-який вииграш серед розглянутих вище шляхів в кілька разів, він вартий вивчення можливості його практичної реалізації.

Третя група другого напрямку – шляхи 12 і 13, початковий розгін ТКС в атмосфері з використанням її як окислювача і для створення під'ємної сили – широко представлені в різноманітних сучасних цілком здійснимих проектах АКС і перспективних ідеях повітряно-космічних літаків (ПКЛ), причому одна АКС (американська Pegasus [15]) існує в реальності тепер і принаймні ще одна (американська NOTS-EV-1 [38]) існувала раніше. Безперечно, використання авіаційної складової в ТКС може надати помітного виграшу корисної маси, що ілюструється в першому наближенні наступним спрощеним розрахунком. Відомо, що відносну корисну масу кількоступеневої РН μ_c можна оцінити за формулою із [27] в припущенні, що всі ступені РН мають однакові характеристики:

$$\mu_c = \left(\frac{e^{\frac{-V_{eq}}{wN}} - \alpha - \beta n_0}{1 - \alpha} \right)^N \quad (2)$$

де V_{eq} – характеристична швидкість РН;

w – швидкість витікання продуктів згоряння із ДУ;

N – кількість ступенів РН;

α – коефіцієнт, що враховує масу конструкції паливних, перехідних, приладових, та інших відсіків;

β – коефіцієнт, що враховує масу конструкції ДУ;

n_0 – початкове перевантаження ступеня РН.

Приймемо, що багатоступенева твердопаливна РН запускається на низьку орбіту з літака при кабрируванні (найпоширеніший різновид сучасних проектів АКС з МРН [24, 48, 49]), тоді, якщо прийняти, що V_{eq} зменшиться на величину швидкості літака $\Delta V_{eq} \cong \partial V_{eq}$ із (1.2) отримаємо:

$$\frac{\partial \mu_c}{\mu_c} = - \frac{\partial V_{eq}}{V_{eq}} \frac{V_{eq} e^{\frac{-V_{eq}}{wN}}}{c \left(e^{\frac{-V_{eq}}{wN}} - \alpha - \beta n_0 \right)} 100\% \approx 14\%$$

де $V_{eq} = 9400$ м/с; $\partial V_{eq} = -1000$ км/год ≈ -278 м/с (дозвуковий літак);

$$\frac{\partial V_{eq}}{V_{eq}} 100\% \approx -3\%; w = 2500 \text{ м/с}; N = 3; \alpha = 0,05; \beta = 0,005; n_0 = 1.$$

Звідси видно, що використання швидкості літака дає помітне збільшення корисної маси. Наприклад, для обраної РН μ_c при пуску з літака зросте приблизно з 1,4% до 1,6% в порівнянні з наземним пуском, тобто приблизно на 14%, і може зрости ще на 15...25% при використанні надзвукових літаків.

Треба мати на увазі, що суттєвим недоліком багаторукової АКС є необхідність використання зон падіння відпрацьованих РБ, тому доцільно за можливості надавати перевагу одноступеневим системам.

Третій напрямок – зниження разових витрат R – може бути реалізований за рахунок зменшення до мінімуму кількості ступенів ТКС, тобто до одного ступеня (шлях 14). В цьому разі відсутня потреба в зонах падіння відпрацьованих частин, зникають важкі для розв'язання проблеми доставки багаторазового першого ступеня на місце старту [50]. Новітні досягнення в області створення і використання конструкційних матеріалів суттєво посилили сподівання на здійсненність одноступінчастої РН [51], рис. 10.



Рис. 10 – Реалізований льотний прототип, DC-X, одноступеневої повністю багаторазової РН з вертикальним зльотом і посадкою «Delta Clipper» [51]

Недоліком одноступінчастої РН є високий технічний ризик її реалізації, що пов'язаний з експоненціальним (згідно до формули Циолковського) характером залежності маси корисного вантажу від масової частки конструкції: незначне збільшення маси конструкції понад передбачену в проекті межу, що є цілком звичайною справою в процесі конструкторсько-технологічної розробки і виробництва, загрожує глибоким «провалом» в область від'ємного корисного вантажу.

Четвертий напрямок – багаторазове використання ракетних або авіаційних блоків ТКС (див. рисунок 1.7) – вважається одним із найперспективніших. Розрізняють повну багаторазовість (шлях 15), наприклад, за сучасним британським проектом ПКЛ “Skylon” [52] і часткову багаторазовість (шлях 16), наприклад, ТКС “Space Shuttle”.

Недоліком повної багаторазовості є те, що забезпечити її на сьогоденному технологічному рівні значно дорожче, ніж часткову, і, тому, вона може бути економічно доцільною лише при значно більшій кратності використання ТКС ($10^2 \dots 10^3$ польотів на рік [53]), ніж часткова багаторазовість. Якщо порівняти перспективний “Skylon” і сучасний “Space Shuttle”, який має приблизно таку ж питому вартість виведення, що і сучасні одноразові РН, то інтенсивності польотів мають відрізнятися на 1-2 порядки, що на сьогоднішній день є дуже далеким від практичної реалізації.

Британський проект ПКЛ «Skylon», рис. 11, ідея якого основана на глибокому охолодженні повітря перед стисненням в компресорі повітряно-реактивного двигуна, є, імовірно, однією з найбільш продуманих пропозицій одноступінчастих повністю багаторазових носіїв з комбінованою повітряно-реактивною і ракетною ДУ. Але, як визнають самі його розробники, економічна ефективність може бути досягнута лише за рахунок величезного об'єму транспортування, що передбачає 1000 і більше польотів на рік, тобто більше 3-х польотів на 1 день, що значно перевищує сучасний рівень багаторазовості ТКС.

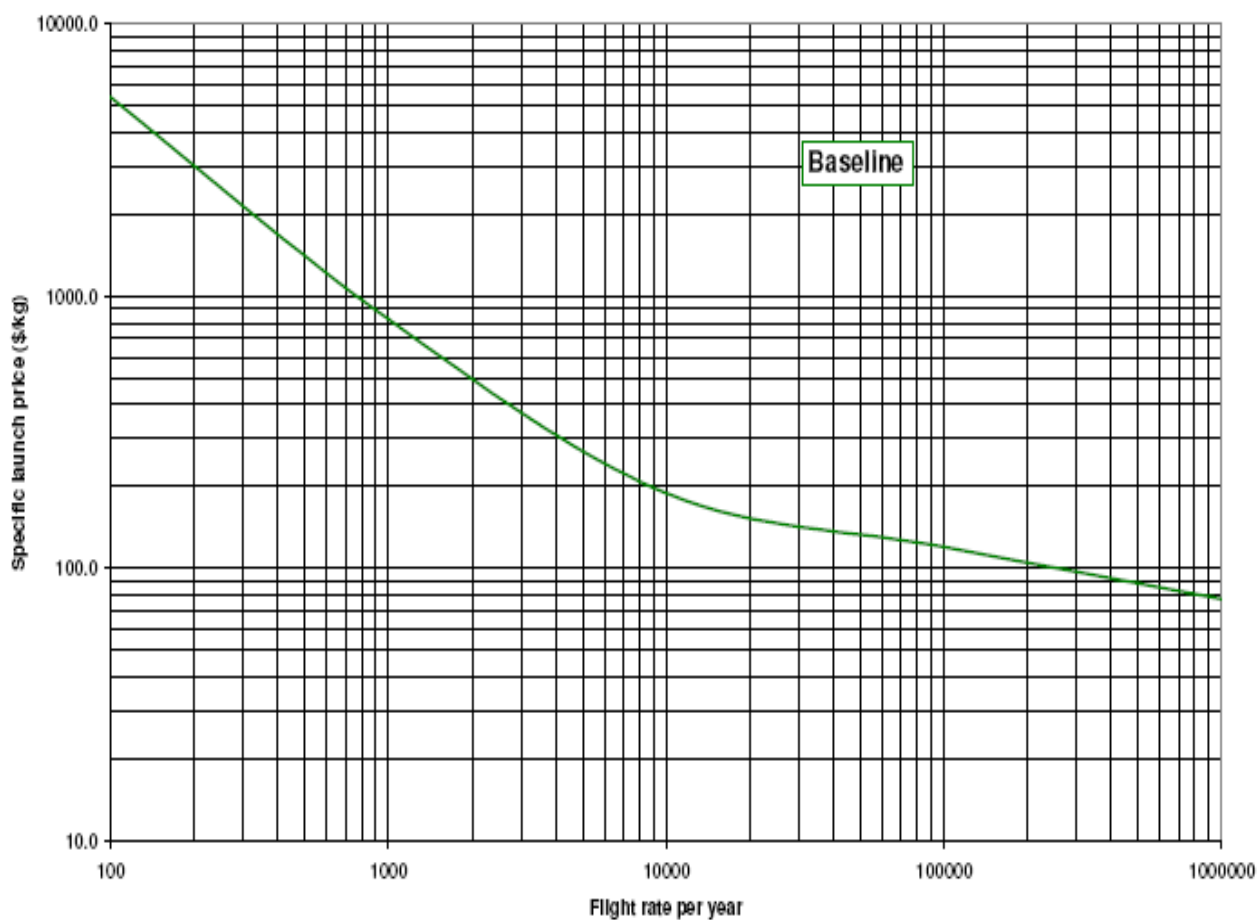
На наш погляд, більш доцільним на сьогоднішній день є багаторазове використання лише найбільш дорогих частин РН – ДУ і системи керування – в єдиному компактному і порівняно невеликому спусковому апараті; подібні проекти вже пропонувались, наприклад, для збільшення корисної маси “Space Shuttle” в період панування думки про необхідність нарощування вантажопотоків в космос [54].

Інші відомі нам пропозиції зменшення питомої вартості виведення належать до неракетних методів – шляхи 17, 18 і 19. Це електромагнітна гармата, яка вистрілюватиме малі супутники з великим перевантаженням [55], і космічний ліфт – трос або труба вздовж яких пересувається вантаж за допомогою механічної каретки або поршня [56]. Такі засоби виведення в космос, імовірно, можуть бути справою віддаленої перспективи і обмеженого використання.

Таким чином єдиним радикальним шляхом серед розглянутих є шлях 11 – використання бакових оболонок як основного палива.



а)



б)

Рис. 11 – Проект ПКЛ «Skylon» горизонтального зльоту і посадки
 а – загальний вигляд [57]; б – залежність питомої вартості виведення корисного вантажу на низьку навколоземну орбіту від кількості польотів на рік [53]

2.2 Проектно-конструкторські рішення, що спрямовані на зниження вартості пуску мікроракет-носіїв

Кілька шляхів, що є близькими до традиційних способів виведення великих супутників, запропоновані для розв'язання проблеми виведення малих супутників [48, 24, 49]. Це, переважно, запуск малих супутників як «причепленого» вантажу, а також за допомогою перероблених метеорологічних або військових (БР, зенітних) ракет з використанням (або без) звичайного атмосферного або повітряно-космічного літака-носія, рис. 12.

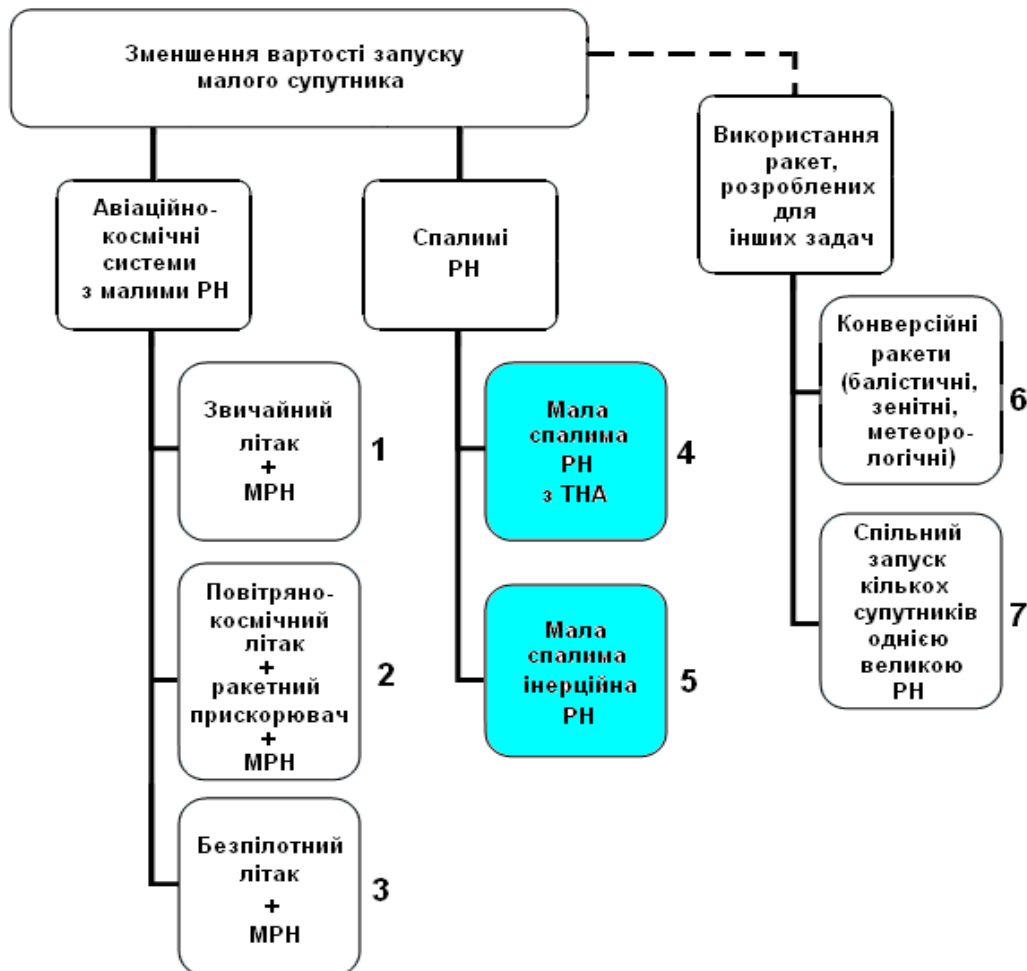


Рис. 12 – Основні напрямки, запропоновані і реалізовані шляхи зменшення вартості запуску малого супутника

Недоліком спільного запуску кількох супутників (як відзначалось вище) є неможливість запуску малих супутників на індивідуальні орбіти (шлях 7), а конверсійні ракети мають обмежений термін використання (шлях 6), отже, як перспективний напрямок може бути обрана АКС із такою МРН, що спеціально розроблена для одиночних малих супутників (шляхи 1, 2, 3), наприклад, американсько-японський проект з використанням малого суборбітального ПКЛ, який після початкового набору висоти і швидкості із застосуванням традиційних повітряно-реактивних двигунів продовжує набір висоти і

швидкості за допомогою багатоступеневого твердопаливного ракетного прискорювача, рис. 13 [48].

Авіаційний напрямок, імовірно, призведе врешті-решт до АКС подібної до NOTS-EV-1 – МРН військово-морських сил США кінця 1950-х років, не зважаючи на те, що з того часу ракетно-космічна техніка зазнала значного прогресу. Це була 4-ступенева повністю твердопаливна РН, що пускалась з літака-носія, і була здатна вивести на низьку орбіту супутник масою близько 1 кг [38]. Вона була дійсно малою – близько 1000 кг стартової маси – і запускалась з винищувача при швидкості 740 км/год і куті тангажу 50° .



Рис. 13 – Одна з сучасних пропозицій запуску мікросупутників – повітряно-космічний літак править за розгінний блок для мікроРН [48]

Суттєвим недоліком такої АКС (в складі якої є багатоступенева МРН) є необхідність використання зон падіння відпрацьованих РБ, що обмежує вибір місць і напрямків пусків, збільшує вартість пуску. Крім того, використання літака разом із очевидними перевагами накладає також і обмеження у використанні РН і додаткові витрати.

Таким чином, одноступінчаста МРН наземного старту була б найбільш придатна для використання, особливо в інтересах малих груп користувачів, таких як науковці, студенти, аматори та інші. Звісно, вона мала б бути твердопаливною для забезпечення легкого обслуговування. Однак, відомо, що реалізувати таку ракету за допомогою сучасних технологій не є можливим. Проблема полягає в значному розриві між реально досяжною величиною мінімальної відносної маси конструкції РН і теоретичною величиною, що

потрібна для набуття орбітальної швидкості. Отже, потрібні нові підходи, одним з яких може бути спалима РН (шляхи 4, 5).

3. Висновок

З проведеного порівняльного аналізу випливає, що найрадикальнішим шляхом зниження питомої вартості виведення корисних вантажів в космос для РН середнього і легкого класів, а також зниження вартості пуску РН малого класу є використання бакових оболонок як палива.

Бібліографічні посилання

1. Parkinson, B. How to Make Money out of RLVs [Текст] / B. Parkinson // Journal of the British Interplanetary Society. – 2006. – Vol. 59, № 11. – P. 395-399.
2. Webb, G. Is Access to Space Really a Hurdle [Електронний ресурс] / G. Webb // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.B4.5.2. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
3. Collins, P. The Economic Benefits of Space Tourism [Текст] / P. Collins // Journal of the British Interplanetary Society. – 2006. – Vol. 59, № 11. – P. 400-410.
4. Koelle, H.H. The Future Big Boosters [Текст] / H.H. Koelle // Journal of the British Interplanetary Society. – 1986. – Vol. 39, № 8. – P. 331-338.
5. Arend, H. Size and Economics of Big Space Freighters [Текст] / H. Arend, H.H. Koelle // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1989. – Vol. 26, № 4. – P. 240-244.
6. Плохих, В.П. Концепция перспективных многоразовых аэрокосмических систем [Текст] / В.П. Плохих // Человек-Земля-Космос: тр. междунар. авиакосмич. конфер. / Рос. инж. академия. – Т. 2: Крылатые космические системы. – М, 1995. – С. 3-22.
7. Бюшгенс, Г.С. Авиация в XXI веке [Текст] / Г.С. Бюшгенс // Техника воздушного флота. – 1990. – № 1. – С. 3-20.
8. Эндрюс, Э. Л. Спутник, который не подведёт. Самые земные телефонные разговоры проще вести с помощью космической связи [Текст]: пер. с англ. / Э. Л. Эндрюс // Нью-Йорк Таймс Недельное Обозрение. – сентябрь 29 – октябрь 12, 1992. – С. Б4.
9. Шатл «Атлантик» завершив свою останню космічну місію [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://tsn.ua/nauka_it/shatl-atlantis-zavershiv-svoyu-ostannyu-kosmichnu-misiyu.html. - 07.10.2010.
10. NASA звільнило більше тисячі співробітників програми Space Shuttle [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://tsn.ua/nauka_it/nasa-zvilnilo-bilshe-tisyachi-spivrobitnikov-programi-space-shuttle.html. – 07.10.2010.
11. Дмитренко, Я. Кризис добрался до космоса. Добровольный банкрот [Текст] / Я. Дмитренко // Вісті Придніпров'я. – 27.07.2009. – №52 (1046). – С. 4.
12. Done, K. Growth falters as crunch bites [Текст] / K. Done // Financial Times Special Report: Corporate Aviation. – 06.10.2008. – P. 1.

13. Letourneur, Y. Status of New Generation Expandable Launcher Concepts within the FLPP Program [Електронний ресурс] / Y. Letourneur // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.D2.4.4. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
14. Ashford, D.M. The Commercial Demand for Space Stations [Текст] / D.M. Ashford // Journal of the British Interplanetary Society. – 1991. – Vol. 44, № 6. – P. 269-274.
15. Bille, M. Practical Microsat Launch Systems: Economics and Technology. AIAA/USU Conference on Small Satellites [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_03/kane_mls/kane.mls.pdf. – 20.08.2008.
16. Webb, G. Responsive Access to Space for European Microsatellites [Електронний ресурс] / G. Webb // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.B4.5.8. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
17. Gronland, T.-A. Miniaturization of Components and Systems for Space Using MEMS-Technology [Текст] / T.-A. Gronland, P. Rangsten, M. Nese, M. Lang // Acta Astronautica. – 2007. – Vol. 61, № 1-6. – P. 228-233.
18. Hemsell, M. The HAND Nanosatellite Project [Текст] / M. Hemsell // Journal of the British Interplanetary Society. – 2006. – Vol. 59, № 5. – P. 167-175.
19. Technology for Small Spacecraft [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.nap.edu/openbook/0309050758/html/75.html>. – 20.08.2007.
20. U.S. Small Launch Vehicles: special report [Текст] / United States Department of Transportation. Federal Aviation Administration. – Washington, D.C., 1996. – 4 p.
21. Webb, G. Launching Small Satellite in Russia, the Present Situation and Some Future Directions [Електронний ресурс] / G. Webb // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.B4.5.7. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
22. Hofeller, J. Small Low Cost Lunar Missions using the Falcon 1 Enhanced Launch Vehicle [Електронний ресурс] / J. Hofeller // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.D2.4.1. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
23. Space-X.com – Falcon. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.spacex.com/>. – 20.08.2009.
24. Matsuda, S. An Affordable Small Satellite Launcher Concept in Japan, [Електронний ресурс] / S. Matsuda // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.B4.5.6. – 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
25. Koelle, D.E. The impact of launch vehicle type and size on development cost [Текст] / D.E. Koelle // Acta Astronautica. – 1981. – Vol. 8, № 11-12. – P. 1195-1205.

26. Koelle, D.E. The next generation of launch vehicles [Текст] / D.E. Koelle // Journal of the British Interplanetary Society. – 1981. – Vol. 34, № 5. – P. 201-204.
27. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учеб. для технич. вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.И. Щеверов; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
28. Безвербый, В.К. Выбор проектных параметров летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов [Текст] / В.К. Безвербый, В.И. Зернов, Б.П. Перелыгин. – М.: Изд-во МАИ, 1984. – 43 с.
29. Poller, S. Status of the Development of Cryogenic Solid Propellants, [Электронный ресурс] / S. Poller, V. Weiser, N. Eisenreich et al. // 54th International Astronautical Congress, 2003. – paper IAC-03.S.2.01. – 1 электрон. опт. диск (DVD-ROM).
30. Паушкин, Я.М. Химия реактивных топлив [Текст]: монография / Я.М. Паушкин. – М.: Изд-во АН СССР, 1962. – 436 с.
31. Wilhite, A.W. Advanced Rocket Propulsion Technology Assessment for Future Space Transportation [Текст] / A.W. Wilhite // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1982. – Vol. 19, № 4. – P. 314-319.
32. Martin, J.A. Two-Stage Earth-to-Orbit Vehicles with Dual-Fuel Orbiter Propulsion [Текст],/ J.A. Martin // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1984. – Vol. 21, № 1. – P. 65-69.
33. Martin, J.A. Effects of Tripropellant Engines on Earth-to-Orbit Vehicles [Текст] / J.A. Martin // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1985. – Vol. 22, № 6. – P. 620-625.
34. Stanley, D.O. Propulsion System Optimization for Advanced Manned Launch System Vehicles [Текст] / D.O. Stanley, T.A. Talay // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1990. – Vol. 27, № 3. – P. 246-252.
35. Taylor, N.V. Experimental Measurements of an Expansion Deflection Nozzle in Open Wake Mode [Текст] / N.V. Taylor, T. Sato // Journal of the British Interplanetary Society. – 2007. – Vol. 60. – P. 377-386.
36. DC-X [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.astronautix.com/lvs/dcx.htm>. – 19.10.2010.
37. DC-X Fact Sheet [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.hq.nasa.gov/pao/History/x-33/dcx-facts.htm>. – 19.10.2010.
38. Rose, B. Secret projects: Military space technology [Текст] / B. Rose. – Hersham: Ian Allan Publishing, 2008. – 192 p.
39. McDonnell Douglas DC-X [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_DC-X. – 19.10.2010.
40. Pat. 3043221 USA. Rocket Propulsion Method and Means [Текст] / F.H. Swanser, 1962.
41. Pat. 4723736 USA. Rocket Staging System [Текст] / T. Rider, 1988.

42. Повышение весового совершенства ракет-носителей путём отброса обечайки топливного отсека по частям [Текст] / В.К. Безвербый, В.В. Емец. – М.: МАИ, 1991. – 22 с. – Деп. в ЦНТИ ГА 14.02.1991, № 845-ГА 91.
43. Сравнение ракет с непрерывным и дискретным отбросом массы топливных отсеков [Текст] / В.В. Емец. – М.: МАИ, 1992. – 7 с. – Деп. в ЦНТИ ГА 20.02.1992, № 869-ГА 92.
44. Гоман, В. Возможность достижения небесных тел [Текст] / В. Гоман // Пионеры ракетной техники. Гансвиндт, Годдард, Эсно-Пельтри, Оберт, Гоман: избр.тр. – М.: Наука, 1977. – С. 504-506.
45. Кондратюк, Ю.В. Завоевание межпланетных пространств [Текст]: монография / Ю.В. Кондратюк. – М.: Оборонгиз, 1947. – 83 с.
46. Цандер, Ф.А. Собрание трудов [Текст] / сост. и отв. ред. Г.А. Тетерс. – Рига: Зинатне, 1977. – 567 с.
47. Штернфельд, А.А. Введение в космонавтику [Текст]: монография / А.А. Штернфельд. – М.: Наука, 1974. – 240 с.
48. Lauer, C.J. The XP Spaceplane as a Reusable First Stage for an Affordable and Responsive Microsatellites Launch Systems [Электронный ресурс] / C.J. Lauer // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.B4.5.9. – 1 электрон. опт. диск (DVD-ROM).
49. Savu, G. Micro, Nano and Pico Satellites Launched from the Romanian Territory [Текст] / G. Savu // Acta Astronautica. – 2006. – Vol. 59, №. 8-11. – P. 859-861.
50. Pat. 3295790 USA. Recoverable Single Stage Spacecraft Booster [Текст] / P. Bono, 1964.
51. Delta Clipper – Wikipedia, the free encyclopedia [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://wikipedia.org/wiki/deltaclipper/>. – 12.03.2009.
52. Varvill, R. The SKYLON Spaceplane: Progress to Realization [Текст] / R. Varvill, A. Bond // Journal of the British Interplanetary Society. – 2008. – Vol. 61, № 10. – P. 412-418.
53. Solar Power Satellites and Spaceplanes [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.reactionengines.co.uk>. – 20.03.2010.
54. The Space Shuttle. General Information [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://seds.lpl.arizona.edu/ssa/docs//space.Shuttle/general.shtml>. – 04.02.2004.
55. Rice, E.E. Оценка возможности создания электромагнитной пушки для выведения объектов в космос [Текст]: пер. с англ. / E.E. Rice // Ракетно-космическая техника. – 1984. – № 7. – С. 18-20.
56. Quantius, D. Space Blast Pipe - an Innovative Space Transportation Concept [Электронный ресурс] / D. Quantius // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – paper IAC-08.D4.2.9. – 1 электрон. опт. диск (DVD-ROM).
57. Skylon User's Manual [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.reactionengines.co.uk>. – 20.03.2010.

Надійшла до редколегії 20 жовтня 2015 р.

УДК 629.7.023.22У:621.454.3

К.В. Козис, Т.А. Манько, А.М. Потапов, Н.И. Суетова

ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля»

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРЫ РАЗРУШЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

У статті розглянута можливість визначення температури руйнування внутрішнього теплозахисного покриття при експлуатації ракетного двигуна твердого палива з високоефективних композиційних матеріалів.

Ключові слова: внутрішнє теплозахисне покриття, температура руйнування, ракетний двигун твердого палива.

В статье рассмотрена возможность определения температуры разрушения внутреннего теплозащитного покрытия при эксплуатации ракетного двигателя твердого топлива из высокоэффективных композиционных материалов.

Ключевые слова: внутреннее теплозащитное покрытие, температура разрушения, ракетный двигатель твердого топлива.

This article considers the possibility of determining the temperature of destruction of internal thermal protective coating at operation of solid propellant rocket engine of high - performance composite materials.

Keywords: internal thermal insulation covering, temperature of destruction, solid propellant rocket engine.

Введение. В настоящее время ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) получили широкое распространение, поскольку имеют высокую надежность, простоту эксплуатации, постоянную готовность к действию. Это все способствовало разработке большого числа различных конструкций, отличающихся габаритными, массовыми, тяговыми, временными и другими характеристиками.

Исходя из имеющегося отечественного и зарубежного опыта, наиболее приемлемой является моноблочная схема двигателя с прочноскрепленным зарядом канально-щелевой формы и цельномотанной силовой оболочкой корпуса (типа «кокон») из высокоэффективных композиционных материалов [1-2].

Так, для обеспечения защиты от воздействия температурных деформаций, обусловленных различными значениями коэффициентов термического расширения материалов корпуса и топлива в РДТТ, предусмотрено внутреннее теплозащитное покрытие (ВТЗП) [3].

Самым распространенным материалом для изготовления ВТЗП является резина на основе этиленпропиленовых каучуков.

© К.В. Козис, Т.А. Манько, А.М. Потапов, Н.И. Суетова, 2015

Ввиду сложности в настоящее время получения необходимых ингредиентов и каучуков для резиновой промышленности на сегодняшний день перспективным для производства резинотехнических изделий является использование зарубежных аналогов сырья.

Объект и методы исследования. В результате такого импортозамещения была разработана резина 1001 являющаяся материалом для изготовления внутреннего теплозащитного покрытия РДТТ. Для подтверждения работоспособности резины 1001 было проведено ряд исследований, в частности определение температуры разрушения материала, как одного из основных критериев оценки внутреннего теплозащитного покрытия.

Внутреннее теплозащитное покрытие работает в температурном диапазоне 213-348 К (от минус - 60 до + 75 °С), кратковременно до 473 К (200 °С).

Для определения температуры разрушения была использована установка, включающая электронагреватель воздуха с электронной стабилизацией температуры и расхода воздуха (GHG660 LCD, фирма Bosch, ФРГ), пирометр-регистратор (Flus IR-86 1U, КНР, длина волны $\lambda = 14,6$ мкм), поворотную державку образца, установленную на опорной конструкции с возможностью вертикального перемещения нагревателя.

Установка оборудована системой для записи на персональном компьютере показаний термопар (до 8 штук), согласованной с показаниями пирометра, что, среди прочего, позволяет регистрировать динамику температурного поля в образце с последующим определением теплофизических свойств резины 1001.

В процессе испытаний пирометром регистрировали температуру передней (нагреваемой) поверхности образца (T_{wh}), температуру воздуха на расстоянии 2-3 мм над ней (T_f) и температуру задней поверхности образца (T_{wc}).

Для определения температуры разрушения материала условно была принята максимально возможная действующая температура на материал + 500°С. Для ее обеспечения на установке с нагревателем воздуха задавалось 660 °С.

Испытания проводили в диапазоне от 50 °С до 660 °С с шагом 10 °С с точностью стабилизации $\pm 5\%$ и величиной расхода воздуха от 0,25 м³/мин до 0,5 м³/мин.

Образцы, представляющие диски диаметром 15 мм и высотой $4 \pm 0,15$ мм устанавливали заподлицо с зазором 0,5 мм (по боковой поверхности) в ячейку соответствующей глубины в державке, выполненной из стеклотекстолита.

Температуру нагреваемой поверхности объекта измеряли пирометром при принятом значении коэффициента излучения $\epsilon = 0,9$, температура задней стенки – термопарой типа К (хромель-алюмель), прижимаемой к ней.

Испытанию подвергали партию из 8 образцов (№№ 1 –8). Расход воздуха во всех испытаниях оставался постоянным – 0,5 м³/мин.

Результаты и обсуждения. Испытания образца № 1 проводили при максимальной мощности нагревателя, соответствующей температуре в нем T_{fen}

= 660 °С (температура потока 510°С), образца № 2 – при температуре $T_{\text{fen}} = 610$ °С (температура потока 460°С). Далее в каждом последующем испытании образцов снижали температуру нагревателя на 50 °С. Условия испытаний и их результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1

Условия и результаты тепловых испытаний резины 1001

№ обр	Тем-ра нагревателя °С	Тем-ра потока, °С	Тепловой поток, кВт/м ²	Достигнутая температура поверхности, °С	Время испытаний с	Результат испытания
1	660	510	60	416	64*	Возгорание при $T_{\text{wh}} = 416^\circ\text{C}$
2	610	460	52	427	85*	Возгорание при $T_{\text{wh}} = 427^\circ\text{C}$
3	560	415	46	417	95*	Возгорание при $T_{\text{wh}} = 417^\circ\text{C}$
4	510	375	40	377	140	Потеря массы 0,0281 г
5	460	340	36	326	142	Потеря массы 0,0142 г
6	410	310	31	284	157	Потеря массы 0,0187 г
7	360	275	26	265	310	Потеря массы 0,0132 г
8	310	230	22,5	228	465	Потеря массы 0,0122 г

*Момент возгорания

В результате проведенных тепловых испытаний установлено, что при нагреве все образцы в той или иной степени меняли свою форму, вспучивались, увеличивались в объеме и теряли массу.

Зависимость нагреваемой поверхности T_{wh} и нижней поверхности T_{wc} от времени испытаний представлена на рис.1.

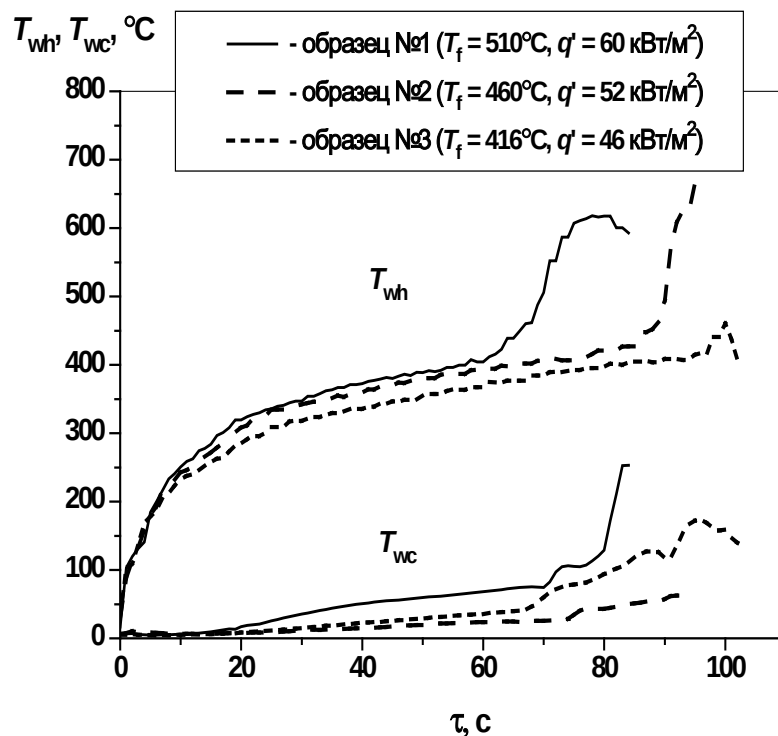


Рис.1. Залежність нагріваної поверхності T_{wh} і задньої поверхності T_{wc} від часу експерименту зразків №№ 1-3

В результаті проведених експериментів зразки №№ 1-3 загорілися. Загорання відбувалося наступним чином: при температурі 410°C на поверхні зразків в центральній зоні з'являлися точкові осередки свічення (загорання), які займали велику площу зразків. Температура, фіксується пірометром, швидко зростала, при цьому зразки перетворювалися в безформенну масу, випираючу з затискача, після поширення свічення по всій поверхні відбувалося їх загорання. В результаті експериментів зразок № 1 згорів повністю. Зразок № 2 був загаснений, зразок № 3 був виведений з зони нагріву після з'явлення свічення до його загорання і найбільш зберігся. Зовнішній вигляд зразків після експериментів представлений на рис. 2.



Рис. 2. Зовнішній вигляд зразків №№ 1-3 після експерименту з загоранням

Поскольку образцы №№1–3 в процессе нагрева испытывали сильную деформацию, трудно интерпретировать показания термопары, прижатой к их задней поверхности. В этом случае мог нарушаться контакт королька термопары с поверхностью образца или через образующийся зазор у боковой стенки под образец попадал горячий воздух, что и проявляется в резких изменениях кривой температуры (рис.1). Тем ни менее, определенные заключения из вида кривых $T_{wc}(\tau)$ могут быть сделаны: на образцах № 1, № 2 и № 3 с температурой нагреваемой поверхности 300-400 С термопара на 65-ой секунде показала температуры 73° С, 25° С, 40° С соответственно.

Испытания образцов № 4, № 5, № 6 проводили до тех пор, пока они оставались в испытательной ячейке, после того, как из-за деформации они «выходили» из нее испытание прекращали. Внешний вид образцов №№ 4-6 представлен на рис. 4. Зависимость нагреваемой поверхности T_{wh} и нижней поверхности T_{wc} от времени испытаний образцов №№ 4-6 представлена на рис.3. Как видно из рис.3 на образцах № 4, № 5 и № 6 с температурой нагреваемой поверхности 200-300 С термопара на 120-й секунде показала 73 С, 83 С и 70 С;

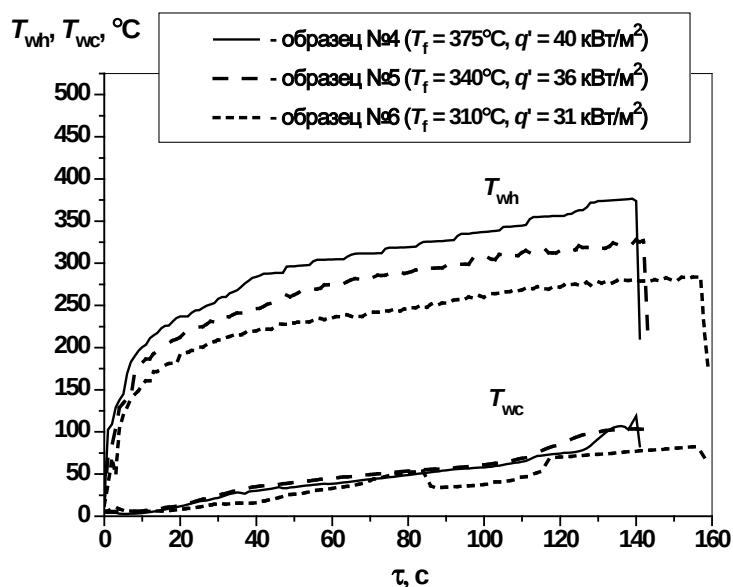


Рис. 3. Зависимость нагреваемой поверхности T_{wh} и задней поверхности T_{wc} от времени испытаний образцов №№ 4-6



Рис. 4. Внешний вид образцов №№ 4 -6 после испытаний с возгоранием

Испытания образцов №№ 7-8 проводили при температуре потока 275° С и 230°С соответственно. Зависимость нагреваемой поверхности T_{wh} и задней поверхности T_{wc} от времени испытаний образцов №№ 7-8 представлена на рис.5. Как видно из рис.5. на образце № 7 с температурой нагреваемой поверхности 234°С термопара на 150-ой секунде показала 52°С, на образце № 8 с температурой нагреваемой поверхности 227°С на 400-ой секунде температура нижней поверхности составляла 52°С, при этом внешний вид образцов претерпел наименьшую деформацию (рис.6).

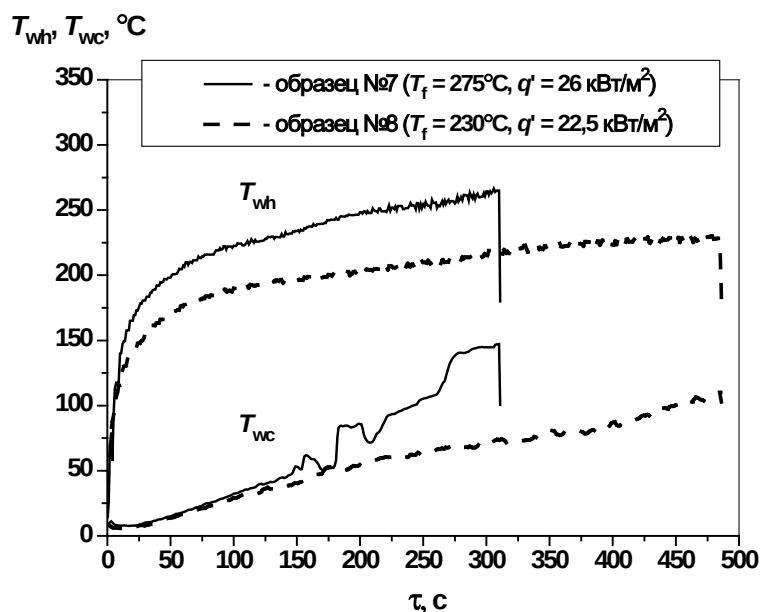


Рис.5. Зависимость нагреваемой поверхности T_{wh} и задней поверхности T_{wc} от времени испытаний образцов №№ 7-8



Рис. 6. Внешний вид образцов №№ 4 -6 после испытаний с возгоранием

Выводы. Полученные данные позволяют сделать вывод о том, что в условиях конвективного нагрева с тепловым потоком до 20 кВт/м² и при температуре рабочей поверхности до 200°С резина 1001 на протяжении 90 секунд не проявляет видимых признаков разрушения и деструкции, а значит обеспечивает достаточный уровень тепловой изоляции и может быть использована как один из основных материалов для внутреннего

теплозащитного покрытия корпусов ракетных двигателей твердого топлива из высокопрочных углеродных волокон.

Библиографические ссылки

1. Санін Ф.П. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології: *підручн.* / Ф.П. Санін, Л.Д. Кучма, Є.О. Джур, А.Ф. Санін - Д.: ДГУ, 1999.- 320 с.
2. Технологія виробництва ракетно-космічних літальних апаратів: *навч. посібн.* / [Ю.С. Алексєєв, О.Є. Джур, О.В. Кулик та ін.]; *за ред. д-ра техн. наук Є.О. Джура.*- Д.: АРТ-ПРЕС, 2007.-480 с.
3. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці: Підручник / Є.О. Джур, Л.Д. Кучма, Т.А. Манько, В.Г. Сітало, Ф.П. Санін, А.Ф. Санін. – К.: Вища освіта, 2003. – 399с.

Надійшла до редколегії 28.12.15

УДК 629.764

В.В. Ємець

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ СПАЛИМИХ РАКЕТ-НОСІЇВ

Проведено порівняння ракет-носіїв традиційних схем – рідинних та гібридних, одноразових та багаторазових, із насосною та витискнуою подачею палива – із спалимими ракетами-носіями за критеріями відносної корисної маси та питомої вартості виведення. Зроблений висновок про економічну доцільність застосування спалимих ракет-носіїв.

Ключові слова: транспортні космічні системи, спалимі ракети-носії

Проведено сравнение традиционных и сгораемых ракет-носителей по критериям относительной полезной массы и удельной стоимости выведения. Сделан вывод про экономическую целесообразность использования сгораемых ракет-носителей.

Ключевые слова: транспортные космические системы, сгораемые ракеты-носители

The comparison of conventional and combustible launch vehicles of various designs is considered taking into consideration mass and cost criteria. The economical sounding of the latter is presented.

Keywords: space transportation systems, combustible launch vehicles

1 Особливості масово-енергетичних співвідношень для спалимих ракет-носіїв в методиках оцінки масових і вартісних характеристик ракет-носіїв

Багато сучасних шляхів зниження вартості транспортних космічних операцій спрямовано на застосування дешевих одноразових двигунних установок, таких як гібридні, твердопаливні або рідинні з витискною системою подачі [1-4]. Це обумовлено тим, що двигуни є найбільш дорогою частиною сучасних ракет-носіїв (РН). Однак, не завжди зниження вартості двигуна є достатнім для зниження питомої вартості корисного навантаження, оскільки вона залежить також від маси конструкції РН. Більша частина маси конструкції РН – це маса паливних баків. Спалення баківих оболонок з поліетилену як пального може призвести до того ж, або ж більшого результату, ніж для згаданих сучасних шляхів, навіть, з урахуванням того, що турбо-насосно-компресорна двигунна установка спалимих РН (СРН) матиме дещо більшу масу і вартість, ніж у традиційних РН. Крім цього, СРН для таких окремих областей як малі РН і багаторазові РН матимуть особливі переваги – слабку залежність від масштабного фактору і відсутність необхідності рятувати баківі відсіки.

Специфічними особливостями СРН є можливість їхньої реалізації в одноступінчастому варіанті і відсутність конструкції баківих відсіків в традиційному розумінні. Це дозволить створити одноступінчасту багаторазову СРН із порівняно дешевим врятуванням двигунної установки і системи керування в єдиному спусковому апараті (СА). СРН-технологія особливо приваблива для розробки перспективних мікроРН для нано- і пікосупутників, оскільки маса спалимих оболонок паливних відсіків не залежить від розмірності РН – лише завжди дорівнює масі пального. Це є унікальна особливість – на відміну від СРН відносна маса конструкції баків традиційних РН різко зростає при зменшенні їхніх розмірів.

Дослідження таких – виключно для СРН властивих частин як газифікаційна камера і обтюратор – дозволяють оцінити маси і вартості цих агрегатів: маса двигунного блоку СРН буде на 20...40% більшою за масу традиційного ракетного двигуна з тією ж тягою. Додаткова маса спричинятиметься додаванням газифікаційної камери (7...15%) і обтюратора (10...17%). Це дає нам, в свою чергу, можливість оцінити масу і вартість СРН в цілому, а також визначити області їх доцільного застосування. Пошук найдоцільніших областей застосування СРН здійснюється методом порівняння з сучасними і перспективними одноразовими РН і багаторазовими РН. Критерієм порівняння обрана питома вартість РН, яка приблизно визначається в умовних одиницях (одна умовна одиниця дорівнює вартості одного кілограму пального). Для оцінки маси і вартості РН використовуються загальновідома методика і формули [5].

Загальновідомо, що одноступенева традиційна РН на вуглеводневому пальному не реалізується [5]. Однак, одноступенева СРН на цьому пальному є можливою. Вважатимемо, що взагалі одноступенева РН є кращою за

багатоступеневу, по-перше, в припущенні, що вона є потенційно надійнішою, і, по-друге, тому, що використання багаторазової одноступеневої РН позбавлено проблем урятування і повернення першого ступеня до місця старту (які обумовлені труднощами забезпечення м'якого приземлення великогабаритних тонкостінних баків і високоїмовірною відсутністю потрібних транспортних шляхів та засобів зворотної доставки), крім цього відсутні витрати, пов'язані із зонами падіння відпрацьованих частин РН.

Разом з тим, масштабний ефект дається взнаки і для СРН (масова досконалість двигунної установки (ДУ) погіршується при зменшенні її номінальної тяги), хоча і меншою мірою, ніж для традиційних РН, оскільки відносна маса конструкції у СРН є в кілька разів меншою. Внаслідок цього (за нашими розрахунками) відносна корисна маса одноступеневої СРН хоча й є високою, але приблизно дорівнює відносній корисній масі традиційної 2-ступеневої РН. Тому, для зниження питомої вартості виведення доцільно використовувати кількаступеневу СРН – СРН, оснащену такою ДУ, частини якої дискретно відкидаються в міру зменшення поточної маси РН, подібно до відомої американської РН «Atlas». При цьому відносна маса корисного вантажу СРН збільшиться, а витрати, обумовлені організацією і обслуговуванням зон падіння збережуться такими самими, як для традиційної РН. Крім того важливо, що в разі використання багаторазової кількаступеневої СРН, м'яка посадка СА з багаторазовими ДУ і системою керування (СК) першого ступеня є задачею значно простішою, ніж посадка РБ, її розв'язання має реальні аналоги – СА пілотованих космічних кораблів. Проблема транспортування такого СА з віддалених районів до місця старту також є простішою, оскільки СА з ДУ і СК матиме менші масу і габарити ніж ракетний блок (РБ), і може бути в багатьох випадках розв'язана за допомогою гвинтокрилих машин.

З урахуванням наведених міркувань для подальшого розгляду оберемо такі варіанти СРН [6]:

а) одноразові СРН (ОСРН) – одноразові 1-ступенева і 2-ступенева СРН з турбонасосно-компресорними агрегатами подачі палива (ТНКА), що живляться вуглеводневим паливом і перекис-водневим окислювачем;

б) багаторазові СРН (БСРН) – багаторазові 1-ступенева і 2-ступенева СРН з ТНКА, що живляться вуглеводневим паливом і перекис-водневим окислювачем, з багаторазовими ДУ і СК.

Наведені нижче масова та вартісна моделі РН запозичені з [5]. Розглянемо традиційну багатоступінчасту одноразову РН (ОРН), що складається з таких частин: паливо, баки, двигунні установки, відсіки системи керування, інші відсіки (хвостові, міжбакові, міжступеневі тощо). Тоді стартова маса РН M_0 :

$$M_0 = M_c + \sum_{i=1}^N (M_{p_i} + M_{t_i} + M_{e_i} + M_{g_i} + M_{s_i}) \quad (1)$$

де M_c – корисна маса всієї РН;

N – число ступенів;

i – номер ступеня;

M_{pi} – маса пального РБ i -го ступеня;

M_{ti} – маса паливних баків РБ i -го ступеня;

M_{ei} – маса двигунної установки РБ i -го ступеня;

M_{gi} – маса відсіку системи керування РБ i -го ступеня;

M_{si} – маса інших відсіків РБ i -го ступеня.

Схема поділу РН на ступені і РБ представлена на рис. 1 [5].

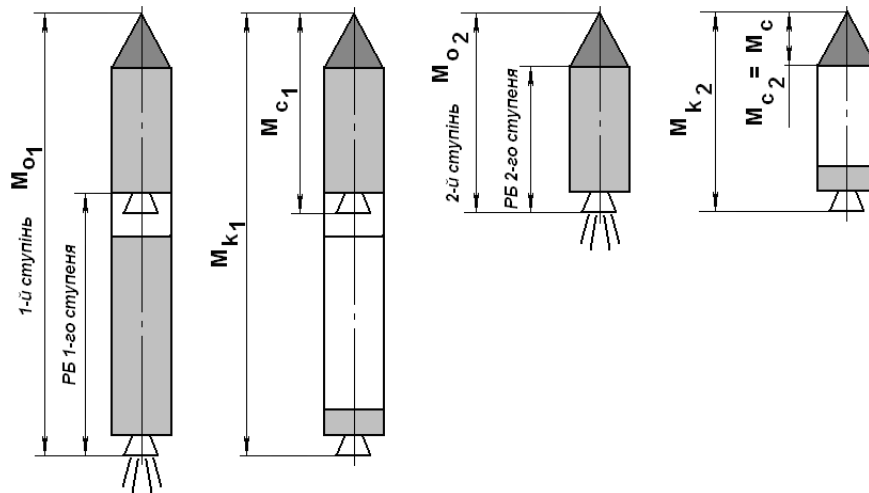


Рис. 1 – До визначення масових характеристик ступенів і РБ РН традиційного влаштування з послідовним розташуванням РБ

Зважаючи на рис. 1 визначимо відносну кінцеву масу i -го ступеня

$$\mu_{k_i} = \frac{M_{k_i}}{M_{0_i}}, \quad (2)$$

відносну корисну масу i -го ступеня

$$\mu_{c_i} = \frac{M_{c_i}}{M_{0_i}} \quad (3)$$

і загальну відносну корисну масу РН

$$\mu_c = \frac{M_c}{M_o} = \prod_{i=1}^N \mu_{c_i} \quad (4)$$

де

$$M_{k_i} = M_{0_i} - M_{p_i}; \quad (5)$$

M_{0i} – стартова маса i -го ступеня ($M_{01} = M_0$);

M_{ki} – кінцева маса i -го ступеня;

M_{ci} – корисна маса i -го ступеня.

Запишемо масові характеристики конструкції РН із застосуванням безрозмірних параметрів [5]:

$$M_{p_i} = M_{0_i} (1 - \mu_{k_i}), \quad (6)$$

$$M_{t_i} = M_{0_i} (1 - \mu_{k_i}) a_{t_i}, \quad (7)$$

$$M_{e_i} = M_{0_i} n_{0_i} \gamma_{e_i}, \quad (8)$$

$$M_{g_i} = M_{0_i} (1 - \mu_{c_i}) a_{g_i}, \quad (9)$$

$$M_{s_i} = M_{0_i} (1 - \mu_{c_i}) a_{s_i} \quad (10)$$

де a_{ti} – відносна маса баків РБ i -го ступеня;

γ_{ei} – відносна маса двигунної установки РБ i -го ступеня;

a_{gi} – відносна маса відсіку системи керування РБ i -го ступеня;

a_{si} – відносна маса інших відсіків РБ i -го ступеня;

n_{0i} – стартове перевантаження i -го ступеня.

З урахуванням (6) – (10) запишемо (4) в зручній для проектного аналізу формі [5]:

$$\mu_c = \prod_{i=1}^N \frac{\mu_{k_i} - \alpha_i - \beta_i n_{0_i}}{1 - \alpha_i} \quad (11)$$

де

$$\alpha_i = \frac{a_{t_i} + a_{g_i} + a_{s_i}}{1 + a_{t_i}}; \quad (12)$$

$$\beta_i = \frac{\gamma_{e_i}}{1 + a_{t_i}}; \quad (13)$$

і за формулою Циолковського

$$\mu_{k_i} = \exp\left(-\frac{V_{eq_i}}{w_i}\right) \quad (14)$$

де V_{eq_i} – характеристична швидкість i -го ступеня;

w_i – швидкість витікання газів із двигунів i -го ступеня.

Прийmemo V_{eq_i} , w_i , a_{ti} , a_{gi} , a_{si} , γ_{ei} та n_{0i} рівними для всіх ступенів, тоді формула (11) з урахуванням (14) матиме вигляд:

$$\mu_c = \left[\frac{\exp\left(-\frac{V_{eq}}{Nw_i}\right) - \alpha_i - \beta_i n_{0i}}{1 - \alpha_i} \right]^N \quad (15)$$

де V_{eq} – характеристична швидкість всієї РН.

Оберемо параметри, наведені в таб. 1, для оцінки мас основних частин типової одноразової РН [5, 7].

Таблиця 1

Типові характеристики сучасної одноразової РН

V_{eq}	9400 м/с
Паливо	кисень + вуглеводень
N	2
w_i	3500 м/с
γ_{ei}	0,012
n_{0i}	1,2
a_{ti}	0,07
a_{gi}	0,005
a_{si}	0,01

В цьому випадку отримаємо $\mu_c = 0,033$, $\mu_{k_i} = 0,261$ і такий розподіл сухої маси 2-х ступеневої одноразової РН по її основних частинах, що найбільша частина сухої маси РН, майже половина, припадає на баки. Отже, це є головний резерв зниження маси конструкції РН.

Відома із [5] формула (15) була отримана з урахуванням співвідношень між масами традиційної РН, що проілюстровані на рис. 1, тобто для випадку послідовного розташування ракетних ступенів. Але для спалимих РН необхідно використовувати наведену нижче формулу (16), яка буде справедливою також і для традиційних РН з паралельним розташуванням РБ і переливом палива між ними і для ступінчастих СРН послідовної схеми (з єдиним баком і відкиданням частини ДУ подібно до американської РН «Atlas»). Ця формула виведена нами виходячи з наступних міркувань. Розгляньмо кількоступеневу СРН, що має паралельне розташування РБ, рис. 2.

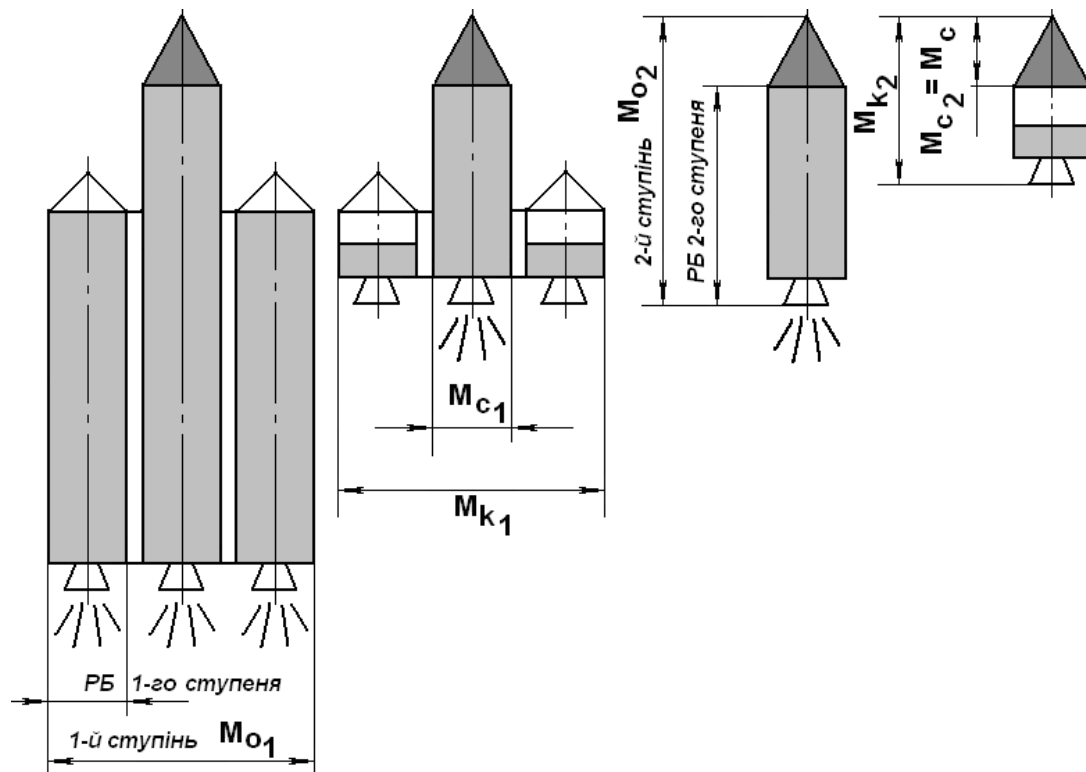


Рис. 2 – До визначення масових характеристик ступенів і РБ спалимої РН

Для цієї РН формули (1) – (7), (9), (10) і (12) – (14) лишаються без змін, а формула маси ДУ РБ і-го ступеня набуває дещо відмінного від (8) вигляду:

$$M_{e_i} = M_{0_i} (n_{0_i} \gamma_{e_i} - \mu_{c_i} n_{0_{i+1}} \gamma_{e_{i+1}})$$

де $\gamma_{e_{i+1}}$ – відносна маса ДУ РБ $i+1$ -го ступеня;

n_{0i+1} – стартове перевантаження $i+1$ -го ступеня.

Після перетворень, аналогічних проведеним при виведенні (15), отримаємо формулу для відносної маси корисного вантажу N-ступеневої спалимої РН:

$$\mu_c = \left[\frac{\exp\left(-\frac{V_{eq}}{Nw_i}\right) - \alpha_i - \beta_i n_{0i}}{1 - \alpha_i - \beta_{i+1} n_{0_{i+1}}} \right]^N. \quad (16)$$

Відомо, що витрати на пуск РН складаються з вартості РН і витрат на наземне обслуговування. Частка витрат на наземне обслуговування в сумі витрат на пуск залежить від багатьох факторів, таких як спосіб старту (морський, авіаційний або наземний), відстань від заводу-виробника РН до космодрому, ступінь багаторазового використання матеріальної частини, рівень автоматизації стартових операцій тощо. Наприклад, згідно до [8] вартість пуску

малої РН в США приблизно втричі перевищує вартість її виготовлення. В загальному випадку частка витрат на наземне обслуговування має обчислюватись окремо для кожної конкретної транспортної космічної системи (ТКС) і є предметом окремого досить складного дослідження. Для спрощення подальших розрахунків приймемо, що вартість виготовлення РН становить основну частину витрат на пуск виходячи з того, що для СРН доцільним є переважно 1-ступеневий варіант, який усуває витрати на зони падіння і мінімізує витрати на повернення багаторазових частин, тобто суттєво зменшує частку витрат на наземне обслуговування. При цьому, оскільки в дійсності таке припущення не є справедливим для традиційних РН, отриманий результат при порівняння спалимих і традиційних ракет буде завищеним на користь традиційних ракет, і, отже, в разі визначення переваги за спалимими РН в реальності їх перевага буде ще більшою.

Знехтуємо в першому наближенні амортизацією витрат на розробку ракетного комплексу і припустимо, що пускові витрати визначаються в основному вартістю виготовлення РН (або просто – вартістю РН):

$$C_{LV} = \sum_{i=1}^N (C_{p_i} + C_{t_i} + C_{e_i} + C_{g_i} + C_{s_i}) \quad (17)$$

де C_{p_i} – вартість палива РБ і-го ступеня;

C_{t_i} – вартість баків РБ і-го ступеня;

C_{e_i} – вартість двигунів РБ і-го ступеня;

C_{g_i} – вартість відсіку системи керування РБ і-го ступеня;

C_{s_i} – вартість інших відсіків РБ і-го ступеня.

Приймемо для кожного РБ умовні питомі вартості його частин, тобто вартості одного кілограма кожної частини РН в умовних одиницях, такі, як в таб. 2. Тут за одну умовну одиницю (у.о.) приймається вартість 1 кг палива кисень-вуглеводень.

Таблиця. 2

Умовна питома вартість частин РН, умовні одиниці за 1 кг

паливо кисень + вуглеводень	$\bar{c}_{p_i}$	1
паливо кисень + водень	$\bar{c}_{p_i}$	10^1
баки	$\bar{c}_t$	10^2
двигуни, кисень + вуглеводень	$\bar{c}_{e_i}$	10^3
двигуни, кисень + водень	$\bar{c}_{e_i}$	$2 \cdot 10^3$
система керування	$\bar{c}_g$	10^3
засоби рятування	$\bar{c}_r$	10^3
інші відсіки	$\bar{c}_s$	10^2

Беручи до уваги формулу (17), дані таб. 2 та використовуючи методику з [5], умовну вартість РН $\bar{C}_{LV}$ визначимо як

$$\begin{aligned}
 \bar{C}_{LV} &= \sum_{i=1}^N (\bar{c}_{p_i} M_{p_i} + \bar{c}_t M_{t_i} + \bar{c}_{e_i} M_{e_i} + \bar{c}_g M_{g_i} + \bar{c}_s M_{s_i}) = \\
 &= \sum_{i=1}^N \left[\bar{c}_{p_i} (1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_i}) a_{t_i} + \bar{c}_{e_i} n_{0_i} \gamma_{e_i} + \right. \\
 &\quad \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_i}) a_{g_i} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_i}) a_{s_i} \right] M_{0_i} = \\
 &= \left[\bar{c}_{p_1} (1 - \mu_{k_1}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_1}) a_{t_1} + \bar{c}_{e_1} n_{0_1} \gamma_{e_1} + \right. \\
 &\quad \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_1}) a_{g_1} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_1}) a_{s_1} \right] M_0 \mu_{c_0} + \\
 &\quad + \left[\bar{c}_{p_2} (1 - \mu_{k_2}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_2}) a_{t_2} + \bar{c}_{e_2} n_{0_2} \gamma_{e_2} + \right. \\
 &\quad \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_2}) a_{g_2} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_2}) a_{s_2} \right] M_0 \mu_{c_0} \mu_{c_1} + \\
 &\quad + \left[\bar{c}_{p_3} (1 - \mu_{k_3}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_3}) a_{t_3} + \bar{c}_{e_3} n_{0_3} \gamma_{e_3} + \right. \\
 &\quad \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_3}) a_{g_3} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_3}) a_{s_3} \right] M_0 \mu_{c_0} \mu_{c_1} \mu_{c_2} + \dots = \\
 &= \sum_{i=1}^N \left[\bar{c}_{p_i} (1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_i}) a_{t_i} + \bar{c}_{e_i} n_{0_i} \gamma_{e_i} + \right. \\
 &\quad \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_i}) a_{g_i} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_i}) a_{s_i} \right] M_0 \prod_{j=0}^{i-1} \mu_{c_j} \quad (18)
 \end{aligned}$$

при $\mu_{c_0} = 1$.

Розглянемо, наприклад, традиційну 2-ступеневу одноразову РН з паливом кисень-вуглеводень. Формула (18) матиме наступну форму, якщо параметри з індексом «i» є однакові для обох ступенів:

$$\bar{C}_{LV} = M_0 \left[\bar{c}_{p_i} (1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_i}) a_{t_i} + \bar{c}_{e_i} n_{0_i} \gamma_{e_i} + \right. \\
 \left. + \bar{c}_g (1 - \mu_{c_i}) a_{g_i} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_i}) a_{s_i} \right] (1 + \mu_{c_1}) \quad (19)$$

де при $N = 2$

$$\begin{aligned}
 \mu_{k_i} &= \exp \left(-\frac{V_{eq}}{2w_i} \right); \\
 \mu_{c_i} &= \frac{\exp \left(-\frac{V_{eq}}{2w_i} \right) - \alpha_i - \beta_i n_{0_i}}{1 - \alpha_i}.
 \end{aligned}$$

Скориставшись (19) і даними таб. 1 та 2 отримаємо типовий розподіл вартості сучасної 2-ступеневої одноразової РН по її основних частинах, такий, що найбільша частина вартості РН, більше половини, припадає на ДУ.

2 Порівняння спалимих ракет-носіїв з компресорно-насосною подачею палива і традиційних ракет-носіїв

2.1 Критерії та умови порівняння

Порівняймо РН різних типів за двома критеріями: відносною масою корисного навантаження μ_c і питомою вартістю виведення $\bar{c}_{sp}$, яку з метою спрощення розрахунків приймемо в першому наближенні рівною питомій вартості РН в умовних одиницях. Для одноразової РН:

$$\bar{c}_{sp} = \frac{\bar{C}_{LV}}{M_c} = \frac{\tilde{C}_{LV}}{\mu_c}; \quad (20)$$

для БРН:

$$\bar{c}_{sp} = \frac{\tilde{C}_{LV}}{k\mu_c}$$

де відносна умовна вартість РН

$$\tilde{C}_{LV} = \frac{\bar{C}_{LV}}{M_0};$$

k – кратність використання БРН ($k = 1$ для одноразової РН).

Для порівняння СРН з сучасними і перспективними одноразовими РН і БРН традиційного влаштування, приймемо до уваги основні сучасні і перспективні шляхи зниження $\bar{c}_{sp}$ і оберемо такі РН традиційного влаштування [6]:

- а) одноразові сучасні 2-ступеневі РН з турбонасосними системами подачі, з киснево-вуглеводневим паливом на обох ступенях або з киснево-вуглеводневим на 1-му ступені і киснево-водневим на 2-му ступені;
- б) одноразові перспективні 2-ступеневі і 3-ступеневі РН традиційного влаштування з витискними системами подачі, з киснево-вуглеводневим паливом на всіх ступенях, рідинні або гібридні;
- в) перспективні 2-ступеневі БРН з турбонасосними системами подачі, з киснево-вуглеводневим паливом на обох ступенях або з киснево-вуглеводневим на 1-му ступені і киснево-водневим на 2-му ступені.

При цьому приймемо, що СРН, які порівнюються з сучасними і перспективними традиційними РН, мають вуглеводневе пальне і перекисводневий окислювач на всіх РБ, можуть бути як одноразовими так і багаторазовими, 1-ступеневими або 2-ступеневими з паралельним розташуванням ступенів і врятуванням ДУ 1-го ступеня (бокових блоків) в кількох СА. Будемо порівнювати багаторазові РН традиційного влаштування з БСРН, а одноразові РН традиційного влаштування порівнюватимемо з ОСРН, які відрізнятимуться від БСРН відсутністю СА.

2.2 Порівняння спалимих і традиційних одноразових ракет-носіїв

Оскільки a_{ti} сильно впливає на μ_c , то для коректного порівняння буде правильним не надавати фіксованого значення цьому параметру. Річ у тому що a_{ti} залежить від багатьох факторів (таких як виробник, технологія, матеріали, габарити тощо), які важко враховувати. Тому ми розглядатимемо діапазон змінення a_t від 0,06 (сучасний показник для великогабаритних баків з урахуванням газів наддуву і залишків палива) до 0,014 (показник, що є очікуваний для водневих баків і баків з витискною подачею малих РН).

Якщо прийняти для РН, що порівнюються, параметри, наведені у таб. 3, то за формулами (15), (16) і (20) отримаємо значення відносного корисного навантаження і умовні питомої вартості виведення, показані на рис. 3.

Таблиця 3

Масово-енергетичні параметри для традиційних РБ з рідинними ракетними двигунами (РРД) і ТНА та для СРН з ТНКА

Параметр	Тип РБ, паливо		
	Традиційний		Спалимий
	Кисень – вуглеводень	Кисень – водень (2-й ступінь)	Перекис водню – вуглеводень
a_{ti}	0,06...0,10	0,10...0,14	0,05 ¹⁾
a_{gi}	0,005	0,005	0,005
a_{si}	0,01	0,01	0,005 ²⁾
γ_{e1}/γ_{e2}	0,012/0,015 ³⁾	0,018	0,016 ⁴⁾
W_i , М/с	3500	4500	3300
n_{01}/n_{02}	1,2/0,8	0,8	1,2

¹⁾ Згідно з прийнятої масовою моделлю для СРН $a_{ti} = 0$, але вартість виробництва бакової оболонки враховується в (18) шляхом призначення умовного параметра $a_{ti} = 0,05$, що приблизно узгоджується із вартістю виробництва традиційних баків.

²⁾ Приймається, що за допомогою цього коефіцієнта враховуються маси днища бака, опорних елементів ДБ, які перешкоджають його перекосу, і т.п.

³⁾ Зростання питомої маси двигунів верхніх ступенів спричинене масштабним фактором.

⁴⁾ Приймається, що питома маса двигунів СРН на 30% більша за питому масу традиційних двигунів.

Аналіз графіків, представлених на рис. 3, що ілюструють порівняння одноразових РН, призводить до наступних висновків.

1. Традиційні кількоступеневі ОРН з турбонасосними агрегатами (ТНА) важкого класу на вуглеводнево-водневому паливі (стартова маса 10^6 кг, наприклад, “Saturn-5”, “Space Shuttle”, «Энергия»), що згідно до масштабного ефекту мають малу відносну масу конструкції ($a_{ti} = 0,04...0,06$), перевершують ОСРН за критеріями питомої маси корисного вантажу і питомої вартості виведення. Тому, в області важких ОРН може бути доцільним лише використання окремих спалимих РБ на верхніх ступенях. Інша картина спостерігається в області ОРН середнього (стартова маса 10^5 кг) і легкого

(стартова маса 10^4 кг) класів, тут ОСРН (при $a_{ci} = 0,08 \dots 0,12$) мають такі питомі масові і вартісні характеристики, які перевершують відповідні характеристики традиційних ОРН, або дорівнюють їм.

2. Поміж ОРН з ТНА середнього і легкого класів ОСРН матимуть високу масову досконалість. Відносна корисна маса 2-ступеневої ОСРН за нашими розрахунками буде приблизно на 50% більше, ніж у традиційної 2-ступеневої ОРН на вуглеводневому паливі (при $a_{ci} = 0,08$) і приблизно на 20% більше, ніж у традиційної 2-ступеневої ОРН на вуглеводнево-водневому паливі (при $a_{ci} = 0,12$). В разі ж використання 1-ступеневої ОСРН її відносна корисна маса буде практично такою ж як у традиційної 2-ступеневої ОРН на вуглеводневому паливі (при $a_{ci} = 0,08$) і приблизно на 35% меншою, в порівнянні з традиційною 2-ступеневою ОРН на вуглеводнево-водневому паливі (при $a_{ci} = 0,12$).

3. В області, що є традиційною для ОРН з ТНА середнього і легкого класів, використання 2-ступеневих ОСРН дозволить значно знизити питому вартість виведення корисних вантажів на низьку навколоземну орбіту – приблизно в 1,5 рази порівняно з традиційними 2-ступеневими ОРН обох розглянутих різновидів, що мають як вуглеводневе (при $a_{ci} = 0,08$) так і вуглеводнево-водневе паливо (при $a_{ci} = 0,12$). Якщо ж використовувати 1-ступеневу ОСРН, то її питома вартість виведення буде майже такою ж (приблизно на 10% більшою) як у традиційних 2-ступеневих ОРН обох розглянутих різновидів (при $a_{ci} = 0,08$ на вуглеводневому і при $a_{ci} = 0,12$ на вуглеводнево-водневому паливі). Таким чином, в цій області використання 2-ступеневих ОСРН є доцільним з метою зниження питомої вартості виведення приблизно в 1,5 рази при збереженні витрат, що пов'язані з експлуатацією зон падіння відпрацьованих РБ, натомість використання 1-ступеневих ОСРН є доцільним з метою повного позбавлення витрат на зони падіння, але при цьому питома вартість виведення збережеться на рівні традиційних ОРН (в припущенні, що вона визначається вартістю виготовлення РН).

Важливою особливістю традиційних рідинних або гібридних РН з витискною подачею є низька маса і вартість ДУ і висока маса баків (гібридний двигун розглядається як бак із твердим паливом, оснащений соплом; маса цього сопла приймається за масу двигуна). Ця висока маса спричиняється високим тиском в баці і, особливо, великою кількістю газів наддуву. Результати порівняння традиційних рідинних або гібридних РН з витискною подачею і ОСРН проілюстровані на рис. 4. Оскільки (з позиції проєктанта) РН з рідинними ДУ і з витискною подачею відрізняються від гібридних РН з витискною подачею, в основному, лише дещо більшою кінцевою масою бака пального (у гібридній РН він не вміщує газів наддуву), то, з цієї причини, ці обидва типи РН представлені на рис. 4 однією кривою (за однакової кількості ступенів). Прийняті параметри ОРН традиційного влаштування наведені в таб. 4, а параметри СРН наведені вище в таб. 3.

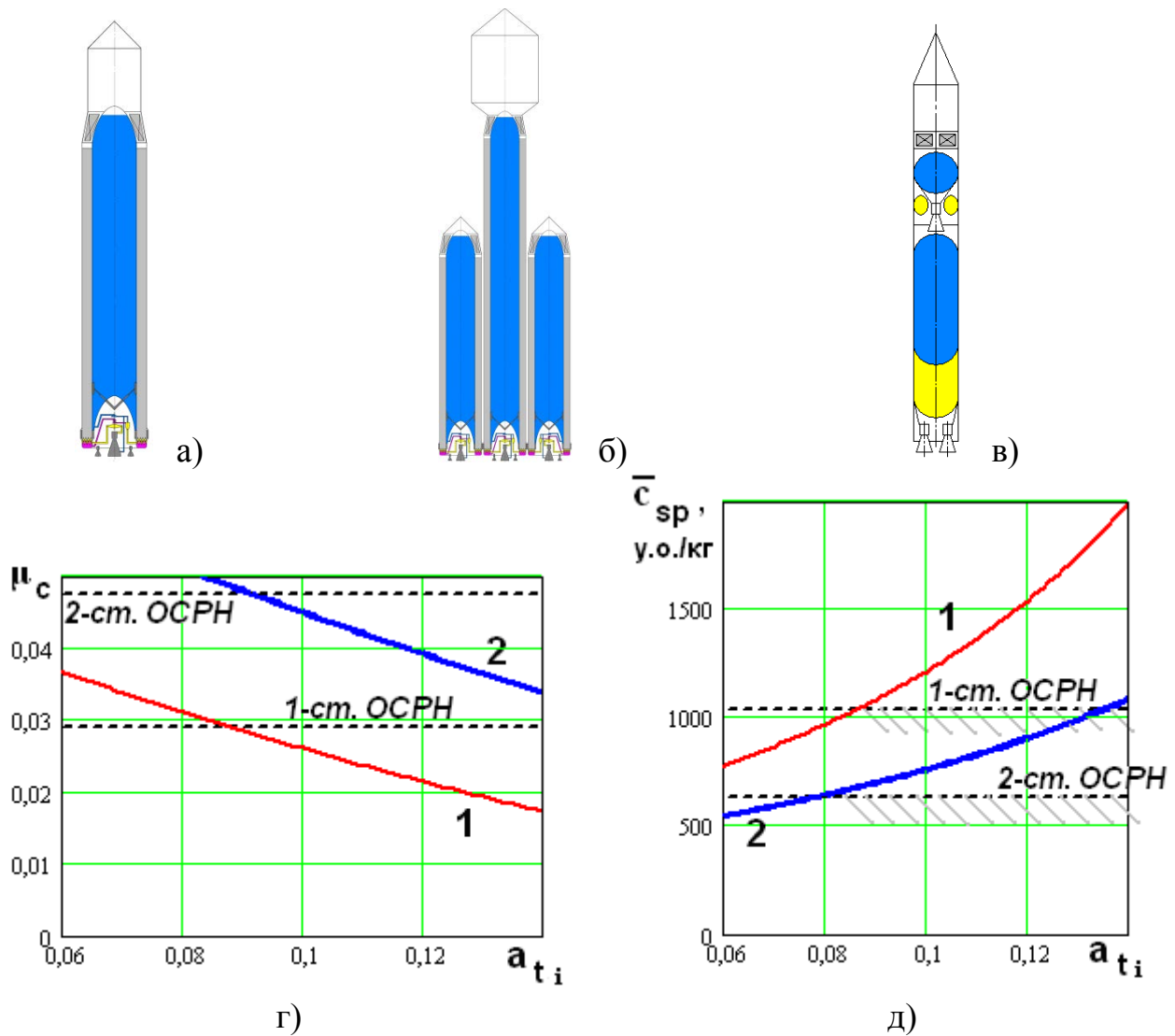


Рис. 3 – Порівняння 1-ступеневих і 2-ступеневих ОСРН з одноразовими традиційними 2-ступеневими РН з насосною подачею палива (штриховкою показані області доцільного застосування СРН):

- а – 1-ступенева ОСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- б – 2-ступенева ОСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- в – 2-ступенева одноразова традиційна РН з РРД і ТНА;
- г – залежність відносної корисної маси від відносної маси баків;
- д – залежність питомої вартості виведення від відносної маси баків;
- 1 – традиційна РН з паливом кисень-вуглеводень на обох ступенях;
- 2 – традиційна РН з паливом кисень-вуглеводень на 1-му ступені і кисень-водень на 2-му ступені

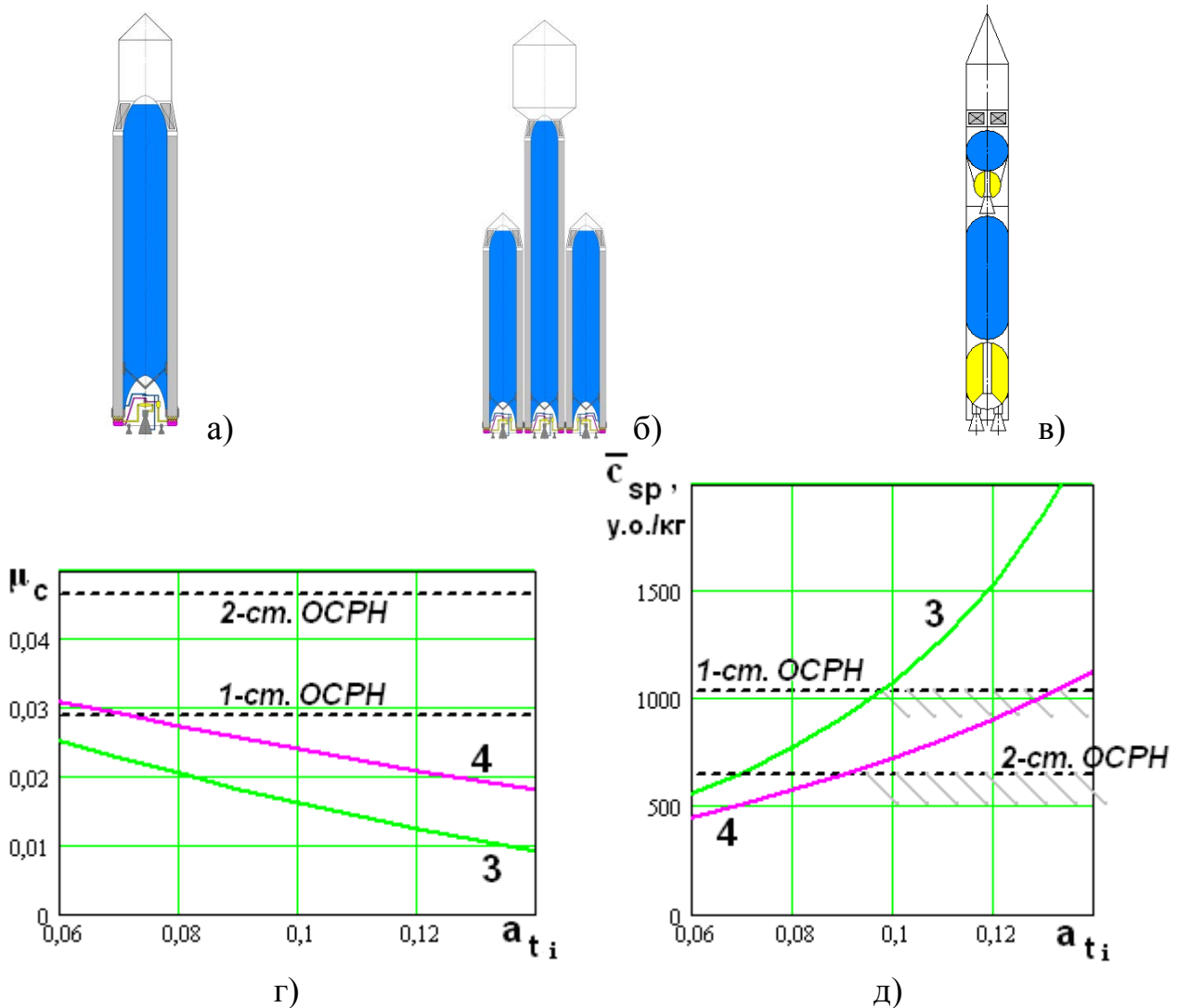


Рис. 4 – Порівняння 1-ступеневих і 2-ступеневих ОСРН з одноразовими традиційними рідинними або гібридними кількоступеневими РН з витискною системою подачі (штриховкою показані області доцільного застосування СРН):

- а – 1-ступенева ОСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- б – 2-ступенева ОСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- в – кількоступенева одноразова традиційна РН з витискною подачею, з рідинною або гібридною ДУ на вуглеводневому паливі;
- г – залежність відносної корисної маси від відносної маси баків;
- д – залежність питомої вартості виведення від відносної маси баків;
- 3 – 2-ступенева традиційна РН;
- 4 – 3-ступенева традиційна РН.

Якщо масова характеристика $a_{ti} = 0,1 \dots 0,14$ згідно таб. 4 відповідає ОРН з витискними системами подачі середнього і легкого класів (очевидно, що розглядати такі РН у важкому класі немає сенсу через їхню масову недосконалість), тоді із порівняння, представленого на рис. 4, впливає наступне.

1. 1-ступеневі і 2-ступеневі ОСРН матимуть питомий корисний вантаж в кілька разів (від 1,5 до 4-х) більший, ніж 2-ступеневі і 3-ступеневі ОРН з витискною подачею.

2. 2-ступеневі ОСРН матимуть меншу питому вартість виведення приблизно в 2,5 рази (при $a_{ti} = 0,12$) ніж 2-ступеневі традиційні ОРН з витискною подачею і приблизно в 1,5 рази (при $a_{ti} = 0,12$) ніж 3-ступеневі традиційні ОРН з витискною подачею. Разом з тим 1-ступенева ОСРН матиме приблизно в 1,5 рази меншу вартість виведення, ніж 2-ступенева ОРН з витискною подачею (при $a_{ti} = 0,12$), і приблизно таку ж саму питому вартість виведення, як 3-ступенева ОРН з витискною подачею (при $a_{ti} = 0,12 \dots 0,14$).

3. Таким чином, загальний висновок, що випливає із порівняння ОСРН і традиційних ОРН з витискною подачею є подібним до того висновку, що був зроблений вище в результаті порівняння ОСРН і традиційних ОРН з ТНА: 2-ступенева ОРН хоча й забезпечує значне зниження питомої вартості виведення, але при цьому зберігає витрати на зони падіння використаних частин РН, натомість 1-ступенева ОСРН дозволяє позбутись витрат на зони падіння, але лише в ряді випадків знижує питому вартість виведення.

Таблиця 4

Масово-енергетичні параметри РБ з витискною подачею палива кисень-вуглеводень

Параметр	Тип РБ	
	Рідинний	Гібридний
a_{ti}	0,10...0,14	0,10...0,14
a_{gi}	0,005	0,005
a_{si}	0,01	0,01
γ_{ei}	0,0012 ¹⁾	0,0012 ¹⁾
w_i , м/с	3100 ²⁾	3100 ²⁾
n_{0i}	1,2	1,2

¹⁾ Приймається, що відносна маса двигуна для РН з витискною подачею дорівнює одній десятій частині маси традиційного турбонасосного двигуна.

²⁾ За нашою теоретичною оцінкою така швидкість витікання продуктів згоряння властива для двигунів з тиском в камері згоряння 5...7 МПа.

2.3 Порівняння спалимих і традиційних багаторазових ракет-носіїв

Згідно з [5] формула (11) для кількоступеневої БРН з послідовним розташуванням ступенів набуває вигляд:

$$\mu_c = \prod_{i=1}^N \frac{\mu_{k_i} - \bar{\alpha}_i - \bar{\beta}_i n_{0i}}{1 - \bar{\alpha}_i} \quad (21)$$

де

$$\bar{\alpha}_i = \frac{a_{t_i} + a_{g_i} + a_{s_i}}{1 + a_{t_i} - a_{r_i}}; \quad \bar{\beta}_i = \frac{\gamma_{e_i}}{1 + a_{t_i} - a_{r_i}}; \quad (22)$$

a_{ri} – відносна маса засобів рятування i -го ступеня.

Тоді з урахуванням (16) для кількаступеневої БСРН з послідовним розташуванням ступенів:

$$\mu_c = \left[\frac{\exp\left(-\frac{V_{eq}}{Nw_i}\right) - \bar{\alpha}_i - \bar{\beta}_i n_{0i}}{1 - \bar{\alpha}_i - \bar{\beta}_{i+1} n_{0_{i+1}}} \right]^N. \quad (23)$$

Формула (18) для БРН запишеться у вигляді

$$\bar{C}_{RLV} = \sum_{i=1}^N \left[\bar{c}_{p_i}(1-\mu_{k_i}) + \bar{c}_t(1-\mu_{k_i})a_{t_i} + \bar{c}_e n_{0_i} \gamma_{e_i} + \right. \\ \left. + \bar{c}_g(1-\mu_{c_i})a_{g_i} + \bar{c}_s(1-\mu_{c_i})a_{s_i} + \right. \\ \left. + \bar{c}_r(\mu_{k_i} - \mu_{c_i})a_{r_i} \right] M_0 \prod_{j=0}^{i-1} \mu_{c_j}. \quad (24)$$

Порівняймо одноступеневу БСРН та двохступеневу БРН традиційного влаштування (її РБ першого ступеня здійснює парашутно-реактивну посадку у віддаленому від місця старту районі, а РБ другого ступеня повертається з орбіти і приземлюється за допомогою парашутно-реактивної системи в районі старту). З урахуванням даних із [5] прийmemo параметри засобів рятування, наведені в таб. 5. Приймемо, що кратність використання багаторазових елементів k однакова для всіх РН, що порівнюються, і задля спрощення порівняння дорівнює 1 (в подальшому при потребі розглянути випадок з $k > 1$ достатньо отримане значення $\bar{c}_{sp}$ поділити на k). Використовуючи формули (21) – (24), таб. 3 і 5, отримаємо результати, показані на рис. 5.

Таблиця 7.5

Масові параметри засобів рятування багаторазових РБ і СА

Параметр	Спосіб рятування РБ або СА		
	Парашутно-реактивне приземлення РБ 1-го ступеня	Криланий спуск з орбіти і парашутно-реактивне приземлення РБ 2-го ступеня	Балістичний спуск з орбіти і парашутно-реактивне приземлення СА
a_{ri}	0,1	0,5*	0,3

¹⁾ Збільшення маси засобів рятування 2-го ступеня традиційної БРН пояснюється збільшенням теплозахищеної поверхні порівняно із балістичним СА.

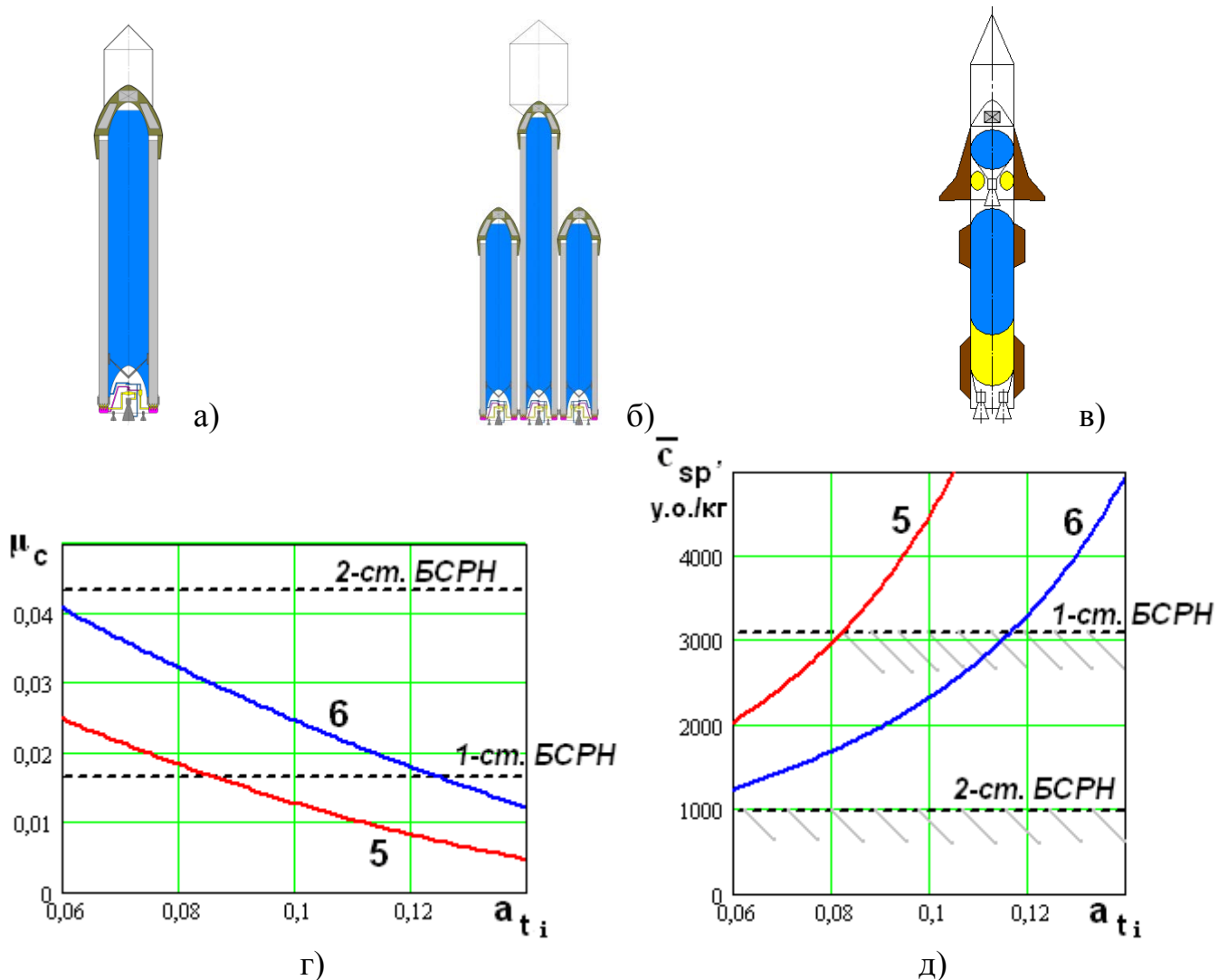


Рис. 5 – Порівняння 1-ступеневих і 2-ступеневих БСРН з традиційними 2-ступеневими БРН, що мають РРД і ТНА, при кратності використання $k = 1$ (штриховкою показані доцільні області застосування БСРН):

- а – 1-ступенева БСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- б – 2-ступенева БСРН на паливі перекис водню – поліетилен;
- в – 2-ступенева БРН традиційного влаштування;
- г – залежність відносної корисної маси від відносної маси баків;
- д – залежність питомої вартості виведення від відносної маси баків;
- 5 – традиційна БРН з паливом кисень-вуглеводень на обох ступенях;
- 6 – традиційна БРН з паливом кисень-вуглеводень на 1-му ступені і кисень-водень на 2-му ступені.

Приймемо, що традиційні повністю багаторазові РН через підвищений запас міцності матимуть доволі низьку масову досконалість, яка характеризуватиметься $a_{ti} = 0,10 \dots 0,14$. Тоді порівняння багаторазових РН різних типів дає підстави зробити наступні висновки, які є особливо сприятливими для СРН. Зауважимо, що при цьому порівнянні кратність використання всіх багаторазових РБ або частин РБ вважається рівною одиниці. Таке припущення спрощує розрахунки і не впливає суттєво на результати.

1. У всьому діапазоні порівняння 2-ступенева БСРН має кращі характеристики, ніж обидві розглянуті традиційні БРН: відносна корисна маса БСРН вища приблизно в 2...9 разів, а питома вартість виведення, яку вона обумовлює, є нижчою приблизно в 2...13 разів. Важливо, що, на відміну від порівняння одноразових носіїв, БСРН є кращою за традиційну БРН не тільки в середньому й легкому, але також і у важкому класі, оскільки традиційні БРН з $a_{ci} < 0,08$ навряд чи можливі.

2. Дещо гірші, але також високі характеристики має 1-ступенева БСРН: вона забезпечує питому вартість виведення в 1,5...4 рази меншу порівняно з 2-ступеневою БРН на вуглеводневому паливі і приблизно таку ж (при $a_{ci} = 0,14$), або на одну третину більшу (при $a_{ci} = 0,10$) питому вартість виведення порівняно з 2-ступеневою БРН на вуглеводнево-водневому паливі.

3. Таким чином, загальний висновок, що впливає із порівняння багаторазових СРН і традиційних багаторазових РН в основному є також подібним до того висновку, що був зроблений вище в результаті порівняння одноразових СРН і традиційних одноразових РН: 2-ступенева БСРН забезпечує значне зниження питомої вартості виведення (в 2...9 разів), але при цьому зберігає витрати на зони падіння її відпрацьованих частин, натомість 1-ступенева БСРН дозволяє позбутись витрат, на зони падіння і, в ряді випадків, знижує питому вартість виведення. Крім того, при однаковій кратності використання перевага 1-ступеневої БСРН над традиційною 2-ступеневою БРН визначатиметься також відсутністю витрат, пов'язаних з ремонтно-відновлювальними роботами для повторного використання РБ першого ступеня, і поверненням його до місця старту. Взагалі, врятування і повернення на місце старту порівняно невеликого СА, що буде мати місце при використанні 1-ступеневої БСРН, виглядає задачею значно простішою (і вже розв'язаною для пілотованих КА), ніж врятування всього РБ з великогабаритними баковими відсіками. Відомо, що складними і до цього часу нерозв'язаними задачами є м'яка посадка такого РБ в разі приземлення, або поновлення придатності до роботи РРД в разі його приводнення.

3 Висновки

Шляхом порівняння теоретичних характеристик спалимих і традиційних РН визначено, що за допомогою спалимих РН можливо розв'язати актуальну задачу сучасного космічного транспортування – зниження питомої вартості виведення на низьку навколоземну орбіту – більш ефективним способом, ніж за допомогою традиційних РН.

2. Найсуттєвіше – на порядок – зниження питомої вартості виведення в порівнянні із традиційною 2-ступеневою ОРН на вуглеводневому паливі здатна забезпечити 2-ступенева багаторазова СРН при 10-кратному повторному використанні. Це зниження в 3 рази перевершує аналогічний показник, що може бути досягнутий кращою

традиційною багаторазовою РН з тією ж кратністю повторного використання, крім того, спуск з орбіти і врятування багаторазової ДУ спалимої РН є вже розв'язаною і значно простішою задачею, ніж врятування цілого РБ традиційної рідинної РН, яке на сьогодні ще не відпрацьовано.

Зниження питомої вартості виведення більше ніж в 3 рази в порівнянні із традиційною 2-ступеневою ОРН на вуглеводневому паливі здатні забезпечити 1-ступенева БСРН і традиційна 2-ступенева багаторазова РН (при 10-кратному повторному використанні), але при цьому СРН не потребуватиме витрат на зони падіння відпрацьованих частин, отже на відміну від традиційної РН матиме не тільки економічні переваги, але й експлуатаційні, такі як ширший вибір місць і напрямків пусків.

Бібліографічні посилання

1. Small Launch Vehicle – Wickman Company [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.space-rockets.com/>. – 20.08.2008.
2. Solar Power Satellites and Spaceplanes [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.reactionengines.co.uk>. – 20.03.2010.
3. SpaceDev SpaceShipOne [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.spacedev.com/>. – 20.08.2008.
4. Space-X.com – Falcon. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.spacex.com/>. – 20.08.2009.
5. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учеб. для технич. вузов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.И. Щеверов; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
6. Ємець, В.В. Доцільні області застосування ракет-носіїв із спалимими поліетиленовими баками [Текст] / В.В. Ємець // Космічна наука і технологія. – 2008. – Т 14, № 1. – С. 17-24.
7. The Physics of Space Security. Section 8: Getting Things into Space: Rockets and Launch Requirements [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.amacad.org/publications>. – 15.03.2009
8. Bille, M. Practical Microsat Launch Systems: Economics and Technology. AIAA/USU Conference on Small Satellites [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_03/kane_mls/kane.mls.pdf. – 20.08.2008.

Надійшла до редколегії 20 жовтня 2015 р.

УДК 629.783:681.3

Т. В. Лабуткина, А. А. Тихонова, А. В. Борщёва,
Р. С. Косый, А. И. Лукашевич

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ СПУТНИКОВОЙ СЕТИ КОММУТАЦИИ ПАКЕТОВ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ РАЗНОЙ ТОЧНОСТИ

Предложен подход к имитационному моделированию спутниковой сети коммутации пакетов на основе сочетания двух моделей разной точности. Представлена реализация этого подхода в трех модификациях имитационной модели спутниковой сети.

Ключевые слова: имитационная модель, спутниковая сеть коммутации пакетов, спутниковая система с разновысотными орбитальными группировками, топология сети, нагрузка в узле сети, процесс размножения и гибели, маршрутизация в сети коммутации пакетов.

Запропонований підхід до імітаційного моделювання супутникової мережі комутації пакетів на основі поєднання двох моделей різної точності. Представлена реалізація цього підходу у трьох модифікаціях імітаційної моделі супутникової мережі.

Ключові слова: імітаційна модель, супутникова мережа комутації пакетів, супутникова система із різновисокими орбітальними угрупованнями, топологія мережі, навантаження вузла мережі, процес розмноження та загибелі, маршрутизація в мережі комутації пакетів.

The approach to simulation modelling of a packet switching satellite network on the basis of a combination of two models of different exactitude is offered. Embodying of this approach in three modifications of the simulation model of a satellite network is presented.

Keywords: simulation model, packet switching satellite network, satellite system with different heights orbital groups, network topology, load of a network node, process of reproduction and dying out.

Введение. В настоящее время все более активно исследуются различные концепции спутниковых систем связи с техникой коммутации пакетов. Перспективный вариант этих систем – система, в которой реализованы линии связи между космическими аппаратами. В таких системах сеть связи поднята

© Т. В. Лабуткина, А. А. Тихонова, А. В. Борщёва, Р. С. Косый, А. И. Лукашевич, 2015

над Землей, узлы сети (космические аппараты) совершают орбитальное движение. При этом структура сети с точки зрения обеспечения покрытия земной поверхности остается неизменной, но узлы сети, через которые наземный пользователь может войти в сеть с территории своего местонахождения, – меняются. Основной недостаток подобных систем – сложность реализации межспутниковых связей, а также сложность перенесения технологий сети интернет в спутниковую сеть с подвижной структурой и нестабильной топологией. Однако ряд преимуществ этих систем, которые отмечены, например, в работах [1-8], продолжает привлекать к ним внимание разработчиков. Сравнивая эти системы с системами без межспутниковых линий на тех же высотах и с той же территорией обслуживания, следует отметить возможность использовать меньше космических аппаратов в орбитальном сегменте и меньше служебных станций наземного сегмента системы, а также возможность обеспечить доступ пользователей в сеть практически из любой точки Земли. Использование межспутниковых линий в глобальных многоспутниковых системах позволяет осуществлять управление космическими аппаратами орбитального сегмента и спутниковой сетью, передавая команды управления по межспутниковым линиям. Наиболее эффективны методы реализации межспутниковых связей – на основе программно управляемых лучей фазированных антенных решеток или оптических линий связи.

Наиболее общий вариант спутниковой сети с межспутниковыми линиями, – сеть, в орбитальном сегменте которой можно выделить несколько разнорысотных орбитальных группировок космических аппаратов (рис. 1) [7,9]. В одну группировку входят космические аппараты на однородных номинальных орбитах (в общем случае можно рассматривать вариант эллиптических орбит). Под однородными номинальными орбитами группировки спутников будем понимать такие, на которых у космических аппаратов значения эксцентриситета, высоты перигея, наклона орбиты и аргумента перигея одинаковы для всех космических аппаратов. Будем называть часть спутниковой сети, узлами которой являются космические аппараты одной орбитальной группировки, сегментом сети. В нормальном режиме функционирования космический аппарат спутниковой сети постоянно включен в структуру сети, – реализует несколько связей с другими космическими аппаратами. Связь в системе с разнорысотными орбитальными группировками организована как между космическими аппаратами одной группировки, так и между космическими аппаратами различных орбитальных группировок (межсегментные связи).

Особенность большинства спутниковых систем связи с межспутниковыми линиями, – обеспечение с принятой точностью неизменной угловой ориентации космических аппаратов. Межспутниковые связи стабильно ориентированного космического

аппарата целесообразно разбить на шесть типов (рис. 1а), которые можно подразделить на три группы [10,11]: 1) связи первой группы – межсегментные (связи типа 1 космический аппарат может реализовывать с космическими аппаратами более высокого сегмента, связи типа 2 – с космическими аппаратами более низкого сегмента); 2) связи второй группы реализуются с космическими аппаратами находящимися в одном сегменте в боковых плоскостях (связь типа 3 – с космическим аппаратом в боковой плоскости слева, связь типа 4 – с космическим аппаратом в боковой плоскости справа); 3) связи третьей группы устанавливаются с космическими аппаратами в одной номинальной плоскости (связь типа 5 с космическими аппаратами, находящимися впереди по ходу движения, связь типа 6 – с космическими аппаратами, находящимися сзади).

Для задания направления линии связи в работе [10] предложен

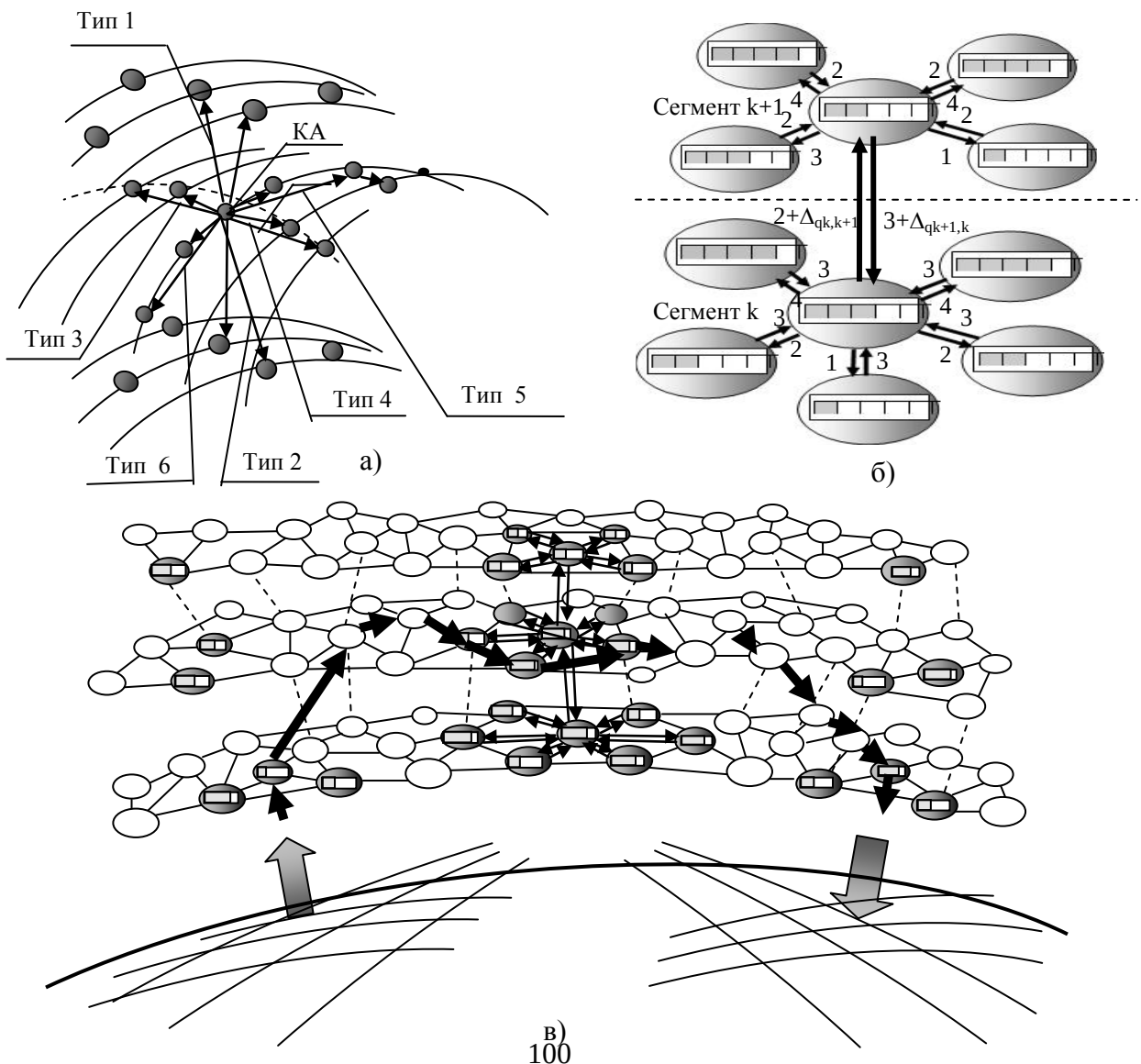


Рис. 1. К пояснению моделирования процессов в сети: а) типы связей; б) нагрузка в узлах сети; в) общее представление сети.

следующий подход. Направление линии связи от j -го к i -му космическому аппарату предложено задавать двумя углами (A_q и γ_q), которые различаются в зависимости от группы связей q . Для определения углов A_q и γ_q вводится в рассмотрение опорная плоскость, в качестве которой рассматривается одна из плоскостей барицентрической орбитальной системы, связанной с j -ым космическим аппаратом. Угол A_q отсчитывается против часовой стрелки в опорной плоскости от положительного направления младшей из осей барицентрической орбитальной системы координат, принадлежащих этой плоскости. Диапазон значений угла A_q – от 0 до 360 градусов. Угол γ_q представляет собой абсолютное значение угла между опорной плоскостью и направлением на космический аппарат, с которым реализуется связь. Диапазон значений угла γ_q – от γ_{grq} до 90 градусов, где γ_{grq} определяется из конструктивных особенностей космического аппарата и устройства, реализующего связь.

При создании сетей коммутации пакетов (в том числе спутниковых) широко используется их имитационное моделирование. Имитационные модели необходимы как для исследования концептуальных решений при разработке новых вариантов таких сетей, так и при выборе номинальных значений параметров сети и законов управления сетью на этапах проектирования конкретных реализаций сетей, адаптированных к условиям эксплуатации. Это обусловлено тем, что сеть коммутации пакетов относится к классу сложных систем, и показатели ее функционирования зависят от множества взаимосвязанных внутренних процессов. Статистическая обработка результатов наблюдения имитационной модели сети коммутации пакетов дает возможность получить численные значения показателей ее функционирования. Данная работа посвящена вопросам создания имитационных моделей спутниковых сетей коммутации пакетов.

Анализ существующих подходов к имитационному моделированию сетей коммутации пакетов (в том числе – спутниковых). При проектировании сложных систем, в том числе сетей коммутации пакетов, необходимы имитационные модели различной точности [12]. Глубокий анализ проектируемого объекта предполагает использование имитационных моделей, которые воспроизводят его с высокой степенью подробности. Начальные этапы проектирования требуют использования упрощенных имитационных моделей для быстрого анализа основных показателей функционирования объекта при различных вариантах номинальных значений его параметров и вариации условий эксплуатации в заданных пределах.

Условно разобьем имитационные модели сетей коммутации пакетов на точные и упрощенные. К точным моделям будем относить такие, в которых сетевые процессы имитируются с точностью до длительностей пакетов, входящих в сеть, и их адресации. Степень адекватности точной модели зависит от того, учтена или не учтена при воспроизведении сетевых процессов архитектура сети в соответствии с уровнями эталонной модели взаимодействия открытых систем, учитываются или не учитываются при моделировании нагрузки типы пакетов передаваемых данных и категории пользователей, от которых они поступают. К упрощенным имитационным моделям сетей коммутации пакетов будем относить такие, в которых учтено введенное Л. Клейнроком [12] допущение об изменении случайным образом длительности пакета при движении его от узла к узлу. Будем полагать, что в упрощенных моделях процессы моделируются с точностью до значений параметров потоков сетевой нагрузки [13].

Очевидно, полные имитационные модели позволяют исследовать множество взаимосвязанных сетевых задач. Упрощенные модели зачастую «узконаправленны», они предназначены для исследования одной-двух сторон моделируемого объекта. В частности, – для анализа взаимосвязанных процессов изменения нагрузки в узлах сети и маршрутизации данных.

Описание рассматриваемого класса задач, формулировка проблемы и определение подхода к решению. Как отмечалось выше, основная задача моделирования сети – получить по данным наблюдения имитационной модели показатели функционирования сети (в том числе показатели загруженности узлов сети, усредненные характеристики маршрутов данных в сети, пропускную способность сети и другие). Однако можно выделить еще один класс задач. При разработке программного и алгоритмического обеспечения узлов сети (в спутниковой сети эти узлы – комические аппараты), при исследовании методов маршрутизации данных в сети может быть необходим подробный анализ функционирования отдельных составляющих сети или выделенных процессов в сети. Для решения таких задач могут быть использованы достаточно подробные имитационные модели сетей, в которых реализуется моделирование с высокой точностью для всех структурных составляющих и сетевых процессов (в их полной взаимосвязи). Однако такой подход потребует существенных затрат времени на моделирование.

Эффективным приемом при исследовании выделенных процессов функционирования сети может быть использование имитационных моделей, представляющих собой комбинацию имитационных моделей разного уровня точности. В частности, в данной работе представлен подход к имитационному моделированию процессов в спутниковой сети коммутации пакетов на основе совместного использования двух

имитационных моделей разной точности. Одна из них (назовем ее фоновой моделью) представляет собой упрощенную модель всей сети. В этой модели реализован упрощенный подход к моделированию текущей топологии сети и изменению нагрузки в узлах сети при адаптивной к нагрузке маршрутизации данных. Вторая модель согласно введенной классификации относится к точным имитационным моделям. Она используется для анализа выделенных сетевых процессов, как бы «накладывается» на упрощенную (фоновую) модель сети. Фоновую модель сети при этом можно рассматривать как моделирование среды, в котором функционирует объект, моделируемый с более высокой точностью.

Цель статьи. Представить три разработанные модификации имитационной модели комбинированной (двухуровневой) точности, предназначенной для анализа выделенных процессов в спутниковой сети. Первая модификация предназначена для воспроизведения маршрутизации данных и управления линиями связи в узле сети, в которой к сетевой нагрузке адаптивна и маршрутизация данных, и топология сети. Вторая и третья модификации используются для моделирования потока пакетов данных между конечными пользователями сети с заданным географическими координатами. Во второй модификации воспроизводится поток пакетов при методе маршрутизации, сочетающем в себе элементы виртуальной и дейтаграммной маршрутизации (при комбинированном методе маршрутизации), третья модификация – метод дейтаграммной маршрутизации с полной автономией принятия решения узлом спутниковой сети.

Описание имитационной модели. Далее представлено описание упрощенной (фоновой) модели и каждой из трех моделей более высокой точности, используемых совместно с фоновой.

Упрощенная (фоновая) модель сети. В этой модели можно выделить две составляющие: моделирование топологии сети и моделирование нагрузки в узлах спутниковой сети. В основе моделирования топологии сети – моделирование движения космических аппаратов. При этом для описания движения космического аппаратов использована математическая модель, которая отличается от кеплеровой только тем, что в ней учтена некорректируемая прецессия орбитальных плоскостей космических аппаратов. При необходимости могут быть также учтены периодические изменения значений орбитальных параметров, вызванные возмущающей силой, обусловленной несферичностью Земли. Расчет учитываемых возмущений в упрощенной модели предлагается осуществлять с использованием выражений, предложенных в работе [14].

Для определения текущих координат каждого j -того космического аппарата (j -того узла сети) используются текущие значения его

орбитальных параметров (эксцентриситета e_j , высоты перигея h_{pj} , наклона орбиты i_j , долготы восходящего узла Ω_j , аргумента перигея ω_j , момента времени прохождения перигея τ_j). На каждом шаге моделирования для j -того космического аппарата определяются значения его текущих координат в геоцентрической экваториальной системе, в гринвичской системе, а также в барицентрических орбитальных системах, связанных с каждым j -тым космическим аппаратом системы.

С использованием значений координат в барицентрических орбитальных системах для каждого j -того космического аппарата определяются его текущие связи с другими космическими аппаратами. Полагается, что в каждый момент времени линия связи абсолютно точно ориентирована вдоль направления между точками текущих местоположений космических аппаратов. Между двумя космическими аппаратами может быть реализована только одна линия связи. Связи дуплексные.

При определении связей используются заданные в качестве исходных данных значения n_q числа линий связи q -того типа, которые может устанавливать космический аппарат, правила выбора космических аппаратов для установления с ними связей каждого q -того типа и условия проверки ограничений на реализацию связи. Комплекс условий проверки ограничений на реализацию линии связи представлен в работе [10]. Наиболее простой подход основан на учете двух требований. Согласно первому – расстояние l_{jiq} между устанавливающими связь q -того типа j -тым и i -тым космическими аппаратами должно быть меньше заданного граничного значения l_{grq} , определяемого с использованием информации об энергетических характеристиках связи q -того типа. Второе требование, фактически определяет связь типа q , – абсолютное значение угла γ_q между опорной плоскостью для связи типа q и направлением на космический аппарат должно быть больше значения

$$\gamma_{grq} \left(\gamma_q \geq \gamma_{grq} \text{ или } \gamma_q \in \left[\gamma_{grq}, \frac{\pi}{2} \right] \right).$$

Далее для наиболее общего варианта моделируемой сети описаны правила выбора структуры связей. Космический аппарат реализует n_5 связей с космическими аппаратами, находящимися на орбите перед ним, и n_6 связей с космическими аппаратами, находящимися на орбите позади него (целесообразно $n_5 = n_6$).

Космический аппарат может реализовывать связи с космическими аппаратами одного с ним сегмента, находящимися в n_{1p} ближайших к нему плоскостях слева. При этом в каждой из этих плоскостей он

связывается с ближайшими к нему $n_{ср}$ космическими аппаратами. Таким образом, число реализуемых связей типа 4 – $n_4 = n_{гр} \cdot n_{ср}$. Рациональна реализация симметричной структуры сети. Поэтому связи с космическими аппаратами, находящимися в орбитальных плоскостях справа, определяются на основе тех же правил, которые описаны для установления связей слева: связи устанавливаются с $n_{ср}$ ближайшими космическими аппаратами в каждой из $n_{гр}$ ближайших плоскостей справа ($n_5 = n_{гр} \cdot n_{ср}$).

При определении межсегментных связей космического аппарата полагается, что он может устанавливать n_{ts} связей с космическими аппаратами каждого из m_t более высоких сегментов (таким образом $n_1 = m_t \cdot n_{ts}$) и, аналогично, n_{bs} связей с космическими аппаратами каждого из m_b более низких сегментов сети ($n_2 = m_b \cdot n_{bs}$). При моделировании фоновой сети для определения космических аппаратов в верхнем сегменте предлагается использовать один из двух наиболее простых подходов. Согласно первому, из космических аппаратов, удовлетворяющих условиям реализации связи, для связи выбираются n_{ts} с наибольшими значениями угла $\gamma_{гр1}$ между опорной плоскостью и направления на них. Такой подход обеспечивает минимальные затраты времени на воспроизведение фоновой сети. Однако структура сети в этом случае меняется достаточно быстро, что может наложить отпечаток на «накладываемую» на фоновую более точную модель, если она описывает поток данных между конечными пользователями. Второй подход предполагает, что переключение линии связи с одного космического аппарата на другой происходит, когда космический аппарат, с которым была установлена линия связи, перестает удовлетворять условиям реализации связи. Переключение линии осуществляется на тот из космических аппаратов, доступных для связи в момент переключения, который будет удовлетворять условиям реализации связи дольше других. Для реализации второго подхода в момент переключения необходима информация о том, когда космический аппарат перестает удовлетворять условиям связи. В этом случае, чтобы избежать существенных затрат времени в процессе моделирования, необходим либо предварительный расчет расписания доступности для связи космических аппаратов, либо использование достаточно быстрых методов, позволяющих в момент переключения определить момент времени ухода космического аппарата из зоны, доступной для реализации связи. В данной статье эти вопросы подробно освещаться не будут.

При моделировании нагрузки в фоновой сети предполагается, что маршрутизация табличная и осуществляется на основе алгоритма выбора пути наименьшей стоимости. Для упрощенного моделирования нагрузки

вводится понятие «состояние узла». Для этого объем накопителя условно разбивается на принятое число n_L уровней заполнения, одинаковое для каждого узла сети (рис. 1б). Полагается, что j -тый узел находится в состоянии q , если в q -том уровне накопителя есть пакеты данных, а уровень $q+1$ еще полностью пуст (то есть, узел находится в состоянии заполнения q -того уровня). Процесс изменения состояния загрузки узла моделируется как процесс размножения и гибели, то есть переход из состояния q возможен только в два соседних состояния $(q+1)$ и $(q-1)$, если q не является граничным состоянием. Состояние $q=0$ соответствует пустому накопителю. Длительности интервалов времени между сменами соседних состояний – случайные величины с экспоненциальным законом распределения, параметры которых λ_{bj} и λ_{sj} соответственно (единица измерения λ_{bj} и λ_{sj} – число смен состояния загруженности узла в единицу времени). Состояние сети в момент времени t определяют состояния загруженности всех n ее узлов. Таким образом, моделируются n потоков событий, каждый j -тый поток представляет последовательность моментов времени смены состояний j -того узла. Параметр j -того потока определяется выражением

$$\lambda_j = \lambda_{bj} + \lambda_{sj}.$$

В модели фоновой сети отсутствует воспроизведение обмена нагрузкой с наземными пользователями. Сеть полагается замкнутой. Перед началом моделирования для каждого j -того узла задается начальное состояние загруженности его накопителя q_j . Это состояние моделируется случайным образом на основе заданных показателей средней загруженности узлов сети каждого из сегментов сети, после чего «вручную» могут вноситься корректировки пользователем программной реализации имитационной модели. Предусматривается также ряд подходов к моделированию начальной неравномерности нагрузки в отдельных участках сегментов сети.

Разработаны несколько подходов к моделированию изменения нагрузки в узлах сети при адаптивной к нагрузке маршрутизации. Далее описан один из них, который эффективен при достаточно высокой загруженности узлов сети. Будем полагать, что если в узле имеется нагрузка, она постоянно выходит из него со средней скоростью λ_b . Таким образом, параметр потока изменения состояния загруженности узла в меньшую сторону вследствие выхода из него нагрузки, – $\lambda_{sj} = \lambda_b$. В фоновой модели реализован наиболее простой базовый принцип назначения стоимостей линий между соседними узлами. Исходя из того, что чем более загружен узел, тем меньше транзитной нагрузки в него направляется, стоимость s_{ij} линии, ведущей из j -того узла в соседний i -

тый узел, полагается равной состоянию q_i загрузки накопителя i -того узла ($s_{ji} = q_i$). При пустом накопителе узла стоимость ведущей в него линии полагается равной 1, как и при нахождении его в состоянии загрузки 1. Для межсегментных связей (связей между узлами, входящими в различные разновысотные сегменты сети) базовая стоимость линии, ведущей от j -того узла к i -тому (рис. 1б) корректируется добавкой Δ_{qji} ($s_{ji} = q_i + \Delta_{qji}$). Для определения значения Δ_{qji} предлагается несколько подходов: 1) величина Δ_{qji} полагается равной нулю, то есть все связи между узлами сети равноправны; 2) значение Δ_{qji} – постоянная величина с положительным или отрицательным знаком в зависимости от задачи «поощрить» межсегментные связи или «препятствовать» им (если назначенная величина Δ_{qji} с отрицательным знаком превосходит по модулю определяемую нагрузкой стоимость линии, то поправка Δ_{qji} не вносится, а стоимость линии полагается равной наименьшему возможному значению 1); 3) Δ_{qji} – переменная величина с положительным или отрицательным знаком, которая рассчитывается на основе среднего значения загрузки узлов сегмента сети, к которому она ведет.

При моделировании смены состояния загрузки узлов для каждой линии, ведущей из j -того узла в соседний i -тый узел, рассчитывается коэффициент k_{ji} , который определяет долю нагрузки, исходящей из j -того узла по направлению к i -тому. Вход нагрузки от j -того узла в соседний i -тый узел приводит к увеличению загрузки накопителя i -того узла. Принимается, что параметр изменения состояния загрузки j -того узла в большую сторону вследствие поступления

нагрузки от соседних узлов можно определить выражением $\lambda_{bj} = \sum_{i=1}^{M_j} k_{ij} \lambda_b$,

где k_{ij} – коэффициент, определяющий долю нагрузки i -того узла, поступающей в j -тый узел, а M_j – число узлов, с которыми j -тый узел реализует связи.

Расчет текущих значений k_{ji} для линий, исходящих из j -того узла в i -ый узел предлагается реализовывать на основе подхода, который на следующих рассуждениях. Чем больше стоимость линии, ведущей из j -того узла сети в соседний i -тый узел, назначаемая для реализации алгоритмов выбора кратчайших путей, тем меньше вероятность, что этот элементарный отрезок пути войдет в состав кратчайшего пути между парой любых двух узлов сети, и тем меньшая доля нагрузки будет

направлена по этому отрезку пути из j -того узла. Поэтому коэффициент k_{ji} определяется с использованием значений стоимостей s_{ji} линий, выходящих j -того узла:

$$k_{ji} = \frac{1/s_{ji}}{\sum_{v=1}^{M_j} 1/s_{jh_v}},$$

где h_v – номер узла, к которому ведет v -тая исходящая из узла линия.

Моделирование процессов в узле спутниковой сети. Пусть j -ый узел спутниковой сети выбран для более подробного воспроизведения в нем сетевых процессов при имитационном моделировании. Текущие координаты космических аппаратов и в упрощенной, и в более точной моделях определяются на основе одной и той же модели движения космических аппаратов. С использованием значений этих координат для выбранного j -того узла выполняются два относительно независимых моделирования. Во-первых, он моделируется как равноправный узел фоновой спутниковой сети на основе принятой для этой сети модели. Во-вторых, одновременно осуществляется еще одно, более подробное воспроизведение процессов в этом узле. С фоновой моделью более точную модель связывает то, что для моделирования процессов в j -ом узле используются значения текущих состояний загруженности окружающих его узлов, определенные на основе фоновой модели. Связи j -го узла с другими узлами, определенные в фоновой модели, в точной модели не учитываются и строятся заново. При определении связей j -го узла составляется расписание доступности космических аппаратов для реализации связи, в которых учитывается более полный комплекс ограничений на реализацию связи. Правила выбора космических аппаратов для связи, описанные для фоновой модели, дополнены условиями ранжирования космических аппаратов с точки зрения предпочтительности реализации с ними связей q -го типа. К числу таких условий относятся, например, сонаправленность движения связывающихся космических аппаратов (учитывается угол между векторами их скоростей), и другие. К числу показателей, определяющих выбор космического аппарата для связи, относится также уровень загруженности его накопителя. Учет последнего признака для узлов спутниковой сети позволит строить топологию сети, адаптивную к нагрузке.

Используя значения текущей загруженности узлов, окружающих j -ый узел, (и, соответственно, стоимостей линий связи, входящих в узел и выходящих из узла) рассчитываются значения параметров потоков нагрузки, входящей в узел и выходящей из него. С использованием этих значений также моделируются пакеты данных, поступающие в узел, с точностью до

их длительности и вероятности адресации на исходящие из узла направления. Информация о пакете данных сохраняется с момента времени его поступления в узел до момента времени выхода из узла.

Моделирование потока данных между конечными узлами сети на основе комбинирования метода маршрутизации (сочетающего черты маршрутизации по виртуальному каналу и дейтаграммной). Далее приведено короткое описание метода, по которому маршрутизируются пакеты данных. Пусть связь через сеть осуществляют две станции, для которых заданы их географические координаты (станция-отправитель и станция-получатель). Станция-отправитель поддерживает рассчитанные для себя и для станции-получателя расписания радиовидимости космических аппаратов сети (расписание радиовидимости космических аппаратов представляет собой определенные для каждого j -го космического аппарата интервалы времени его пребывания в зоне радиовидимости наземной станции). Полагается, что время движения информации через сеть, по крайней мере, на порядок меньше средней длительности интервала времени пребывания узла сети в зоне радиовидимости наземной станции. У станции отправителя также поддерживается информация о текущей топологии сети. Информация о текущей топологии сети может рассчитываться автономно станцией отправителем на основе моделирования движения космических аппаратов и определения текущих связей между узлами, если топология сети не адаптивна к сетевой нагрузке, и установлены правила переключения связей, зависящие от взаимных положений космических аппаратов.

Для момента времени отправки пакета данных в сеть определяется список узлов, доступных для входа в сеть информации от станции отправителя (например, это узлы X, Y) и список узлов, доступных для приема информации из сети станцией получателем (например, D, U, W, Z). Для каждой пары узлов, один из которых доступен станции отправителю (назовем его узлом входа информации в сеть), а другой – станции получателю (назовем его узлом выхода информации из сети) находится путь наименьшей стоимости. Стоимость пути складывается из стоимостей элементарных линий, соединяющих узлы сети, между которыми движется информация. В данном случае она определяется без учета нагрузки в узлах сети. Стоимость каждого элементарного отрезка пути либо полагается равной 1 (находится путь с наименьшим числом отрезков пути), либо учитывает добавку стоимостей для межсегментных переходов. Для каждого из этих путей наименьшей стоимости определяются «гарантированные» границы интервала времени, в течение которого пакет, достигнувший узла выхода из сети, будет передаваться наземной станции, – $[t_{pb}, t_{pe}]$. Значение момента времени t_{pb} определяется на основе следующего выражения

$$t_{pb} = t_b + T_{es} + \sum_{k=1}^K (T_p - \Delta_{Tp} + T_o - \Delta_{To}),$$

где t_b – момент времени начала передачи пакета данных между наземной станцией и сетью, T_{es} – длительность интервала времени передачи пакета от наземной станции в сеть, K – число проходимых отрезков пути, T_p – среднее время передачи пакета по k -тому отрезку пути, T_o – среднее время ожидания пакета в узле сети, Δ_{Tp} – максимально возможное значение отклонения от среднего значения T_p , Δ_{To} – максимально возможное значение отклонения от среднего значения T_o . Значение момента времени t_{pe} определяется выражением

$$t_{pe} = t_b + 2T_{es} + \sum_{k=1}^K (T_p + \Delta_{Tp} + T_o + \Delta_{To}).$$

Если интервал времени $[t_{pb}, t_{pe}]$ принадлежит интервалу времени $[t_{rb}, t_{re}]$ нахождения узла выхода из сети в зоне радиовидимости станции получателя ($[t_{pb}, t_{pe}] \in [t_{rb}, t_{re}]$), то этот узел включается в список узлов, которым может быть отправлена информация. Пусть, из списка узлов D, U, W, Z , доступных для связи станции-получателю в момент отправки информации, сформулированному выше условию удовлетворяют узлы D, U, Z . Адреса этих узлов включаются в специальное поле пакета передаваемых данных. В узлах сети поддерживаются две маршрутные таблицы. Для их поддержания достаточно обмена информацией между узлами сети, которая реализуется методом заливки (или волновым методом). Одна маршрутная таблица определена на основе расчета кратчайших путей без учета нагрузки в сети. Информация этой маршрутной таблицы является основной для выбора дальнейшего пути следования информации. При этом согласно основной маршрутной таблице выбирается путь до того из узлов возможного назначения пакета данных (в приведенном примере до того из узлов D, U, Z), до которого путь имеет наименьшую стоимость. Если одинаковую наименьшую стоимость имеют пути до несколько узлов, то используется вторая маршрутная таблица (значения которой рассчитаны с учетом нагрузки в узлах сети). Из узлов с одинаковым показателем стоимости кратчайших путей до них выбирается тот, стоимость пути до которого согласно данным второй таблицы наименьшая.

В предлагаемой модели воспроизводится функционирование фоновой сети и моделируется непрерывный поток пакетов, поступающих в сеть от станции отправителя (момент времени начала передачи следующего пакета данных и момент времени окончания передачи предыдущего совпадают). При этом пакет определяет его длительность. Текущая информация о смоделированном пакете сохраняется от момента

его генерации, в который он попадает в сеть, до момента его выхода из сети. В частности, отслеживается его текущее состояние (передача в сеть, пребывание в узле в ожидании отправки, передача по линии связи между смежными узлами сети или передача из сети получателю). Интервалы времени передачи пакета по линиям связи определяются длительностью пакета. При попадании пакета в узел время пребывания в сети в ожидании отправки моделируется с учетом загруженности узла сети. Пакеты, поступившие в узел сети при движении между другими абонентами сети, в узле не идентифицируются. Учитывается только загруженность накопителя узла, которая определяется на основе текущего моделирования фоновой сети.

Моделирование потока данных между конечными узлами сети на основе дейтаграммного метода маршрутизацией с полной автономией принятия решения узлом спутниковой сети, учитывающим глобальную информацию о сети. Как и в описанном выше методе известны географические координаты станции отправителя и станции получателя. Станция отправитель определяет текущий список узлов сети, доступных для передачи информации в сеть. Узел для передачи пакета данных в сеть выбирается на основе ряда ранжируемых с заданными приоритетами показателей, к числу которых относятся загруженность узла, его текущая высота над плоскостью местного горизонта, сегмент сети, в который входит узел, и другие. Координаты станции получателя записываются в поле данных пакета.

Каждый узел сети моделирует на борту текущие координаты всех космических аппаратов и топологию сети. В узле поддерживается информация о текущей загруженности всех узлов сети, передаваемая по сети с помощью служебных пакетов методом заливки (или волновым методом). В соответствии с информацией о топологии сети и о нагрузке в узлах сети для каждого узла определено дерево кратчайших путей от него до каждого из узлов. Используя дерево кратчайших путей j -ого узла и данные о загруженности узлов сети, рассчитывается интервал времени $[t_{pb}, t_{pe}]$, в течение которого пакет, отправляемый из j -ого узла и достигнувший i -того будет гарантировано передан из i -того узла наземной станции. В данном случае

$$t_{pb} = t_u + \sum_{k=1}^K (T_p - \Delta_{Tp} + T_o - \Delta_{To}),$$

$$\text{а } t_{pe} = t_u + \sum_{k=1}^K (T_p + \Delta_{Tp} + T_o + \Delta_{To}) + T_{es},$$

где t_u – момент времени отправки пакета из j -ого узла, K – число отрезков пути до i -того узла в дереве кратчайших путей. Время передачи пакета по линиям связи T_p может быть определено не как среднее значение по сети, а с учетом длительности пакета, аналогично время

ожидания пакетом отправки из узла T_0 – не как среднее по сети, а с учетом загруженности узла сети, в котором будет ожидание отправки дальнейшей передачи. Такой подход позволит использовать меньшие значения Δ_{Tp} и Δ_{To} или не учитывать их вовсе. Если интервал времени выхода пакета из сети через i -тый узел принадлежит интервалу времени $[t_{rb}, t_{re}]$ пребывания этого узла в зоне радиовидимости станции получателя ($[t_{pb}, t_{pe}] \in [t_{rb}, t_{re}]$), то i -ты узел рассматривается как возможный для дальнейшей отправки информации из j -того узла. Из всех узлов, включенных в список тех, в которые информация может быть отправлена, для выхода информации из сети выбирается тот, путь до которого имеет наименьшую стоимость в дереве кратчайших путей.

Как и для описанной выше модели, в данной модели воспроизводится функционирование фоновой сети и поток данных через эту сеть между заданными конечными пользователями. Этот поток моделируется с точностью до длительностей пакетов. Информация о текущем состоянии каждого сгенерированного пакета, сохраняется от его поступления в сеть до окончания приема станцией получателем.

Выводы. Использование представленных моделей комбинированной точности не дает возможности анализа влияния выбранного метода маршрутизации или метода управления связями и потоками данных в узле сети на показатели функционирования всей сети. Однако применение этих моделей обеспечивает анализ выделенных процессов на этапах алгоритмической отработки методов управления топологией сети и потоками нагрузки в ней. Имитационная модель на основе комбинирования моделей двух уровней точности может стать полезным дополнением к точным и упрощенным имитационным моделям.

Библиографические ссылки

1. Невдяев Л.М. Персональная спутниковая связь./ Л. М. Невдяев, В.В. Смирнов – М.: Эко-трендз, 1998. – С. 238.
2. Мальцев Г.Н. Сетевые информационные технологии в современных спутниковых системах связи // Информационно-управляющие системы. – 2007. – № 1. – С. 33 – 39.
3. Низкоорбитальная космическая система персональной спутниковой связи и передачи данных / Под ред. А.И.Галькевича. – Тамбов: ООО «Издательство Юлис», 2011. – 169 с.
4. Ковалев А.М. Глобальная инфокоммуникационная сеть с использованием пикоспутников/ А.М. Ковалев, Т.Ю. Лямичева, Д.Ю. Пономарев // Современные проблемы радиоэлектроники: сб. науч. тр.. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2014. – С. 546-548.

5. Sun Zhili. Satellite networking: principles and protocols/ Zhili Sun// The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd., 2014. – 508 p.
6. Combes S. Satellite and next generation networks / S. Combes, O. Alphand, P. Berthou, T. Gayraud // QoS issues, – Journal of space communications, 20, 3-4 (2005) p.101-119.
7. Королев Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативности управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств. / Б.В. Королев. / Космическая техника и технологии № 1 (4), 2014. – С. 39-47.
8. Юрьев Р.Н. Автоматизация расчета межспутниковых линий радиосвязи. / Р.Н. Юрьев, ЗАО «Информационный космический центр «Северная корона». / ИНФОСФЕРА. Инфокоммуникационное пространство Сибири и Дальнего востока. – № 55, 2012. – С. 19-21.
9. Борщова А.В. Экологические аспекты использования спутниковых сетей связи с разнорысотными орбитальными группировками, глобализация спутниковых систем./ О.В. Борщова, Т.В. Лабуткина, А.А. Тихонова // Наукові читання «Дніпровська орбіта – 2015»: Збірник доповідей. – Дніпропетровськ, НЦАОМ, 2015. – С. 104-107.
10. Борщова А.В. Моделирование кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети с разнорысотными орбитальными группировками. / О.В. Борщова, Т.В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XVII 2015. – С. 9-25.
11. Labutkina T.V. Kinematic Models of Communication Lines «Space Vehicle –Space Vehicle» and «Space Vehicle – Surface Station – Space Vehicle» for Designing Satellite Systems/ T.V. Labutkina, O.M. Petrenko, V.O. Larin, V.V. Belikov // 65st International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 29 september – 3 october 2014, IAC-14-D1.6.11.
12. Шварц М. Сети связи: протоколы моделирование и анализ. / М. Шварц // М.: Наука, Гл. ред. Физ.-мат. литературы, 1992. – 608 с.
13. Labutkina T.V. A Simulation Model of a Satellite Data Transmission Network. / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov, S.Y. Kondous, Y.V. Bezruchko // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, October 2003. Article IAC-04-U.3.b.04.
14. Основы теории полета космических аппаратов. / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихоновой. – М : Машиностроение, 1972.

УДК 658.5

В.Н. Михалевский, А.В. Птиченко, А.Я. Можаров,
В.А. Таран, И.В. Седых

НАЧАЛО РЕАЛЬНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА, ИЛИ ЧТО МОГУТ И ЗАЧЕМ СОЗДАНЫ PLM СИСТЕМЫ

Изложен опыт применения высоких технологий для проектирования, изготовления сложных инженерных наукоемких систем и изделий. Рассмотрены производственные проблемы больших предприятий, возникающие при автоматизации производства.

Ключевые слова: автоматизация производства, расчетный модуль, базовый инженерный элемент, PLM система.

Викладено досвід застосування високих технологій для проектування, виготовлення складних інженерних наукоємких систем і виробів. Розглянуто виробничі проблеми великих підприємств, що виникають при автоматизації виробництва.

Ключові слова: автоматизація виробництва, розрахунковий модуль, базовий інженерний елемент, PLM система.

Experience in the use of high technology for the design, manufacture of complex engineering systems and high technology products. We consider the problem of large industrial enterprises, arising in automation.

Keywords : automation, billing module, the basic element of engineering, PLM system.

Введение. Начало серьёзной работы большинства администраций по реформированию старых производств начинаются, как правило, после многократных, неутешительных и негативных результатов своей производственной деятельности. Переход из плановой, командно-директивной экономики в экономику рыночную высветил множества производственных проблем и вопросов, связанных с технологической отсталостью, длительным периодом застоя и реальных процессов модернизации производства. Созданные в прошлом веке при отсутствии былой протекционистской поддержки со стороны государства, без госзаказа и солидных финансовых вливаний, они остаются в рыночной среде в достаточно трудном не комфортном экономическом положении. Такие предприятия, как правило, имеют сходные инфраструктуры, логистику, стиль управления, кадры, устаревшие технологии и как следствие список одинаковых проблем и вопросов, которые являются системными. Назовём некоторые из них:

1. Неэффективность управления в проектах во время разработки новой продукции;

2. Низкая скорость выведения нового продукта на рынок;
3. Постоянный срыв сроков разработки и производства продукции;
4. Большие затраты на содержание конструкторских бюро (КБ);
5. Низкая скорость разработки изделий и внесения изменений в конструкторско-технологическую документацию (КТД);
6. Проблемы кооперации конструкторских бюро и производственных подразделений;
7. Низкое качество разрабатываемой и производимой продукции;
8. Несоблюдение требований маркетинга и производства при проектировании;
9. Ориентированность сотрудников компании на показатели объёма (система мотивации по типу «чем больше – тем лучше»).

Причины описанных выше явлений очевидны и они не требуют больших объяснений. Но во многих случаях, в силу объективных и субъективных причин, некоторые организации усугубляют своё экономическое положение путём проведения бессистемной, частичной модернизации производства собственными силами, с помощью непроверенных, самодельных, несертифицированных технологий. Результаты подобных нововведений прогнозировать не трудно. После многолетних попыток модернизации производства, предприятия, по сути, остаются на прежних позициях либо увеличивают количество нерешённых, проблемных вопросов, которые со временем могут перейти в новые, дополнительные проблемы. Как правило, подобные «инновации» базируются на «трёх китах» профессионального невежества и ошибочных представлений современных рыночных процессов в экономике. Охарактеризуем наиболее распространённые явления, с которыми может столкнуться или уже столкнулись модернизируемые производства:

1. **Прожектёрство** – администраторам, топ менеджерам различных учреждений, производствам; прожектёр предлагает множество различных, дорогостоящих, трудно осуществляемых, либо невыполнимых проектов. У прожектёров завидная и неиссякаемая энергия, а также масса грандиозных идей, не имеющих ничего общего с реальными потребностями организации и производства;
2. **Некомпетентность** – может проявляться при отсутствии положительных результатов на протяжении длительного времени у лиц с повышенной самооценкой, но отсутствием необходимого образования и знаний для конкретных действий или производственных функций;
3. **Профанация** – в современном понимании это искажение (порой намеренное) изначального понимания либо восприятия какой-либо идеи. Данный термин является научным и применяется в таких науках, как естествознание, теория управления и кибернетика.

Как пример к вышеперечисленным пунктам можно привести распространённый, но не единичный факт, что на многих не реформированных предприятиях с увеличением количества новейшего оборудования, дорогостоящих техники, технологий одновременно и в значительной степени возрастают такие экономические составляющие как **трудоемкость** и **себестоимость** выпускаемой продукции. Автоматически с этими показателями увеличивается **рыночная цена** будущего товара. И это является первым признаком некомпетентности идеологов служб, департаментов отвечающих за новые технологии производства. Отсутствие понимания рыночных законов нивелирует самые передовые знания, идеи, лучшие технологии, а создаваемая продукция автоматически попадает в разряд **неконкурентоспособных**. Конкурентоспособность является ключевым и главным фактором, основным мотивом товаропроизводителя, позволяющим предложить покупателю свою продукцию, с надлежащим **качеством**, с расчётом на гарантируемую прибыль после продажи своего товара. Отсутствие конкурентоспособности проектируемой, изготавливаемой продукции делает выполняемый труд бессмысленным или заведомо убыточным.

Учитывая, что промышленное изготовление любого товара процесс трудоёмкий, многоуровневый и технологически сложный, производитель всегда должен знать, какими техническими, финансовыми, материальными или другими средствами может выполнить контрактные, договорные обязательства для заказчика. Это есть необходимый расчётный ресурс производства, который формируют стоимость будущей продукции. В свою очередь сама **стоимость** является главным экономическим стимулом, критерием, которая влияет на характер производства всей выпускаемой продукции. Современный рыночный производитель благодаря новым технологиям всегда обладает достаточными знаниями своих располагаемых ресурсов, производственных возможностей и с большой точностью уверенно может указать **цену** будущего **проекта**, готового **изделия**, а также **время** его выполнения.

Цена выпускаемого **изделия** является основополагающим экономическим фактором рыночной экономики. При этом стоимость изделия не должна превышать стоимость аналогичного изделия конкурирующей организации. В противном случае фирма – подрядчик при подписании контракта с последующим его выполнением очень сильно рискует остаться без надлежащей доли своей прибыли. Именно с этой целью современные рыночные производители вкладывают значительные средства в новые технологии, обеспечивающие **глобальный контроль** над выпускаемым изделием. Собственно такая идея подтолкнула создателей современных технологий к идеологии систем производства с **аббревиатурой PLM. PLM (англ. Product Lifecycle Management)** – управление жизненным циклом изделий. Иными

словами, **PLM** – это рыночный подход, основанный на централизации всей информации об изделиях в **конкурентоспособном едином информационном пространстве**. Рассмотрим главные этапы управления жизненным циклом производимых изделий:

1. Маркетинговые исследования
2. Проектирование продукта
3. Планирование и разработка процесса
4. Закупка
5. Производство или обслуживание
6. Проверка
7. Упаковка и хранение
8. Продажа и распределение
9. Монтаж и наладка
10. Техническая поддержка и обслуживание
11. Эксплуатация по назначению
12. Послепродажная деятельность
13. Утилизация и (или) переработка

Основными компонентами PLM-системы являются:

1. **PDM** – система (PDM — Product Data Management). Система управления данными об изделии, является технологическим диспетчером, координационным и связующим звеном всех процессов документооборота (обмена информацией и документами);
2. **CAD** – система (CAD – Computer Aided Design). Проектирование изделий;
3. **CAE** – система (CAE – Computer Aided Engineering). Инженерные расчёты;
4. **CAPP** – система (CAPP – Computer Aided Production Planning). Разработка техпроцессов;
5. **CAM** – система (CAM – Computer Aided Manufacturing). Разработка управляющих программ для станков с ЧПУ;
6. **MPM** – система (MPM – Manufacturing Process Management). Моделирование и анализ производства изделия.
7. **KM** – (Knowledge Management – «управление знаниями»). Система структурирования и извлечения повторяемой информации (справочники, нормали и пр.).

Таким образом, под **PLM**-системой мы понимаем не один супер продукт, а совокупность программных продуктов (в том числе, от разных поставщиков-производителей), которые суммарно имеют определённые технологические свойства необходимые для производства. Любая сертифицированная, рыночная **PLM**-система должна решать задачи как для создания инженерных данных (средствами **CAD/CAE/CAPP/CAM/MPM**-систем), так и задачи управления

инженерными данными (средствами PDM-системы). Как видно, ключевую роль в **PLM** играет **PDM**-система, задачей которой является предоставление нужных данных в нужное время в нужной форме в соответствии с правами доступа /1/.

Основными функциями PDM-системы являются:

1. Хранение данных и документов (включая изменения) и обеспечение быстрого доступа к ним;
2. Электронный документооборот (управление процессами проектирования);
3. Управление структурой изделия, включая управление конфигурацией;
4. Ведение классификаторов и справочников.

Наиболее типичные задачи, решаемые при помощи PDM - систем:

1. Электронный архив документации (конструкторской, технологической, организационно-распорядительной, проектной, нормативно-технической);
2. Электронный документооборот (согласование данных и документов, контроль исполнения);
3. Управление разработкой данных и документации (совместная работа в рабочей группе, управление составами и конфигурацией изделий);
4. Компьютерная система менеджмента качества;
5. Управление электронными справочниками (материалы, ПКИ, стандартные изделия и т.д.).

При множестве новых определений, аббревиатур, функциональных, системных разграничений необходимо признать тот факт, что продуктивная работа всех вышеперечисленных программных модулей всегда обеспечивает правильно и оптимально подобранная **PLM** система. Для обычного пользователя работа каждого модуля на программном уровне остаётся за «кадром». Главными условиями и критериями выбора **PLM** систем являются их надёжность, функциональность и комфортность в работе. Немаловажным условием в вопросе выбора **PLM** систем является их отраслевая принадлежность. Каждая система в настоящее время строго структурирована под специфичные технологические требования и задачи каждого производства. Определяющим свойством системы являются её технологические характеристики, а также её стоимость, т.е. отношение **цены продукта к эффективности и функциональной пригодности** для конкретной отрасли или производства. Так, например, для мировой аэрокосмической индустрии бесспорным, многолетним лидером является программная линейка высокотехнологичных продуктов от компании **Dassault Systemes**. В качестве основного, базового продукта (**CAD/CAE/CAPP/CAM/MPM**)

используется программный комплекс **CATIA**, для решения задач управления инженерными данными (PDM-система) **ENOVIA-SmarTeam**.

Подготовка, стратегия выбора технологических систем производства

Напомним немаловажный факт, что выбор, внедрение **конкурентоспособных технологий** в производство является одним из самых сложных и трудновыполнимых мероприятий для любой организации, производственной системы. С увеличением численности персонала, объёма и масштабов производства усложняются управление, производственно-технологические процессы, логистика и другие важные составляющие обеспечивающие работу предприятия. Но именно от этих технологий зависит жизнеспособность самой организации и всё то, что связано с её производством. Необходимо признать тот факт, что качественные показатели создаваемой продукции прямо или косвенно зависят от стоимости выбранных технологий. Нельзя простыми, лёгкими или нетипичными, нетрадиционными технологиями создать конкурентоспособную рыночную продукцию как бы мы этого не хотели. В первую очередь это связано с тем, что отдельно взятая технология сама является рыночным товаром со своей градацией, со своими техническими, стоимостными, сервисными и прочими показателями. Другими словами, нельзя офисной программой, например, **Power Point** спроектировать и создать автомобиль **Lamborghini**, а средствами общего машиностроения программы **Inventor** изготовить самолёт **Boeing**. Менеджерам производства иногда приходится сталкиваться с маркетинговыми манипуляциями или спекуляциями отдельно заинтересованных представителей **IT** служб относительно приемлемых и выгодных цен того или иного технологического разработчика. Отметим сразу – дешёвых технологий в мире не существует. Есть технологии – **оптимально расчётные** и есть технологии **затратные**. Что касается стоимости применяемых технологий, то эту категорию следует разделять на два понятия – **стоимость номинальную** и **стоимость эксплуатационную**. Под номинальной стоимостью мы будем считать расходы экономических субъектов на приобретение той или иной технологической продукции.

Под эксплуатационной стоимостью – все дополнительные и скрытые от покупателя расходы, связанные с рабочими процессами этих технологий. В расходную статью следует добавить обучение обслуживающего персонала и дополнительные экономические потери, вызванные несовершенством приобретённого товара. Например, отсутствие необходимых программных модулей **экономичного программного обеспечения**, как правило, вынуждает предприятие приобретать новый более совершенный, но и более дорогой продукт, или продукт другого производителя. Поэтому стоимость любых технологий обязательно должна быть связана с её **эффективностью**. Очень часто за

«экономный» показатель технологического продукта производитель намеренно скрывает его главный технический недостаток – **реальную производительность**, которая тесно связана с не менее важным экономическим показателем – **продуктивность выполнения работ**. Отсутствие продуктивности «экономного» продукта гарантирует большие проблемы для целого коллектива особенно при срочном выполнении договорных, контрактных обязательств. Очевидно то, что организация при выборе каких либо новых технологий или дорогостоящих систем должна получить независимую экспертную оценку специалистов относительно возможности их применения.

Большую осторожность в работе следует соблюдать с продуктами взятых из сетей **INTERNET** и программным обеспечением местной разработки служб **IT** предприятий, которые не бескорыстно обеспечивают себя дополнительной, долгосрочной работой, «**сэкономив**» финансовые средства на приобретении необходимого **сертифицированного, высокотехнологичного, качественного** товара. В результате таких «экономий» предприятие технологически **деградирует**, трудоёмкость, производственные затраты увеличиваются, качество готовых изделий снижается, срыв запланированных сроков имеет системный характер, а большой процент брака ставит под сомнение производственную репутацию организации и репутацию своих смежников. Что в конечном итоге всегда отражается на прибыли всего предприятия. Не исключено, что подобные действия могут являться хорошо спланированными экономическими диверсиями в отношении конкурентоспособного рыночного предприятия. Такие акции могут быть организованы и направлены со стороны недружественных стран, недобросовестных конкурирующих организаций для беспрепятственного продвижения своего товара в рыночную среду.

Обязательным условием приобретаемых, используемых технологий должен являться их общий **синергетический** принцип работы. Каждое звено используемой программы (технологии) является неотъемлемым дополнением общей технологической системы. Работа одного звена автоматически приводит в действие последующие звенья до необходимого конечного результата. Такой процесс является подобием эффекта домино или цепной реакции. В этом собственно и заключается главное преимущество прибыльных, **оптимально расчётных** технологий от технологий **затратных**. По этому принципу работают все технологические продукты высокого уровня. Распараллеливание работ большого коллектива в реальном промежутке времени даёт мощный кумулятивный эффект любой организации позволяющий выполнить большой объём работ за относительно короткое время. Лидерами таких технологий сегодня являются европейские производители **Siemens PLM Software** с продуктами **NX, Teamcenter** и **Dassault Systemes** с продуктами **CATIA, ENOVIA SmarTeam**. Сегодня система **PLM CATIA**

V5 – это базовая **CAD** система в ведущих отраслях мировой промышленности. Система охватывает 75% авиастроительного рынка и 50% автомобилестроительного рынка.

Данный программный продукт является стандартом проектирования для многих европейских и азиатских предприятий, а также для **ВМС США**. При этом она является базовой системой проектирования для таких гигантов как **Boeing, Airbus, Bombardier Aerospace, EADAS**. В России эту систему используют такие известные авиастроительные фирмы как **Камов, Сухой, МиГ**, а также предприятия Федерального космического агентства, в том числе и **РОСКОСМОС**. С 2002 года в Украине АНТК им. О.К. Антонова и компания Dassault Systemes начинают реализацию крупномасштабного проекта по освоению программного продукта **CATIA v.5**, а в 2007 г. этот проект получил своё дальнейшее развитие с внедрением в производство системы **ENOVIA** для отработки эффективных бизнес-процессов. В 2008 году компания Dassault Systemes выпустила на рынок принципиально новую технологическую систему **PLM 2.0** на базе продукта **CATIA v.6**, которая представляет собой трёхмерную онлайн-среду, где участники совместных проектов могут оперировать виртуальными продуктами и в процессе общения коллективно создавать интеллектуальную собственность /2/.

В настоящее время во всём мире **PLM** технологии стали незаменимым технологическим инструментом при изготовлении сложных инженерных изделий. Как альтернативу западным продуктам первую пятёрку Российских производителей уверенно занимают следующие разработчики: **ИРИСОФТ, АСКОН, Top Systems (Топ Системы), Appius (Аппиус)**, консалтинговая группа **Borlas (Борлас)**.

Выбор PLM системы. Подготовка, тестирование выбранных технологий.

Для практической апробации технологических возможностей PLM/PDM систем авторы данной работы выполнили небольшой **тестовый проект**, часть результатов которого приведены ниже (см. рис. 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 12, 13, 14, 15).

Успешная реализация, тестирование любых проектов с использованием новых технологий начинается с определения задач, целей которые следует решить при помощи новых программных инструментов и комплексной системной подготовки. Для начала работы следует определить основные организационные вопросы, способствующие и обеспечивающие беспрепятственное выполнение тестовых проектов, такие как, например:

1. Анализ применяемых технологий, критерии выбора и непосредственно сам выбор PLM системы;
2. Подбор команды специалистов для участия в программе тестирования PLM системы;

3. Приобретение оборудования, программного обеспечения, методической литературы, консультации специалистов, обеспечивающие курирование и проведение проекта;
4. Финансирование проекта. Планирование и контроль сроков его выполнения;
5. Подведение итогов проекта. Совместный заключительный отчёт о проделанной работе.

И это далеко не полный перечень организационных вопросов, требующих оперативных решений, соответствующей подготовки и действий, необходимых для выполнения планируемых мероприятий.

Что касается нашей тестовой работы, то выбор программных продуктов был не случайным и вполне традиционным для используемых в мире отраслевых технологий. Более десяти лет подряд наша организация успешно применяет для международных коммерческих программ (к сожалению только локально) высокотехнологичный, универсальный программный продукт, специально созданный под решение задач аэрокосмической отрасли – **CATIA V5**. Программа содержит большое количество технологических инструментов позволяющих на всех жизненных этапах разрабатываемого изделия одновременно использовать встроенные технологические модули (**CAD/CAE/CAPP/CAM/MPM**). При этом обеспечивая высокую скорость обрабатываемой информации и качество выполняемых работ независимо от сложности проектируемого изделия.

Знакомство с высокими технологиями, помощь при освоении этого программного продукта стали возможными благодаря нашим итальянским друзьям, нашим старым партнёрам по работе, нашим заказчикам – группе специалистов Римского университета «**SCUOLA DI INGEGNERIA AEROSPAZIA LE SAPIENZA**» во главе с её руководителем – академиком и профессором **Filippo Graziani**.

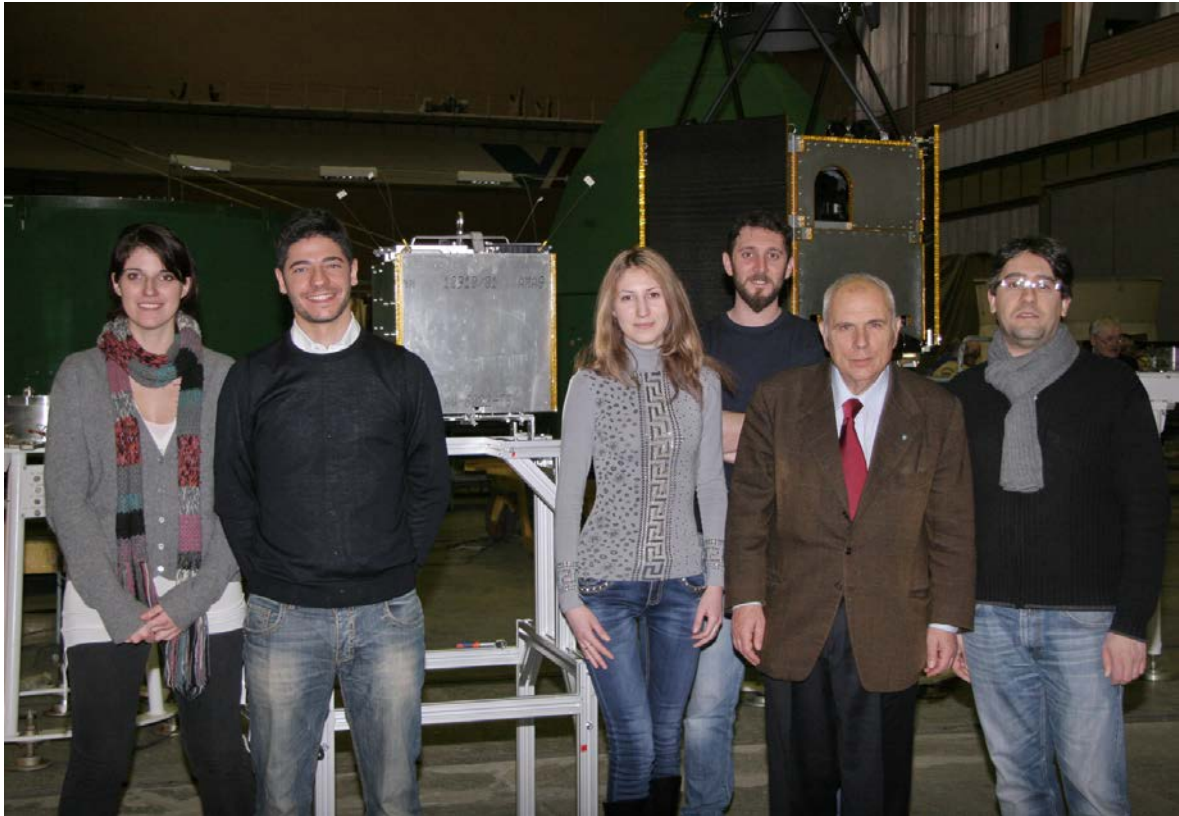


Рис.1. Профессор Филиппо Грациани с коллегами Римского университета

Следует признать тот факт что оптимальный и правильный выбор **CAD/CAM/CAE** систем для предприятий является главным условием их продуктивной и качественной работы. Использование традиционных, но не отраслевых технологий может оказаться серьёзной проблемой при выполнении ответственных, контрактных заказов. Причина банальная – отсутствие необходимых технологических инструментов либо дефицит технологических ресурсов. Как иллюстрированный пример к вышесказанному – все конструктивные аэродинамические поверхности нашего проекта выполнены только с помощью специализированного модуля и инструментов поверхностного моделирования **Shape Free Style, Generative Shape Design**. В других программных системах, например общего машиностроения **INVENTOR** (любых версий) в априори подобные действия невозможны, независимо от мощности применяемой техники.

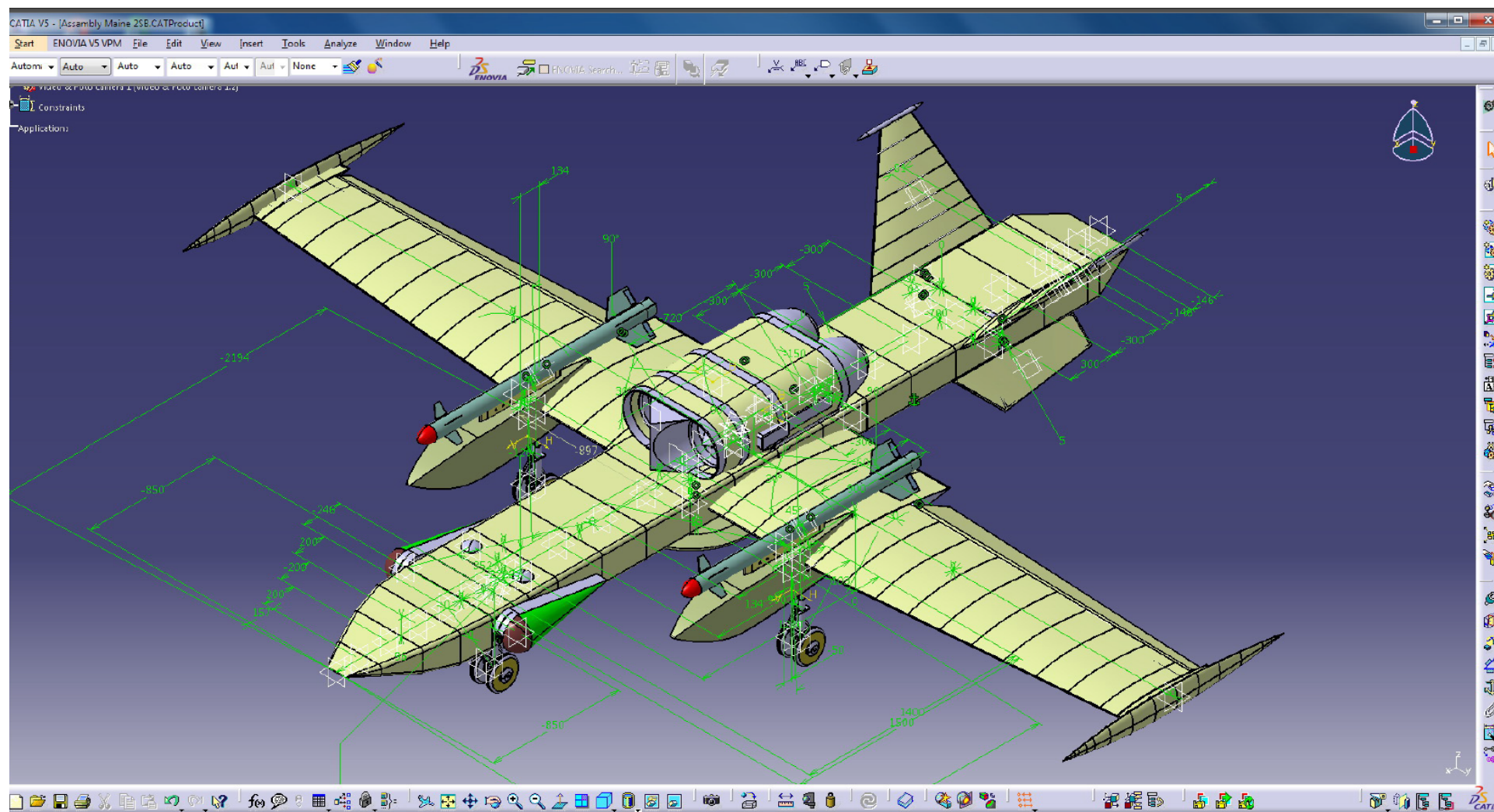


Рис.2. 3D модель летательного аппарата, выполненная в CAD модуле программного комплекса CATIA V5



Рис.3. Презентаційна модель ЛА, виконана в CAD модулі програмного комплексу CATIA V5

CAM модуль как основное связующее звено между конструктором и технологом производства

По определению, интегрированный в базовую **PLM** систему **CAM** модуль (англ. Computer-aided manufacturing) является автоматизированной системой, либо её частью, предназначенной для подготовки управляющих программ для станков с **ЧПУ**. Под термином понимаются как сам процесс компьютеризированной подготовки производства, так и программно-вычислительные комплексы, используемые инженерами-технологами /3/.

Для решения совместных конструкторско-технологических задач **CATIA** располагает пятью отдельными модулями для программирования станков с **ЧПУ**:

- 1) **PMG (Prismatic Machining)** – модуль предназначен для трёхмерных, объёмных призматических узлов и деталей;
- 2) **SMG (3-Axis Surface Machining 2)** – трёх осевая поверхностная обработка, поддерживает высокоскоростной режим фрезерования, что значительно сокращает время изготовления детали;
- 3) **MMG (Multi-Axis Surface Machining 2)** – модуль адаптирован для сложных фасонных деталей, имеет возможность трёх-, четырёх-, пяти осевой обработки. Хорошо применим для изготовления сложных моделей и штампов;
- 4) **LMG (Lathe Machining)** – модуль создан специально под токарную обработку деталей;
- 5) **CATIA Machinist** – дополнительный универсальный модуль для трёх осевой фрезерной обработки, имеет возможность работать с другими **CAD** системами и их файловыми форматами.

В **CATIA** существует достаточно богатый набор стратегий обработки. Только операций для работы с отверстиями (расточка, сверление, развёртка и т.д.) доходит до 19. Следует отметить, что каждый рабочий процесс можно визуализировать с помощью компьютерной анимации.

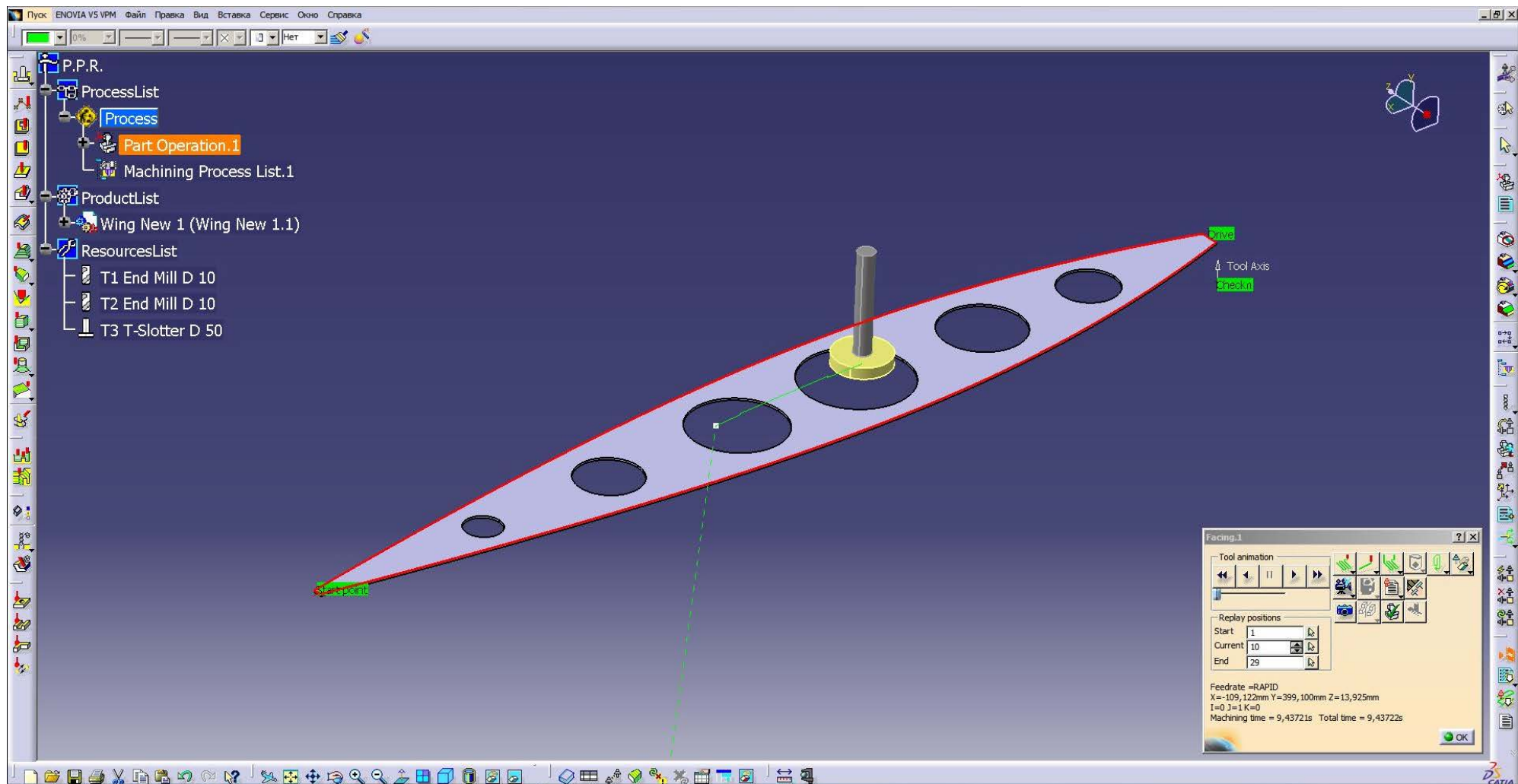


Рис.4. Анимация технологического процесса изготовления крыльевой нервюры

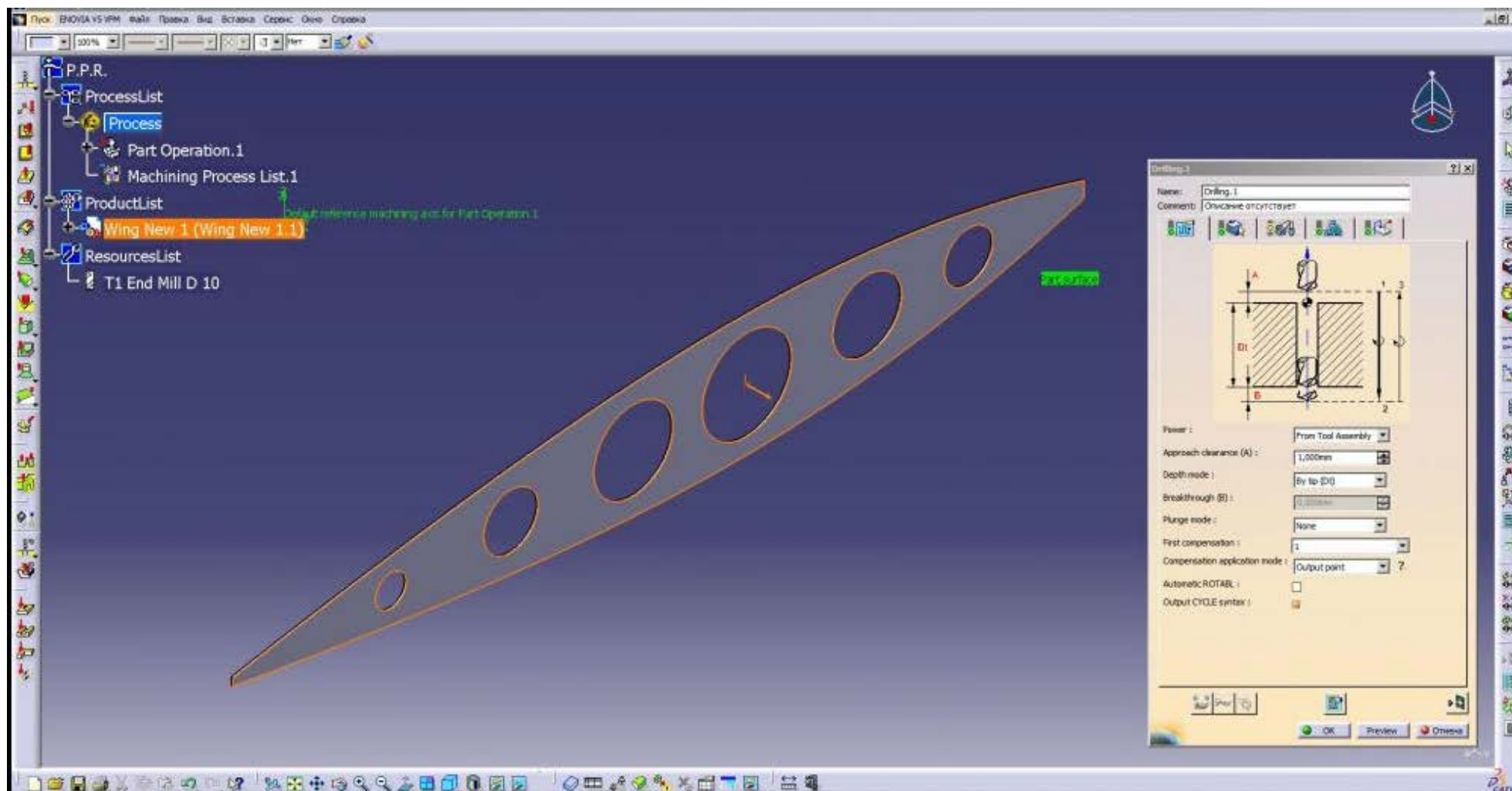


Рис.5. Подготовка технологического процесса изготовления крыльевой нервюры

Расчётный модуль CAE – базовый инструмент инженерного анализа проведения проектных работ

В программной среде **CATIA** для проведения инженерного анализа, расчётов используется универсальный модуль **CAE** (Computer Aided Engineering) позволяющий на ранних стадиях проекта оценить прочностные характеристики детали, изделия, провести их оптимизацию, сделать необходимые корректировки до начала их изготовления/4/.

Для решения инженерных задач **CATIA** располагает шестью инструментальными модулями:

1) CATIA – Generative Part Structural Analysis 1(GP1)

Обеспечивает наглядный прочностной анализ деталей в сочетании с реалистичной имитацией процесса испытаний и учётом технических требований к детали.

2) CATIA – Generative Part Structural Analysis 2(GPS2)

Обеспечивает наглядный прочностной анализ деталей в сочетании с реалистичной имитацией процесса испытаний и учётом технических требований к детали. Для оценки влияния конструктивных изменений.

3) CATIA – Generative Assembly Structural Analysis2(GAS)

Обеспечивает наглядный прочностной анализ и расчёт собственных частот для моделей сборочных единиц любых типов (поверхностных, твердотельных, каркасных, гибридных).

4) CATIA – Generative Dynamic Response Analysis 2(GDY)

Предоставляет инженеру интерактивные функции для предварительной оценки и анализа динамических характеристик исследуемых объектов.

5) CATIA – Elfini Structural Analysis 2(EST)

Выполняет высококачественную препроцессорную и пост процессорную обработку. Реализует дополнительные опции прочностного анализа.

6) CATIA FEM Surface 2(FMS)

Генерирует ассоциативные сети конечных элементов для поверхностных моделей деталей, при тщательном контроле заданных параметров сети.

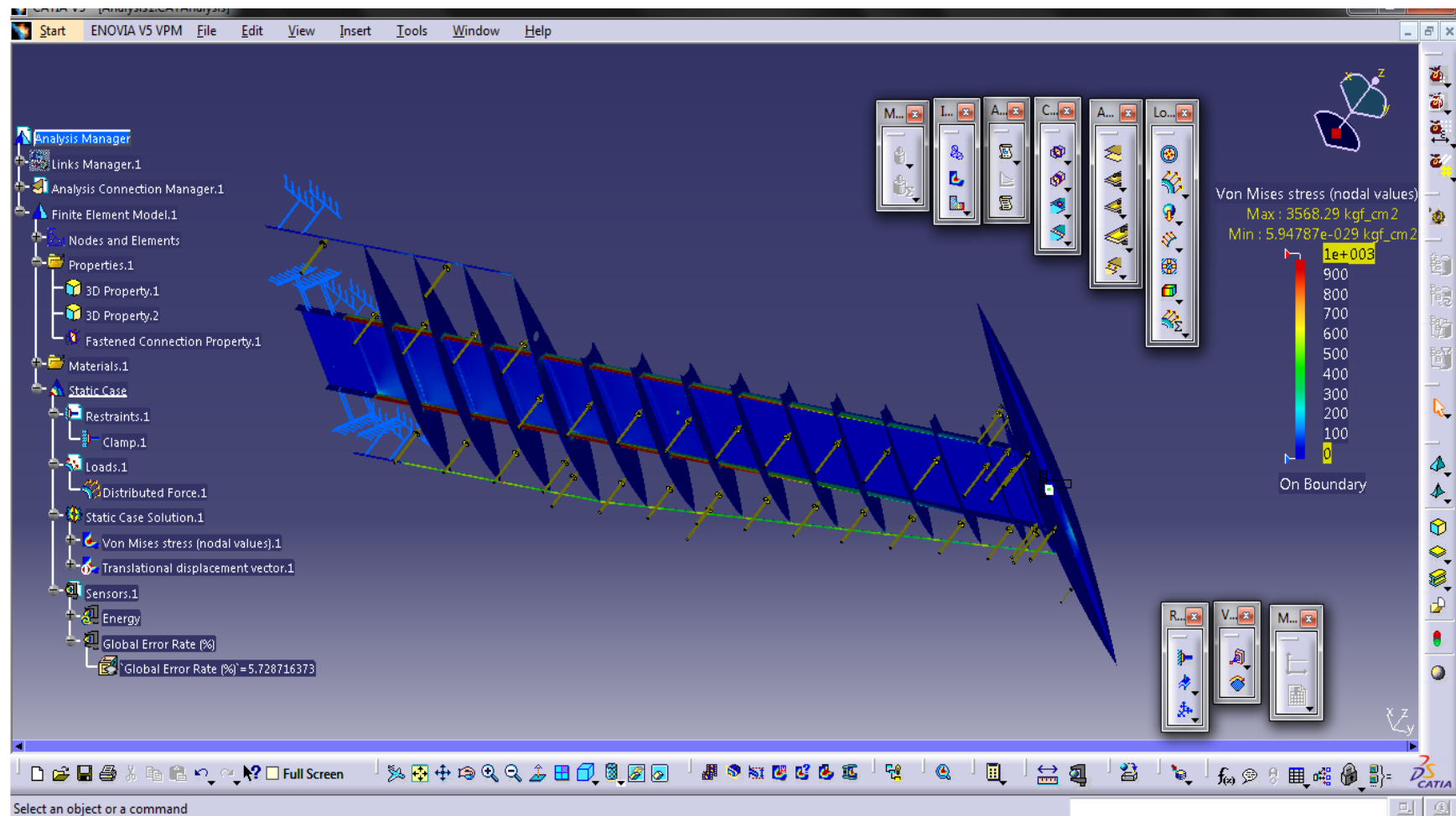


Рис. 6. Статический анализ крыльевой консоли ЛА выполненный в модуле CAE программы CATIA V5

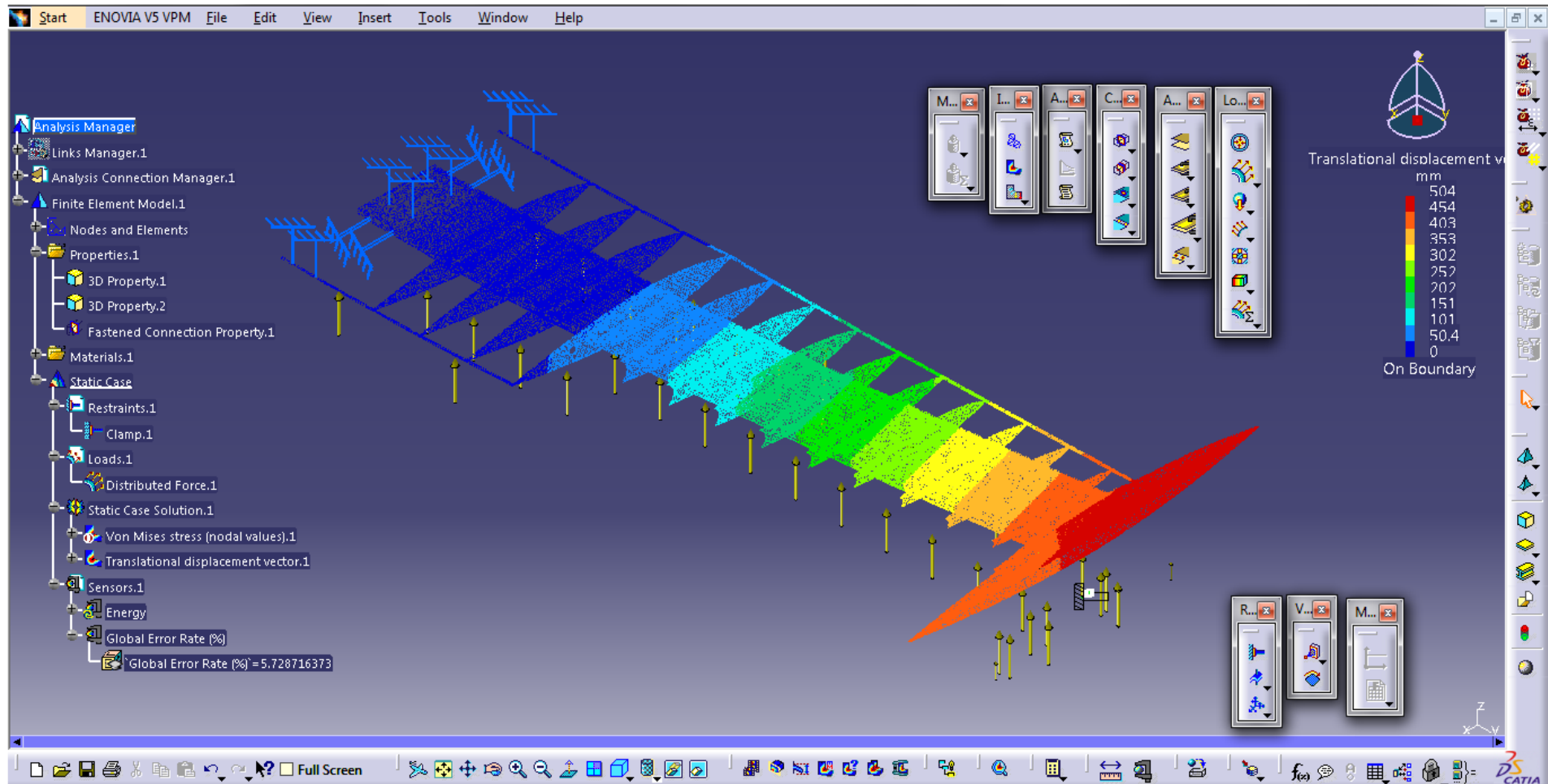


Рис. 7. Динамический анализ крыльевой консоли ЛА выполненный в модуле САЕ программы CATIA V5

Для расчёта аэродинамических характеристик создаваемых ЛА (летательных аппаратов) существуют методы и соответствующее программное обеспечение, позволяющие с большой точностью до момента проведения натурных испытаний, смоделировать виртуально многие полётные условия, физические воздействия, процессы, возникающие на различных режимах полёта исследуемого объекта. Имея возможность вносить в программу испытаний полётных режимов необходимые опции имитаций физических воздействий, специалист - аэродинамик выявляет на ранних стадиях проектирования конструктивные просчёты, недостатки испытываемой модели, подбирает для конструкции оптимальные, (неоптимальные) полётные режимы. Рекомендует конструктору и проектанту, где и на что следует обратить особое внимание, тем самым предотвращает большие потери времени, вероятность появления брака при изготовлении всего изделия.

В проекте использовался известный в расчётной среде специалистов программный продукт **SolidWorks** французской компании **Dassault Systemes** имеющий специализируемый расчётный модуль **Flow Simulations (COSMOSFloWorks)**. А также более универсальный, но и более мощный программный пакет **ANSIS** позволяющий решать более широкий круг инженерных задач, в том числе задач жидкости и газа, теплопередачи и теплообмена. В проекте с помощью выше представленных программ проводился предварительный анализ аэродинамических характеристик ЛА, визуализация процессов происходящих с ЛА, определялись **коэффициенты продольного и поперечного аэродинамического сопротивления, подъёмная сила и опасные участки геометрии.**

После проведения программного анализа в конструкцию планера ЛА были внесены ряд существенных конструктивных изменений обеспечивающие возможность оптимизировать аэродинамические характеристики ЛА, также снизить массу конструкции, повысить технологичность и точность изготовления отдельных её сборочных узлов и деталей.

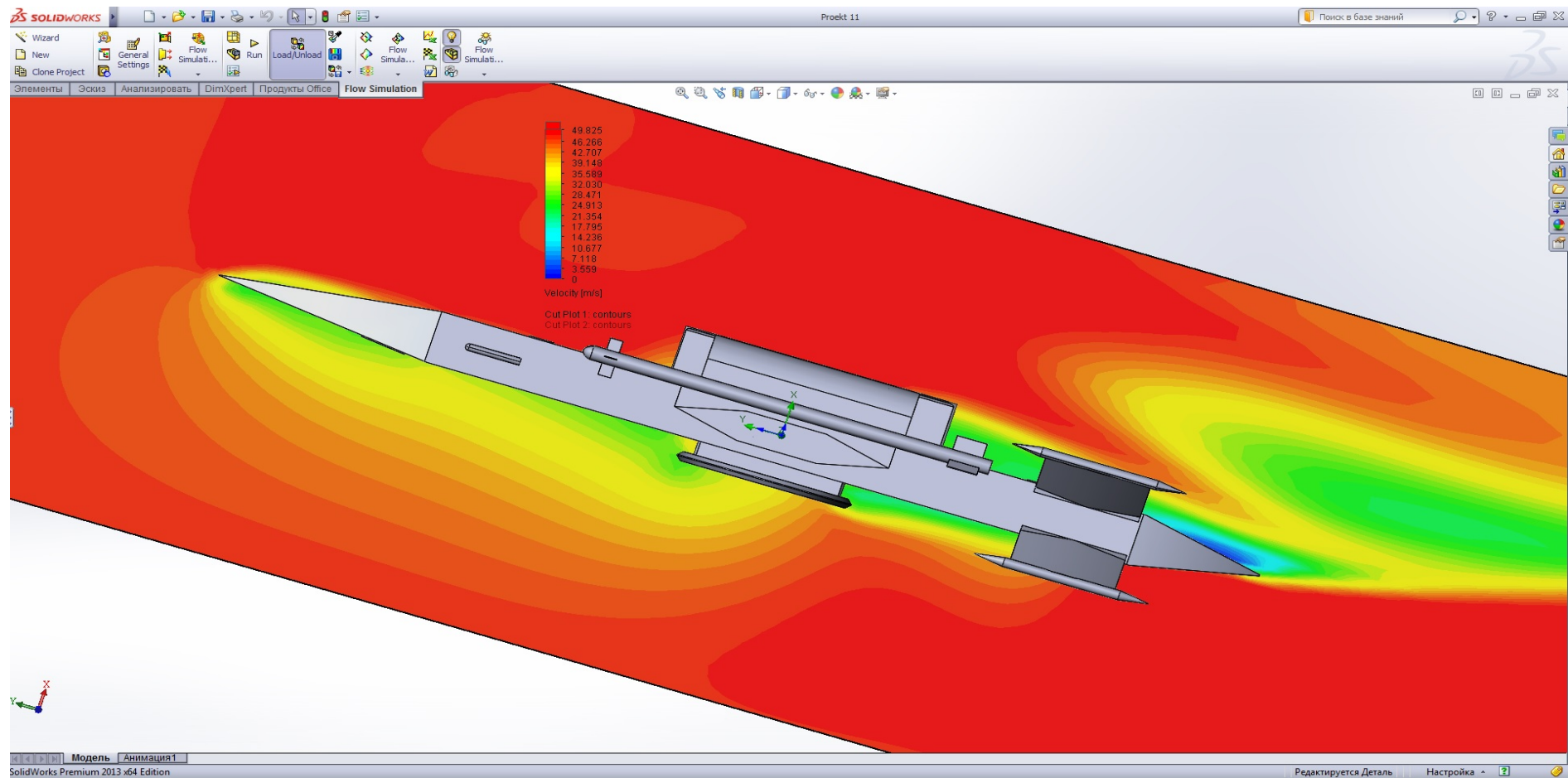


Рис. 8. Распределение скоростей в плоскости, проходящей через продольную ось ЛА под углом атаки в 30° (расчет в модуле «Flow simulation»)

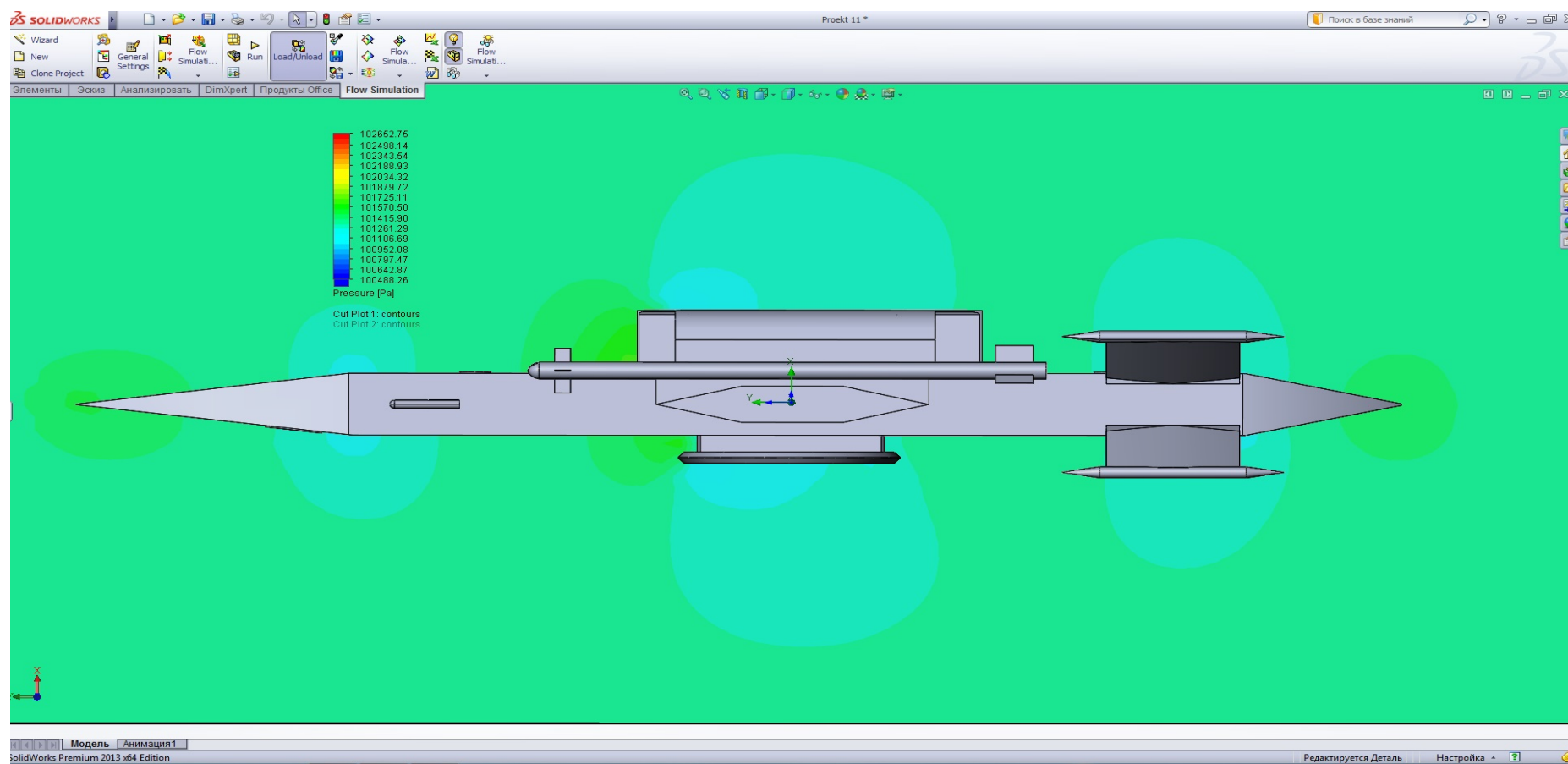


Рис. 9. Распределение давления в плоскости, проходящей через продольную ось ЛА под углом атаки в 0° (расчет в модуле «Flow simulation»)

PLM/PDM технологии как безальтернативный принцип работы современных предприятий

Очень часто главные менеджеры предприятий, следуя логике модернизации производства, затратив колоссальные средства на закупку нового оборудования, коммуникационных систем, программного обеспечения и их комплектующих, замечают, что производственные расходы при выпуске продукции не только не сокращаются, а значительно возрастают и становятся непосильным бременем для экономики предприятия. В чём причина подобных явлений? Где заложены ошибки и грубые просчёты при выборе технологий? На практике, в большинстве случаев, это связано с **некомпетентностью технологических служб** и отсутствием согласованных действий в вопросах стратегии применения новых систем.

Независимо от новизны и количества приобретаемой техники такие производства не имеют возможности выйти на планируемые мощности позволяющие выпускать конкурентоспособную продукцию. Для таких предприятий каждое технологическое оборудование или технологические процессы работают локально в режиме последовательных действий, мало влияющих на общую производительность труда. Идеология современного производства, напротив, рассчитана только на комплексные, **синергетические методы** коллективной работы, дающие возможность произвести долгосрочный, положительный эффект, экономя главный стратегический ресурс предприятия – **время**. Поэтому работа большого производства, основанная на непрерывном взаимодействии разных коллективов, технологических процессов и контактов, должна иметь общий, эффективный, **сертифицированный инструмент**, который создан профессионалами, является ядром действующей **PDM** системы, позволяющий реально автоматизировать рутинные процессы старых технологий и повысить продуктивность работы производственных коллективов.

Технологические возможности современных интегрированных систем **PLM/PDM** наглядно демонстрирует блок-схема основных её рабочих функций представленные на рисунке № 10.

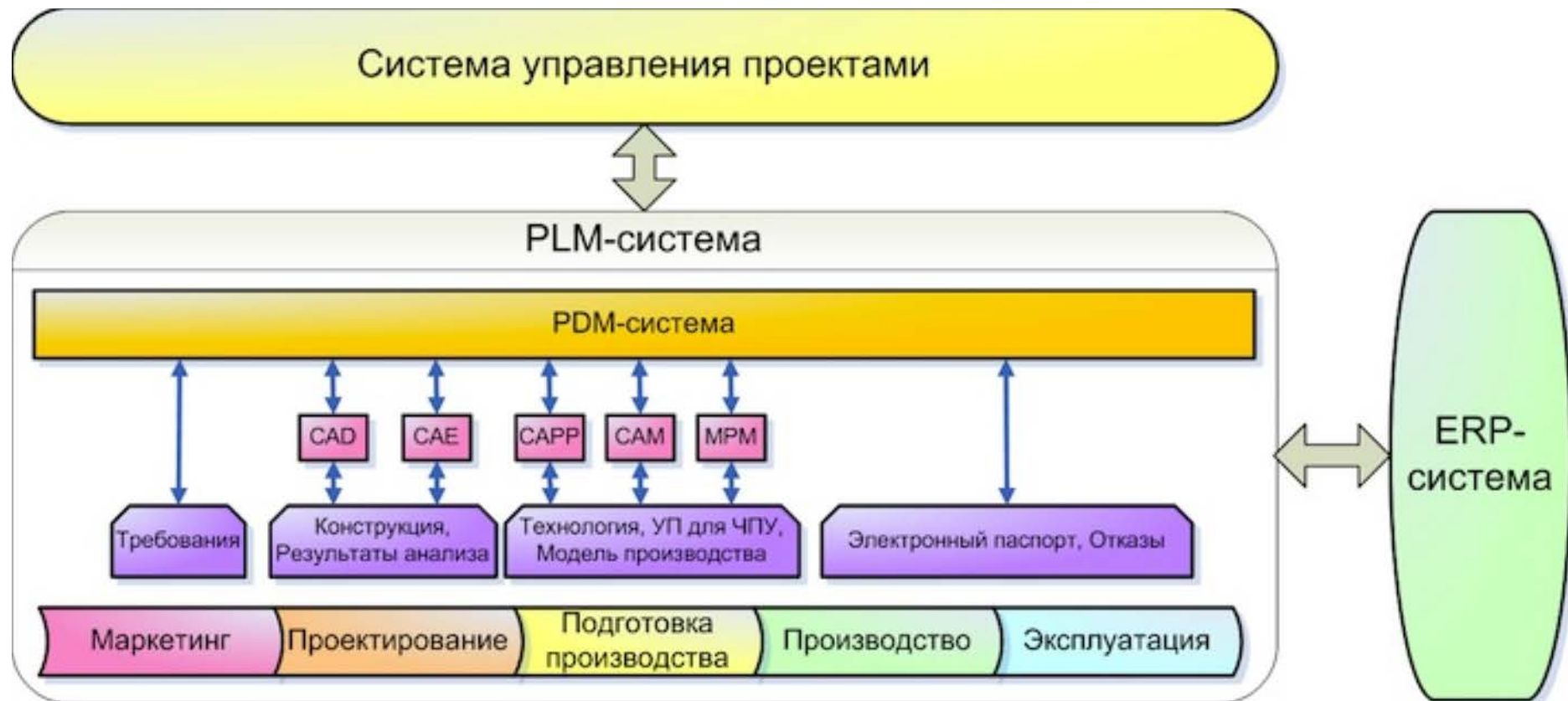


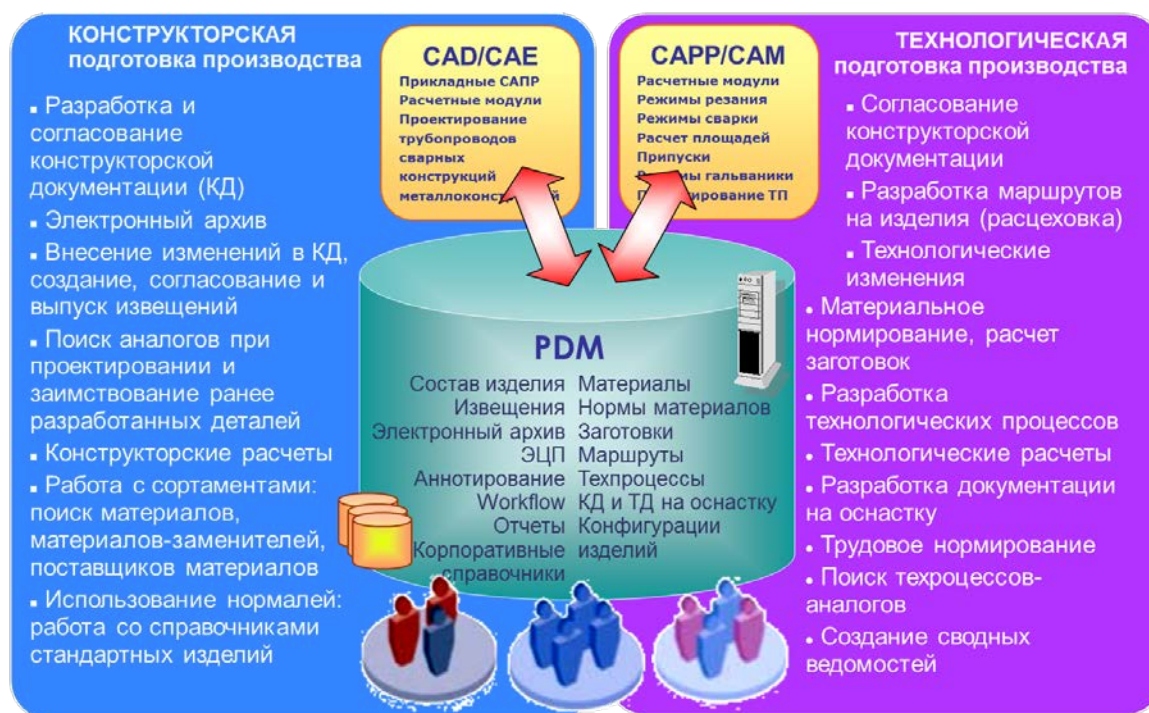
Рис. 10. Блок-схема основных рабочих функций интегрированных PLM/PDM технологий в системе управления проектами

Возможности и работа PDM системы.

Напомним, что основными функциями **PDM**-системы являются:

1. Хранение данных и документов (включая изменения) и обеспечение быстрого доступа к ним;
2. Электронный документооборот (управление процессами проектирования, электронный архив);
3. Управление структурой изделия, включая управление конфигурацией;
4. Ведение классификаторов и справочников.

Для тестового проекта в качестве **PDM** системы, как один из возможных оптимальных вариантов (технологическая достаточность, лёгкий для восприятия и обучения, комфортный в работе интерфейс), был выбран программный продукт **ЛОЦМАН** компании **АСКОН**.



Функциональные возможности работы выбранной PDM системы с конструкторскими, технологическими модулями CAD/CAM/ CAPP/CAE
Рис.11

Учитывая глобальный характер и весь технологический потенциал **PDM** системы, задачи проекта были ограничены и касались только хода выполнения проектных и конструкторских работ.

Следует отметить, что система **сертифицирована**, сделана профессионалами и в отличие от многих самодельных **идеологически безграмотных программных продуктов** имеет логически обоснованную, правильную структуру с понятными целями и средствами для их достижения. Независимо от типа и сложности

поставленных задач, касающихся технологической подготовки производства или разработки конструкторской документации, **PDM** система связывает их в **единый информационный поток**, позволяя контролировать весь технологический цикл изготовления продукции.

Работая в едином информационном потоке, система освобождает пользователя от ненужных многократных дублирований ввода данных, минимизирует появление ошибок, сокращает трудозатраты на выполнение второстепенных, рутинных операций. В частности главным носителем информации для **PDM** системы при выполнении учебного проекта являлась **3D** модель гипотетического летательного аппарата (ЛА). В **PDM** системе состав изделия всегда первичен. Все производные, в том числе спецификация, извещения, ТО, ТУ паспорт изделия, инструкция по эксплуатации – вторичны. Внося изменения в состав модели, автоматически происходит изменения всех вторичных, сопутствующих документов.

Через **версионность, право доступа и текущее состояние** происходит управление составом изделия. С 2012 года в компании **АСКОН** разработан и запущен в промышленную эксплуатацию модуль генерации штрих-кода позволяющий для всех документов проводить идентификацию электронных подлинников и их бумажных носителей (Рис.15). Применение интегрированных в систему электронных классификаторов и 3D справочников значительно упрощает работу конструкторов, технологов, сокращает общие трудозатраты коллектива, как минимум в два, три раза.

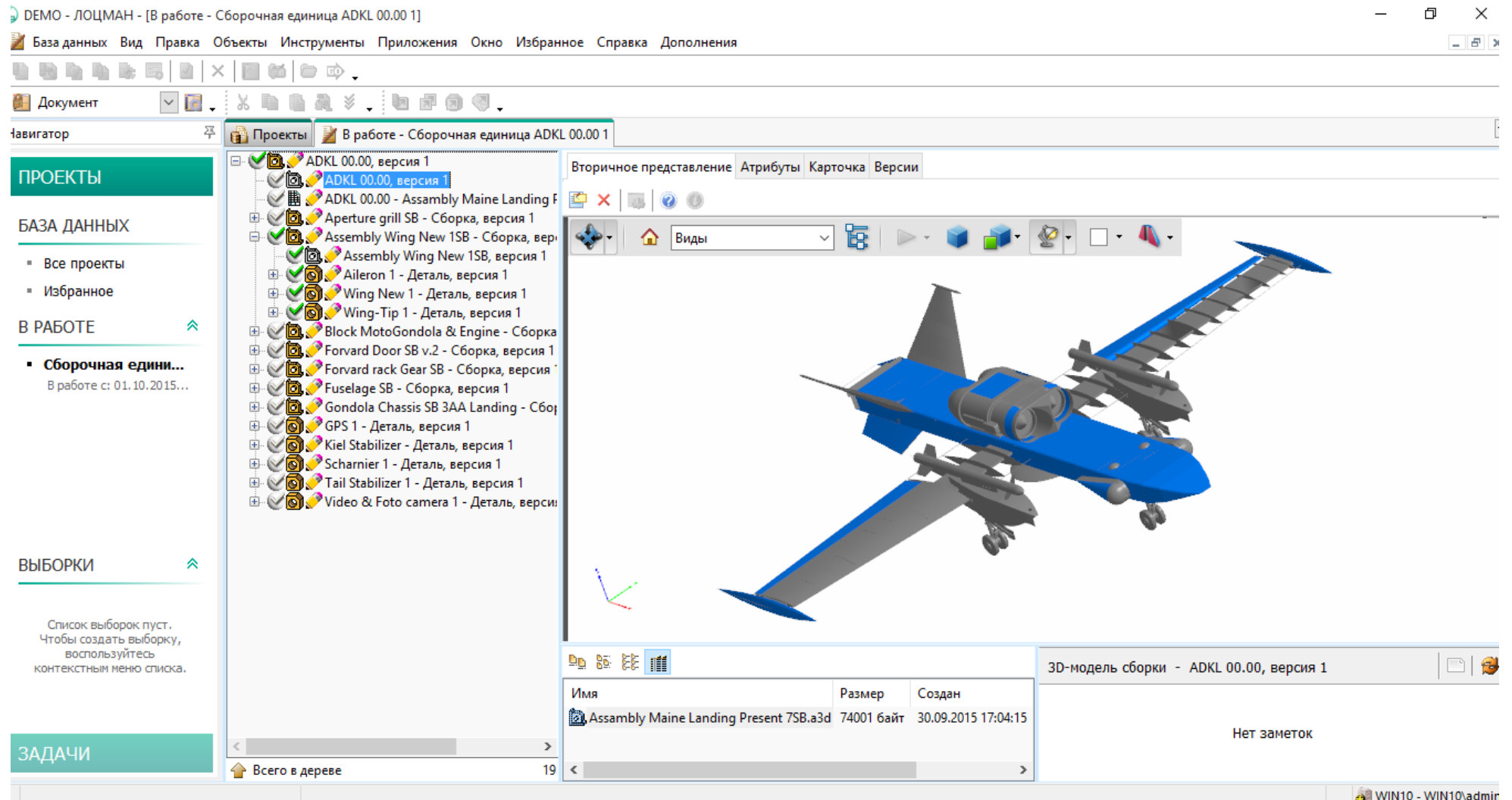


Рис. 12. Состав (структура) изделия связанная с 3D моделью

DEMO - ЛОЦМАН - [В работе - Сборочная единица ADKL 00.00 1]

База данных Вид Правка Объекты Инструменты Приложения Окно Избранное Справка Дополнения

Документ

Навигатор

ПРОЕКТЫ

БАЗА ДАННЫХ

- Все проекты
- Избранное

В РАБОТЕ

- Сборочная единица...**
В работе с: 01.10.2015...

ВЫБОРКИ

Список выборок пуст. Чтобы создать выборку, воспользуйтесь контекстным меню списка.

ЗАДАЧИ

Всего в дереве 19

ADKL 00.00, версия 1

ADKL 00.00, версия 1

ADKL 00.00 - Assembly Main Landing Gear, версия 1

Aperture grill SB - Сборка, версия 1

Assembly Wing New 1SB - Сборка, версия 1

Assembly Wing New 1SB, версия 1

Aileron 1 - Деталь, версия 1

Wing New 1 - Деталь, версия 1

Wing-Tip 1 - Деталь, версия 1

Block MotoGondola & Engine - Сборка

Forward Door SB v.2 - Сборка, версия 1

Forward rack Gear SB - Сборка, версия 1

Fuselage SB - Сборка, версия 1

Gondola Chassis SB 3AA Landing - Сборка

GPS 1 - Деталь, версия 1

Kiel Stabilizer - Деталь, версия 1

Scharnier 1 - Деталь, версия 1

Tail Stabilizer 1 - Деталь, версия 1

Video & Foto camera 1 - Деталь, версия 1

Вторичное представление Атрибуты Карточка Версии

Ид	Обозначение	Наименование	Кл	Получение
Сборочная единица				
1	Aperture grill SB	Сборка	1	
2	Assembly Wing New 1SB	Сборка	1	
3	Block MotoGondola Engine	Сборка	1	
4	Forward Door SB v.2	Сборка	2	
5	Forward rack Gear SB	Сборка	1	
6	Fuselage SB	Сборка	1	
7	Gondola Chassis SB 3AA Landing	Сборка	2	
Детали				
8	GPS 1	Деталь	2	
9	Kiel Stabilizer	Деталь	2	
10	Scharnier 1	Деталь	4	
11	Tail Stabilizer 1	Деталь	2	
12	Video Foto camera 1	Деталь	2	

ADKL 00.00

Assembly Main Landing Gear 1SB

Имя Размер Создан Изменен

ADKL 00.00.spw 58446 байт 30.09.2015 17:18:53 30.09.2015 17:17:32

Спецификация - ADKL 00.00, версия 1

Нет заметок

Сборочная единица (Проектирование) - Документы - Спецификация (Проектирование)

WIN10 - WIN10\admin

Рис. 13.Сгенерированная спецификация на основе состава изделия

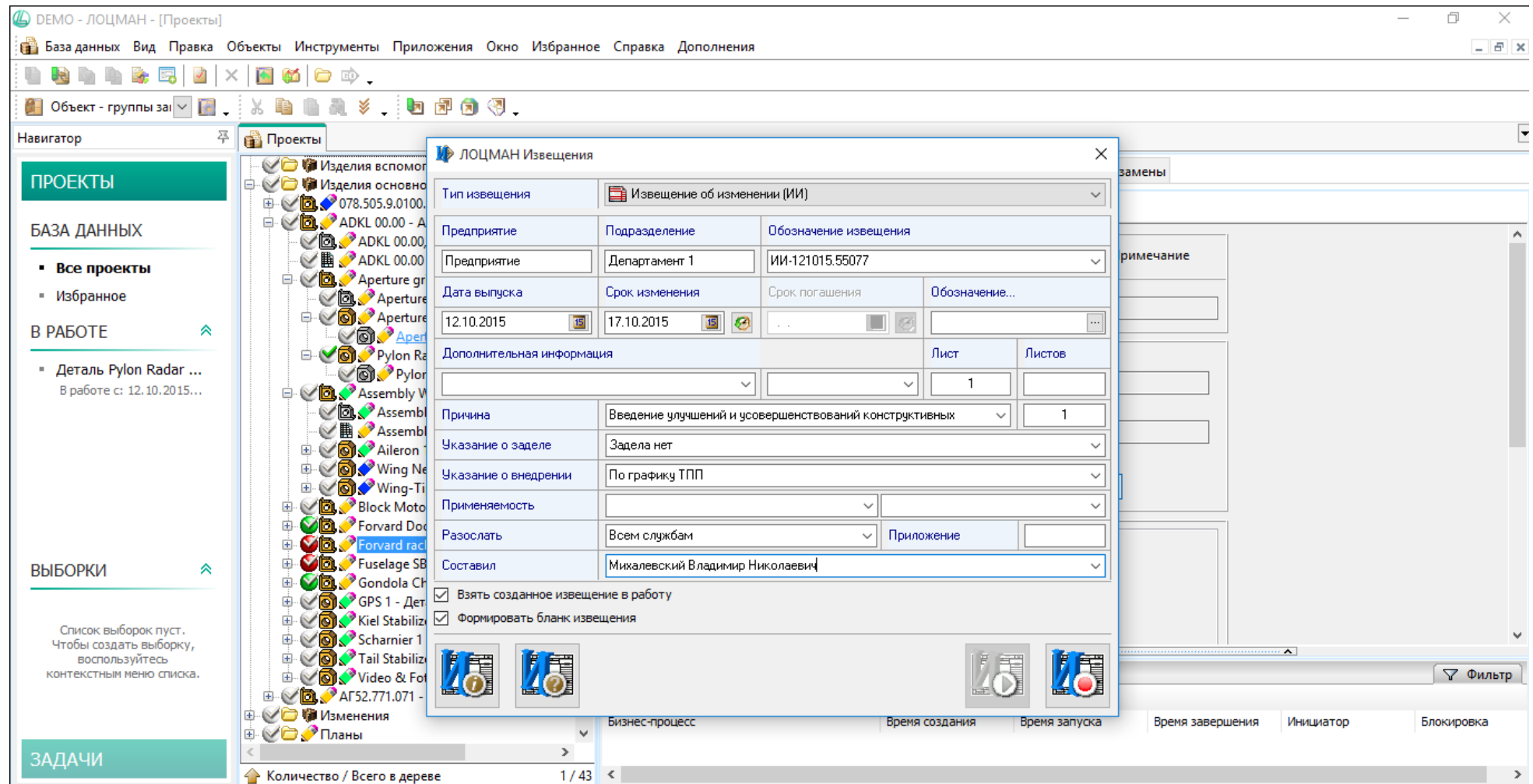


Рис. 14. Типовое извещение проекта связанное с составом изделия

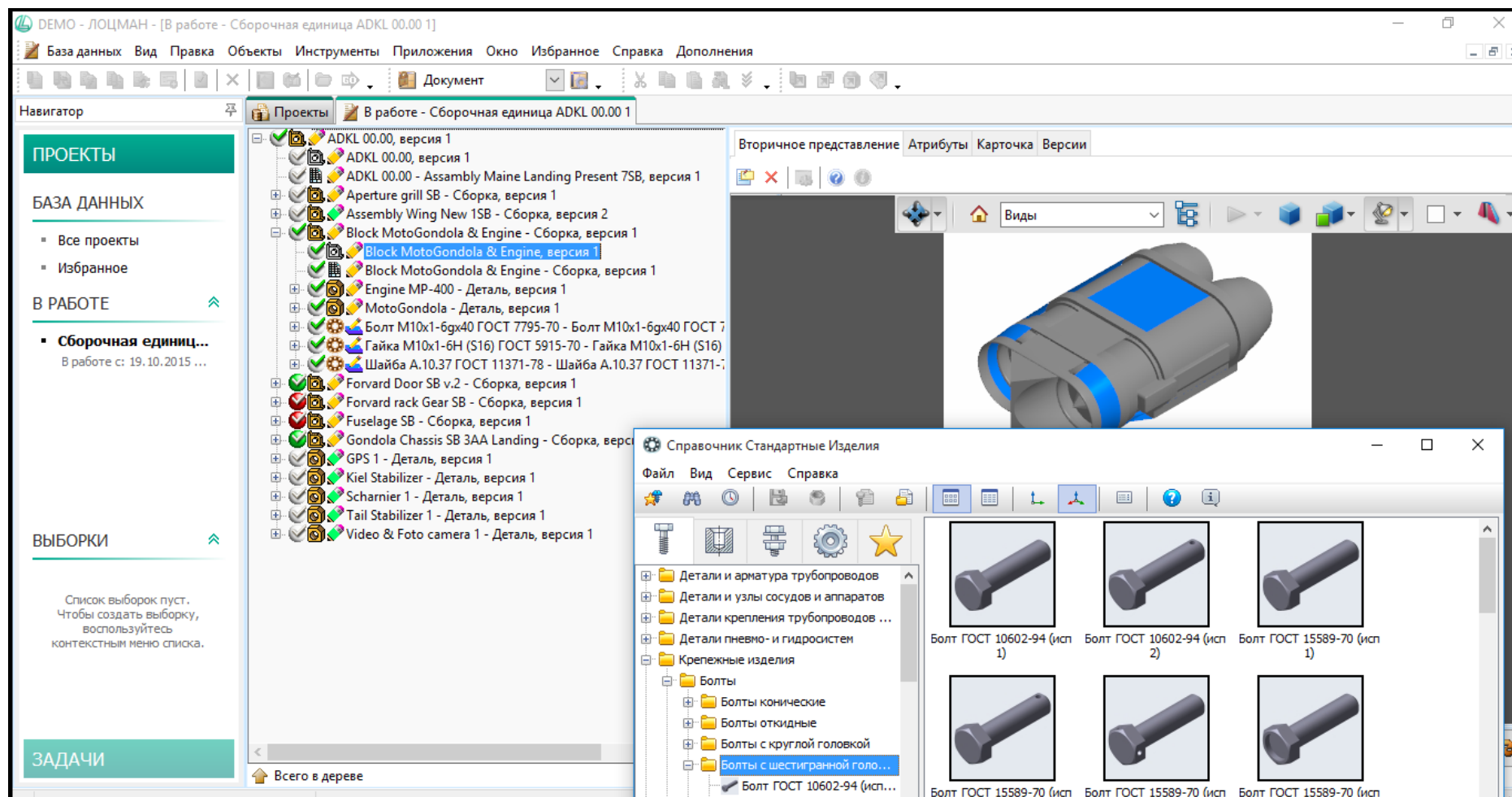


Рис. 15. Использование в проекте 3D справочника стандартных изделий

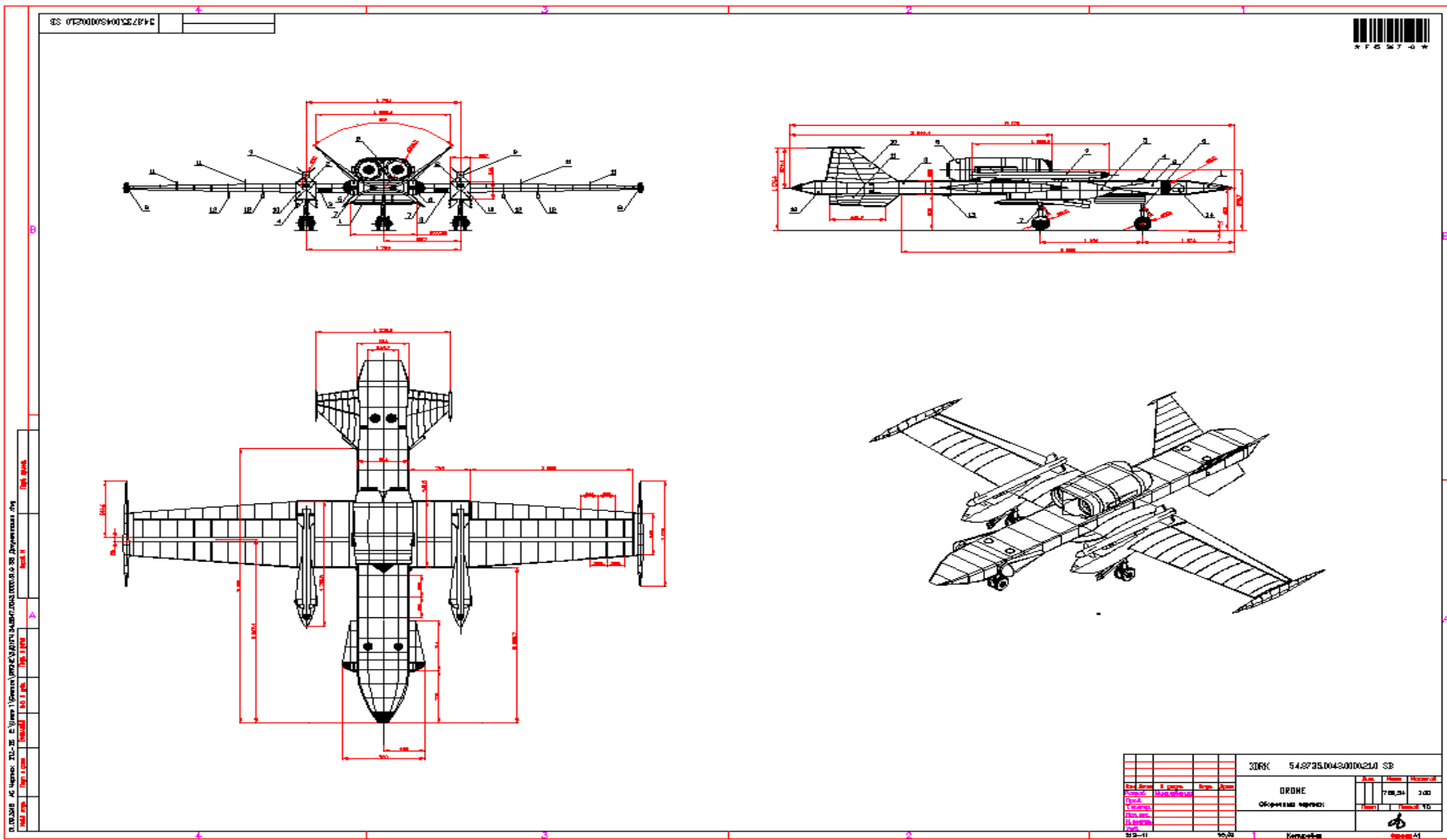


Рис. 16. Сгенерированный из 3D модели ассоциативный чертёж ЛА со штрих - кодом

Заключение. Философский вопрос об использовании и необходимости **PLM** систем в технологических структурах больших предприятий чаще всего возникает у главных менеджеров производства тогда, когда стоимость опытного образца продукции вдруг заметно перекрывает будущую прибыль партии контрактного товара. Очевидно, то, что все объемлемый расчёт многих факторов, ситуаций, производственных ресурсов и вариантов при изготовлении сложных изделий невозможен без **замкнутого информационного поля**, представленного на рис. 10. Не зная этой технологической особенности можно бесконечно вкладывать огромные средства в различные инновационные проекты, закупать новое оборудование, приобретать новейшую технику, программы и конечным результатом окажется **минусовая прибыль** /5/.

Технологии **PLM** не являются панацеей от всех производственных, технологических или финансовых бед предприятий. Но это существенный, реальный инструмент позволяющий отслеживать, контролировать, упрощать большинство сложных процессов на производстве.

Сегодня **PLM** технологии это объективная реальность, атрибут современного конкурентоспособного предприятия. Альтернативы технологическим системам **PLM** не существует за исключением новых, более совершенных вариантов, таких как **PLM 2.0** или их последующих поколений.

Библиографические ссылки

1. http://www.calscenter.ru/?page_id=215
2. <http://www.osp.ru/os/2011/05/13009419/>
3. <http://lab18.ipu.ru/projects/conf2009/3/7..htm>
4. <http://www.caelyn.com/industry-aerospace>
5. Зелинский С.Э. «Автоматизация управления предприятием». – Учебное пособие. – К: Кондор.2004. – С. 518.

УДК 656.7.052:629.7.067(045)

В.С. Паламарчук, О. В. Полюхович, О. Є. Луппо

Національний авіаційний університет

АНАЛІЗ РИЗИКІВ ТА МЕТОД ВИБОРУ ЕФЕКТИВНОГО РІШЕННЯ ЇХ ЗМЕНШЕННЯ

Розглянуто основні ризики в аеронавігаційних системах. Визначено додаткові ризики, які виникають при збільшенні інтенсивності польотів. Запропоновано методи зменшення впливу ризиків при збільшенні інтенсивності.

***Ключові слова:** аналіз ризиків, збільшення інтенсивності, інтенсивність, пропускна спроможність.*

Рассмотрены основные риски в аэронавигационных системах. Определены дополнительные риски, которые возникают при увеличении интенсивности полетов. Предложены методы уменьшения влияния рисков при увеличении интенсивности.

***Ключевые слова:** анализ рисков, увеличение интенсивности, интенсивность, пропускная способность.*

Considered main risks in aeronautical systems. Defined additional risks that arise in the increased intensity of flights. Proposed the methods for reducing risk at increased intensity.

***Keywords:** risk analysis, increasing intensity, intensity, bandwidth.*

Постановка проблеми. Завдяки прийнятим світовою авіаційною спільнотою заходами з мінімізації ризиків, за останні десятиліття :

- зменшено вплив ризиків на безпеку польотів;
- розроблено методи зменшення рівня ризиків.

Аналіз негативних авіаційних подій у цивільній авіації дозволив розробити та запровадити методи для зменшення рівня ризиків, але вони не врахували ризиків пов'язаних із збільшенням інтенсивності польотів.

Формулювання мети статті. Метою статті є:

- дослідження ризиків;
- класифікація ризиків;
- методи зменшення рівня ризиків;
- метод вибору оптимального рішення.

Виявлення ризиків, які виникають під час збільшення інтенсивності та розробка методів зменшення їх впливу є надто важливим завданням безпеки польотів, оскільки з кожним роком д зрозуміти чинники ризику для безпеки польотів або сформуванати образне поняття про них, необхідно уявити чинники ризиків для безпеки польотів. Поняття ризиків для безпеки польотів – це те,що

© В.С. Паламарчук, О. В. Полюхович, О. Є. Луппо 2015

відомо як уявна концепція, тобто створена людиною штучна умовність. Якщо чинники небезпеки і наслідку є фізичними компонентами природного довкілля, чинники ризику для безпеки польотів насправді в ній не існують. Ризик для безпеки польотів – це продукт людської свідомості, призначений для того, щоб виміряти серйозність наслідків чинників небезпеки або «пронумерувати» їх.

Ризик для безпеки польотів визначається як оцінка наслідків небезпеки, виражена у вигляді прогнозованої вірогідності або серйозності. При цьому за контрольний орієнтир береться найгірша ситуація. Складна взаємодія факторів, які в сукупності призводять до аварій ніколи не була більш очевидною, ніж при спробі зрозуміти і кількісно оцінити вплив людської продуктивності. В якості важливого компонента системи авіації, людина часто наводиться як слабка ланка в ланцюзі. Дійсно, існує багато статистичних даних, які демонструють, що основними факторами, які спричиняють аварії є “льотний екіпаж” або “людський фактор”.

Однак більш збалансований погляд показує, що, людина є найгнучкішою ланкою, яка найкращим чином підходить для адаптування до змін та обставин в непередбачуваних ситуаціях. Також людина є останньою ланкою, яка зможе відвернути можливість виникнення надзвичайної події. Проте людина є не єдиним фактором ризику в безпеці польотів.

Основні ризики в аеронавігаційних системах. До основних факторів, які призводять до аварій можна віднести:

1. неправильність сприйняття ситуації;
2. помилки при прийнятті рішення;
3. не виконання вказівок диспетчерів ОНР;
4. непорозуміння між пілотом та диспетчером ОНР;
5. втома та перевтома;
6. неякісна до підготовка екіпажу до виконання польоту;
7. неякісне виконання обслуговування ПК;
8. несприятливі погодні умови;
9. низький рівень підготовки авіаційного персоналу;
10. відсутність досвіду та інші.

Для виявлення факторів ризику потрібний детальний аналіз авіаційних подій, тому використовують розподіл ризиків на групи.

До основних груп ризиків можна віднести:

1. обслуговування повітряного руху;
2. обслуговування ПС;
3. конструкція ПС;
4. навколишнє середовище;
5. ризики при виконанні операцій;
6. неправильну роботу аеронавігаційних засобів та інші.

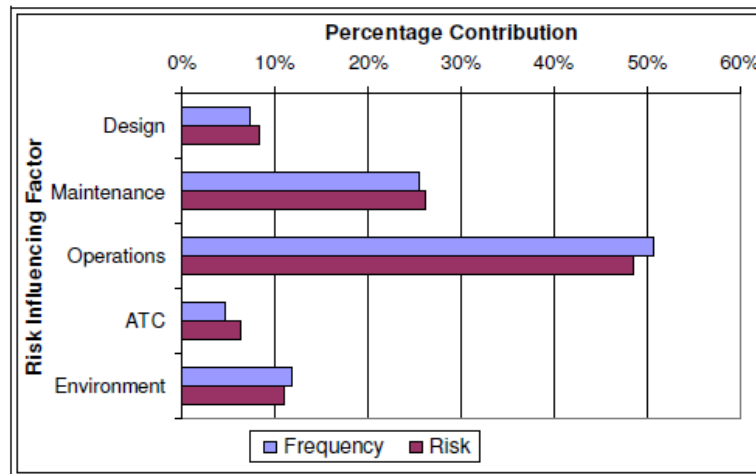


Рис 1. Розподіл факторів ризику в загальній кількості аварій та загального ризику [1].

На рисунку 1 показано які з груп ризиків мають найбільший вплив на безпеку польотів. Роблячи висновок на основі даних зображених на рисунку 1, можна побачити, що основна кількість авіаційних подій виникають в результаті не правильно виконання певних операцій.

Операції з виконання заходу на посадку та сама посадка ПС є одними з найбільш помилкових операцій.

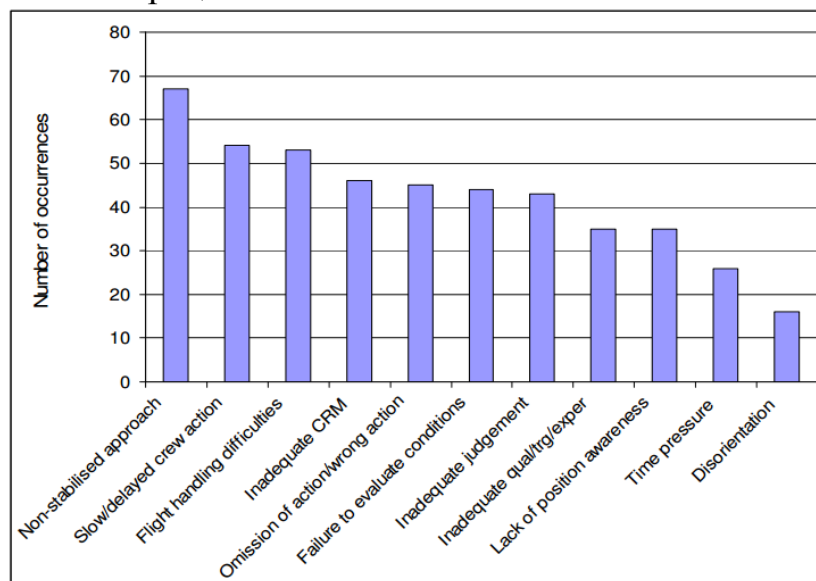


Рис 2. Причини аварій при заході на посадку та самій посадці [1].

Враховуючи дані рисунку 2, можна побачити основні ризики при заході на посадку та зробити висновок, що основна загроза – це помилкове виконання тієї чи іншої операції. Також важливу роль відіграють погодні умови, за яких виконується політ. В умовах високої інтенсивності ризики зображені на рисунку 2 можуть збільшуватися в декілька разів.

Збільшені інтенсивності польотів призведе до збільшення ролі авіаційних ризиків в безпеці польотів. До ризиків, які збільшать вплив на безпеку, можна віднести наступні:

- втома та перевтома авіаційного персоналу;
- недостатній рівень підготовки авіаційного персоналу;
- тиск часових рамок на виконання певних операцій;
- непорозуміння між пілотом та диспетчером ОНР;
- свідоме виконання невірних операцій;
- нерозуміння повітряної обстановки та інші.

Вище наведені ризики будуть відігравати важливу роль в дотриманні допустимого рівня авіаційної безпеки, оскільки при досягненні максимальних значень пропускної спроможності сектору, диспетчера та аеродрому є дуже небезпечним. Для підготовки авіаційного персоналу для роботи в умовах постійної високої інтенсивності потрібен час, також він потрібен для введення заходів для підвищення пропускної спроможності.

Аналіз стану безпеки польотів. Авіаційне співтовариство завжди із задоволенням відзначає покращення результатів своїх зусиль спрямованих на забезпечення безпеки польотів. Аналізуючи міжнародні дані за період 2009-2013 років, можна зробити висновок про зменшення кількості авіаційних подій. Частота авіаційних подій протягом 2013 року в світі зменшилась на 13%, склавши 2,8 на мільйон вильотів, в порівнянні з 2012 роком: 3,2 на мільйон вильотів.

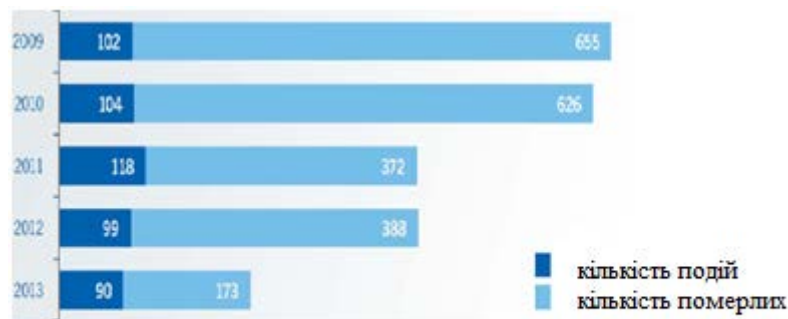


Рис 3. Кількість авіаційних подій 2009-2013рр.[5]

Кількість авіаційних подій із смертями в 2013 році залишилась без змін склавши – 9, при цьому загальна кількість загиблих зменшилась до 173 осіб. В порівнянні з 2012 роком – зменшення склало 55%. При використанні 2010 року як основи для порівняння, кількість загиблих зменшилась на 72%. **Методи зменшення рівня ризиків.** Проблему мінімізації ризиків можливо вирішити лише в глобальному масштабі. Євроконтроль, наприклад, запропонував концепцію єдиного повітряного простору (Single Sky) та глобальної сумісності (Interoperability), які допоможуть вирішити європейські та світові проблеми з пропускної спроможності, ефективного використання повітряного простору та

інше. А це в свою чергу, приведе до мінімізації ризиків та їх впливу на безпеку польотів. Для мінімізації також можна використовувати наступні методи:

- запровадження більш точних навігаційних систем;
- запровадження мінімальних безпечних інтервалів та норм ешелонування;
- зведення до мінімуму обмеження використання повітряного простору;
- практична підготовка авіаційного персоналу в умовах високої інтенсивності;
- використання часового розподілу прильоту та вильоту;
- розробка та впровадження нових маршрутів польоту;
- вдосконалення існуючих та розробка нових маршрутів SID та STAR;
- моніторинг сезонних збільшень кількості польотів та підтримання їх кількості в умовах максимальної допустимої пропускної спроможності.

Яскравим прикладом успішної підготовки до дії в умовах високої інтенсивності продемонструвала Україна під час проведення Євро-2012.

Метод вибору оптимального шляху зменшення ризику. Кожної хвилини, на кожному етапі польоту існує загроза виникнення небезпечної ситуації, причиною цього є безліч ризиків, які впливають на безпеку польотів в цілому. Тому дуже важливим є вибір оптимального рішення для зменшення впливу ризику для дотримання безпеки на допустимому рівні.

Таблиця 1

Матриця оцінки ризику

Очікувана частота небезпеки	Категорія (серйозність) небезпеки			
	I Катастрофічна	II Критична	III Гранична	IV Незначна
Часта (A)				4A
Можлива (B)			3B	4B
Випадкова (C)		2C	3C	4C
Віддалена (D)	1D	2D	3D	4D
Неймовірна (E)	1E	2E	3E	4E

Формально опишемо ситуацію, яка виникає на ПС при спрацьовуванні індикатора (табло) відмови генератора.

В даному випадку можливі два стани природи:

P_1 – помилкове спрацьовування табло;

P_2 – дійсне спрацьовування табло.

Екіпаж має наступні альтернативні варіанти рішення:

- a_1 – переконатися в нормальній роботі висотоміра і продовжити політ;
- a_2 – вжити заходи для переходу на резервну систему і продовжити політ;
- a_3 – вимкнути висотомір і завершити політ.

Екіпаж перед прийняттям рішення повинен упевнитися в правильності спрацьовування табло, при цьому, проконтролювати роботу основної системи електропостачання. Величина відхилення може знаходитися в одному з інтервалів:

- z_1 – нормальна;
- z_2 – підвищена;
- z_3 – небезпечна.

При реалізації одного з альтернативних варіантів екіпаж ПС “втрачає” деяку корисність $u_{ij}(a_i, P_j)$, що є результатом його суб'єктивної оцінки цієї ситуації, тобто йде на відповідний ризик. Сукупність можливих результатів рішення описується деревом рішень (стохастична невизначеність), що приводиться на рис.4 або матрицею рішень (нестохастична невизначеність), що приведена в табл.2.

На основі отриманих моделей знайдені оптимальне рішення дій екіпажа в умовах ризику за допомогою критерію очікуваного значення та в умовах невизначеності – за допомогою класичних критеріїв теорії прийняття рішення в умовах невизначеності Вальда, Лапласа, Севіджа, Гурвиця.

Оптимальне рішення дій екіпажа в умовах ризику визначене за допомогою дерева рішень, критерію очікуваного значення, баєсовського підходу (рис.1) в тому, що екіпаж повинен увімкнути резервну систему визначення висоти і продовжити політ.

$$R_{opt} = \min\{R(a_1); R(a_2); R(a_3)\} = R(a_2) \quad (1)$$

де $R(a_1)$ – ризик, якщо пілот мав переконатися в нормальній роботі висотоміра і продовжує політ;

$R(a_2)$ – ризик, якщо пілот має вжити заходи для переходу на резервну систему і продовжити політ;

$R(a_3)$ - ризик, якщо пілот має вимкнути висотомір і завершити політ.

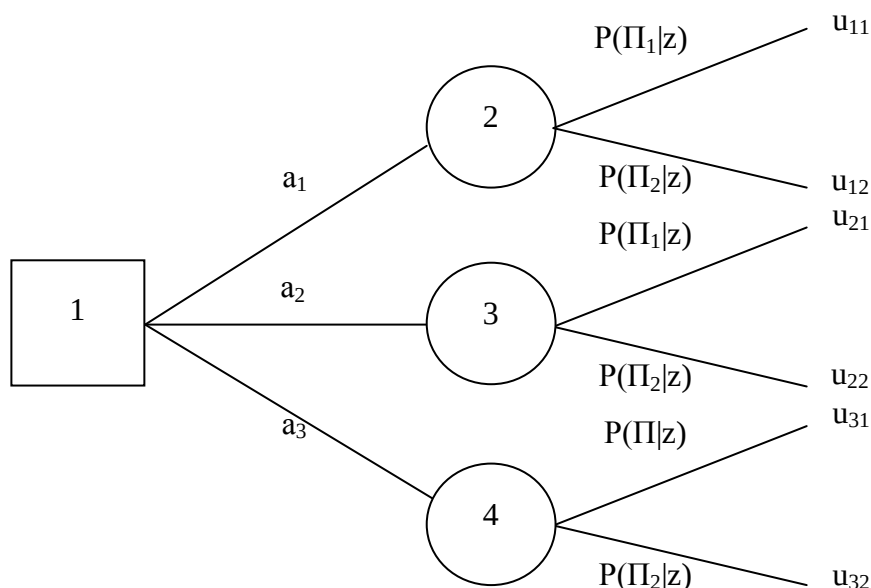


Рис. 4. Структурне зображення процесу прийняття рішень пілотом ПС при спрацьовуванні індикатора відмови генератора

Розрахунки, зроблені за допомогою критеріїв прийняття рішень в умовах не визначення, наводяться в табл.2.

Таблиця 2

Матриця можливих результатів прийняття рішень екіпажем при спрацьовуванні індикатора відмови генератора

Фактори Альтернативні рішення	Π_1 – хибне спрацьовування табло	Π_2 – дійсне спрацьовування табло
a_1 – переконатися в нормальній роботі висотоміра і продовжити політ;	u_{11}	u_{12}
a_2 – вжити заходи для переходу на резервну систему і продовжити політ;	u_{21}	u_{22}
a_3 – вимкнути висотомір і завершити політ.	u_{31}	u_{32}

Значення u_{ij} відповідають втратам екіпажа (табл. 3), що визначені експертним шляхом за п'ятибальною шкалою в умовних одиницях. Через нульові втрати позначаються найбільш сприятливі комбінації a_i і Π_j , тобто мінімальні втрати ($u_{11} = 0$) відповідають мінімальним збиткам екіпажа, максимальні втрати ($u_{32} = 5$) відповідають максимальним збиткам.

Проведений порівняльний аналіз критеріїв, за якими знаходились оптимальні рішення (табл. 3).

Таким чином, згідно з критеріями Вальда, Лапласа, Севіджа і Гурвиця, оптимальним альтернативним рішенням екіпажа є перемикання живлення на резервні генератори і продовження польоту, що підтверджується статистичними розрахунками за критерієм очікуваного значення (1). За критерієм Севіджа мінімізації втрат, якщо людина-оператор, що ПР додаткове рішення маємо, якщо пілот має вимкнути генератор і завершити політ. Цей випадок характерний для дій екіпажу, якщо резервна система відсутня або є невпевненість у її надійності.

Таким чином, на основі порівняльного аналізу критеріїв оптимальним альтернативним рішенням екіпажа (командира ПС) в умовах невизначеності є вимкнення генератора і завершення польоту, тобто посадка повинна відбутися протягом 20...30 хв.

Сучасні ПС, що експлуатуються в цивільній авіації, мають досить високі льотні характеристики, необхідний запас міцності конструкції, дубльоване управління, подвійний, в деяких випадках потрійний, комплект пілотажних приладів і систем, високу енергоозброєність, що забезпечує політ з двигуном, що відмовив, ефективну систему протипожежного захисту і інші пристрої, що гарантують надійність польоту в різних умовах, а також у разі відмови тих або інших агрегатів, систем або приладів. Проте високі технічні дані ПС можуть бути повністю використані лише при високій кваліфікації екіпажа. Це зобов'язало підготовку екіпажа до польоту завжди проводити з урахуванням можливих непередбачених ситуацій [7].

Таблиця 3

Порівняльний аналіз критеріїв

Альтернативні рішення	ПР в умовах невизначеності, критерії				ПР в умовах ризику
	Вальда	Лапласа	Гурвиця	Севіджа	
a₁ – переконатися в нормальній роботі висотоміра і продовжити політ;			-	-	-
a₂ – вжити заходи для переходу на резервну систему і продовжити політ;	a₂	a₂	a₂	a₂	a₂
a₃ – вимкнути висотомір і завершити політ.			-	a₃	-

Як правило, командир ПС і інші члени екіпажа розумними і своєчасними діями усувають загрозу безпеки польоту, що з'явилася. Особливий випадок завершується, як правило, авіаційною подією внаслідок несвоєчасних, помилкових і неузгоджених дій між КПС і членами екіпажа. Ця обставина

зобов'язують командира ПС і членів екіпажу завжди бути готовими успішно здолати труднощі, викликані особливою ситуацією. Тільки ретельно продумана підготовка до кожного польоту, чітка злагоджена робота усіх членів екіпажу, їх уміння швидко і правильно оцінити обстановку, що склалася, а також холоднокрівні і розумні дії усього екіпажу гарантують успішне виконання польоту.

Таким чином, на сьогодні проблема з електроживленням, і не тільки, залишається відкритою оскільки такі ситуації трапляються досить часто. В зв'язку з чим виникає потреба в моделюванні особливих ситуацій та розробці процедур прийняття рішень людиною-оператором (екіпажем повітряного судна) в нестандартних умовах з метою підвищення рівня безпеки польотів.

Висновки. Для більш чіткого аналізу можливих ризиків при збільшенні інтенсивності потрібен глибокий аналіз авіаційних подій, які траплялися при високій інтенсивності.

Спрогнозувати та розробити механізми дотримання ризиків на допустимому рівні в умовах високої інтенсивності досить важко.

Оскільки ріст інтенсивності може відбутися за рахунок несприятливих погодних умов, введення в дію обмеження використання повітряного простору та найбільш прогнозоване це збільшення кількості польотів та інше.

Однозначно, що при збільшенні хоча б на 1% інтенсивності польотів, відбудеться збільшення ролі певної кількості факторів ризику. Що в свою чергу потребує швидкої реакції авіаційного персоналу.

Бібліографічні посилання

1. International General Aviation and Corporate Aviation Risk Assessment (IGA-GARA) Project. -Department of Air Transport Cranfield University, 2005, 79p.
2. Козлов В.В. Безопасность полетов: от обеспечения к управлению/ В.В. Козлов. –М. Аэрофлот, 2010. – 270с.
3. Руководство по управлению безопасностью полетов. –Монреаль, ИКАО–2009. –308с.
4. Энциклопедия безопасности авиации/ М.С. Кулик, В.П. Харченко и др.- К.: Техника,2008. –1000с.
5. ICAO safety report //www.icao.int/safety/Documents/ICAO_2014%20Safety%20Report_final_02042014_web.pdf
6. Safety Management Manual (SMM) / Doc. 9859-AN/460. – 1-st Edition. – Canada, Montreal: International Civil Aviation Organization, 2006. – 290 p
7. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge /FAA-H-8083-25, Chapter 17:Aeronautical Decision Making, USA.: FAA, Department of Transportation, 2008, pp.17.1–17.32.

Дата надходження до редколегії: 09.11.2015

УДК 669.046.558

С.А. Полишко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИЕ ВКЛЮЧЕНИЯ В МАЛОУГЛЕРОДИСТЫХ СТАЛЯХ

Досліджено вплив неметалевих включень на рівень механічних властивостей маловуглецевої сталі Ст1кп під впливом багатофункціональних модифікаторів. Доведено за допомогою регресійно-кореляційного аналізу і аналітичних залежностей, що модифікатори багатофункціональної дії знижують негативний вплив неметалевих включень на міцнісні характеристики сталі Ст1кп відповідального призначення.

Ключові слова: маловуглецева сталь, кореляція, модифікування, неметалеві включення, рівень механічних властивостей.

Исследовано влияние неметаллических включений на уровень механических свойств малоуглеродистой стали Ст1кп под воздействием многофункциональных модификаторов. Доказано с помощью регрессионно-корреляционного анализа и аналитических зависимостей, что модификаторы многофункционального действия снижают негативное влияние неметаллических включений на характеристики прочности стали Ст1кп ответственного назначения.

Ключевые слова: малоуглеродистая сталь, корреляция, модифицирование, неметаллические включения, уровень механических свойств.

Influence of nonmetallics was investigational on the level of mechanical properties of low-carbon steel of St1kp under act of multifunction modifiers. It was well-proven by a regressive-cross-correlation analysis and analytical dependences, that the modifiers of multifunction action reduce negative influence of nonmetallics St1kp of the responsible setting became on descriptions of durability.

Keywords: low-carbon steel, correlation, modification, nonmetallics, level of mechanical properties.

Введение. При изготовлении сталей конструкционного назначения, например, для арматурного металла, применяемого для строительных сооружений, на сегодняшний день применяются различные технологии выплавки. Возросшие за последние несколько лет требования к качеству арматуры из полуспокойной и кипящей малоуглеродистой стали на мировом рынке и жесткая конкуренция вызывают необходимость поисков альтернативных решений повышения их качества, кроме общеизвестных – легирования и термической обработки [1, 2]. Среди ряда факторов, которые способствуют резкому снижению срока эксплуатации конструкционных изделий, большое значение имеют неметаллические включения. Они значительно влияют на характеристики прочности и пластичности, а также в формирование фазового состава, распределение основных легирующих элементов в объеме металла и зеренной структуры малоуглеродистой стали [3]. Поэтому для более благоприятного влияния различных включений на свойства

© С.А. Полишко 2015

арматурної сталі при виплавке використовують багатофункціональні модифікатори, які сприяють зниженню вмісту шкідливих домішок сірки та фосфору) та газів (кисню та водню) в готовому металі.

Постановка задачі. Визначення впливу неметалічних включень на механічні властивості малоуглеродистого сталі Ст1кп за допомогою регресійно-кореляційного аналізу та графічних залежностей.

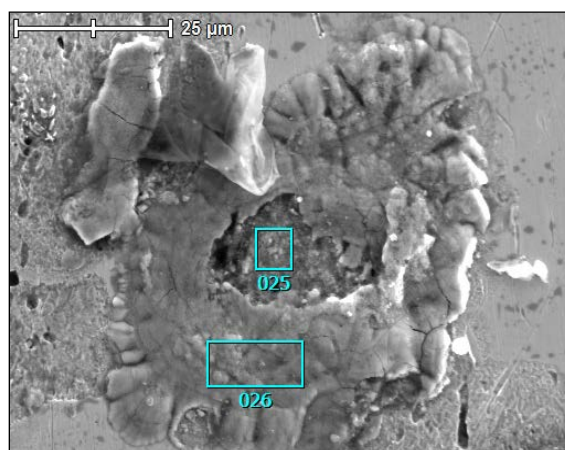
Метод рішення та аналіз отриманих результатів. Автор статті для вирівнювання дії неметалічних включень застосував за умов ВАТ «АрселорМіттал Кривий Ріг» модифікатори багатофункціонального дії (рис. 1) [4]. Виплавка малоуглеродистого арматурного сталі відбувалася в 160-тонному конвертері. Модифікатори, розроблені за участю автора, вводилися в ковш замість чушків алюмінію.



Рис.1 Зовнішній вигляд багатофункціональних модифікаторів [7]

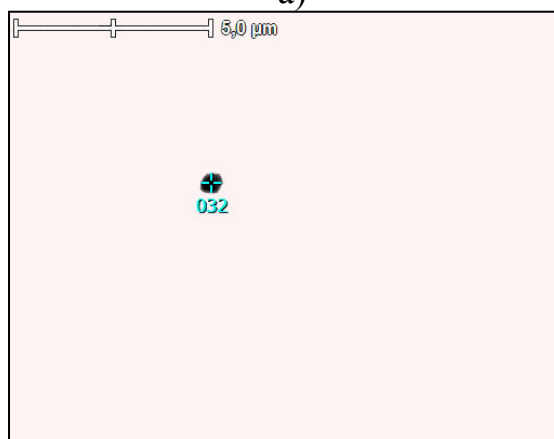
Структуру та морфологію неметалічних включень досліджували на растровому електронному мікроскопі JEOL JSN-6360LA, обладнаному системою JED-2300. Їх аналіз у малоуглеродистому сталі Ст1кп показав, що довжина включень у модифікованому сталі Ст1кп в 2 рази менше, ніж у серійному. Розміри неметалічних включень у модифікованому Ст1кп суттєво менші, ніж у серійному металі (від 2 до 7 мкм), мають сприятливу морфологію. Вміст сульфідів знизився до 0,9 бала (замість 1,5), кремніїв до 2,3 балів (замість 4,7), оксидів стронційних – 0 балів (замість 0,4) [5].

Як видно на рис.2, модифікатор багатофункціонального дії [4] глобулізує неметалічні включення та нейтралізує осередки корозії.



№ точки	O	S	Fe	Всего, %
025	12,77	0,33	86,9	100
026	16,58	0,52	82,9	100

а)



№ точки	C	O	Si	S	Mn	Fe	Всего, %
032	24,68	0	0	0	0	75,32	100

б)

Рис. 2 Зона поражения с высокой концентрацией Fe в серийной немодифицированной малоуглеродистой стали Ст1кп (а) и неметаллические включения той же, но модифицированной (б), стали, без очагов коррозии с глобулярными неметаллическими включениями, x1400

Как видно, в зоне коррозионного поражения находятся продукты коррозии с высокой концентрацией железа: 84,42 % Fe, 14,7% O, 0,82 % S (рис. 2 а)).

Также было определено, что в среднем количество неметаллических включений в 2 раза меньше, чем в серийной стали, за счет обработки расплава многокомпонентными раскислителями-модификаторами (табл. 1) [4].

Таблица 1

Средние баллы неметаллических включений немодифицированных серийных и модифицированных плавок малоуглеродистой стали марки Ст1кп

Параметр	Неметаллические включения						Сумма		
Сталь Ст1кп (Средние значения)	Оксиды		Силикаты			Сульфиды	Оксидов	Силикатов	Сумма всех неметаллических включений
	строчечные	точечные	хрупкие	пластичные	недеформирующиеся				
Серийная	0,5	0	1,6	1,8	1,3	1,8	0,5	4,7	6,9
Модифицированная	0	0	1,8	0,4	0,3	1	0	2,5	3,4

После обработки статистического массива данных по неметаллическим включениям из 34 серийных и 17 модифицированных плавок были определены коэффициенты парной корреляции (рис. 3).

На этом рисунке: СХ – силикаты хрупкие, СП – силикаты пластичные, СН – силикаты недеформирующиеся, С – сульфиды, СНВ – сумма неметаллических включений.

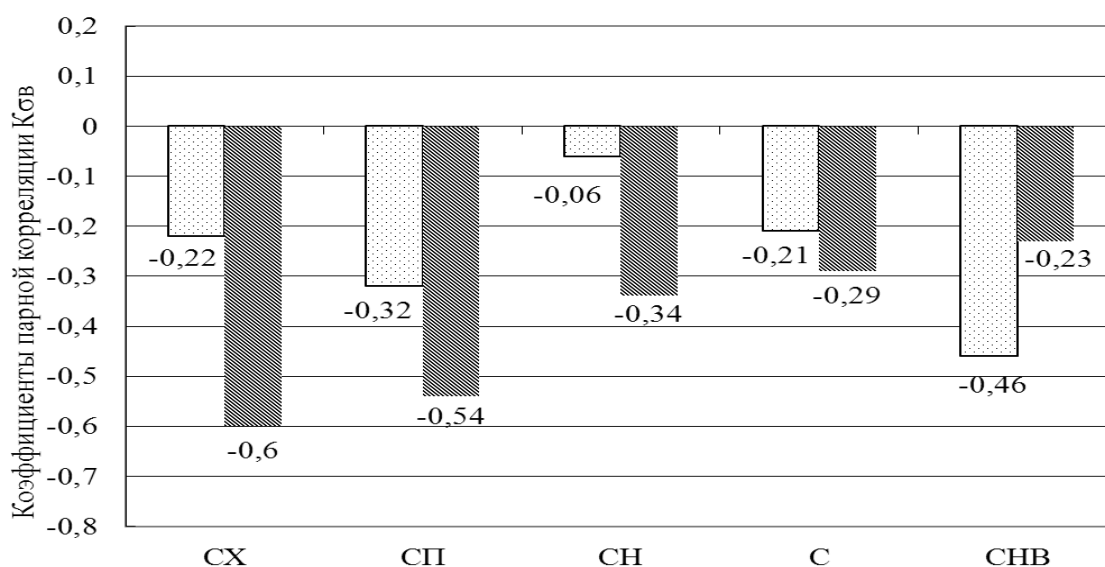


Рис. 3 Коэффициенты парной корреляции между баллами неметаллических включений и пределом прочности малоуглеродистой стали Ст1кп.

Из вышеприведенного рисунка можно сделать следующие выводы:

- каждое из неметаллических включений в ансамбле со всеми остальными в модифицированном металле оказывает куда менее отрицательное влияние на предел прочности, чем те же самые включения, но в серийной стали Ст1кп;
- суммарное влияние неметаллических включений на предел прочности в малоуглеродистой стали Ст1кп, обработанной многофункциональным модификатором [4], так же куда менее негативно, чем в серийном металле.

Также были построены аналитические и графические зависимости между

пределом прочности и суммой баллов всех неметаллических включений (рис. 4).

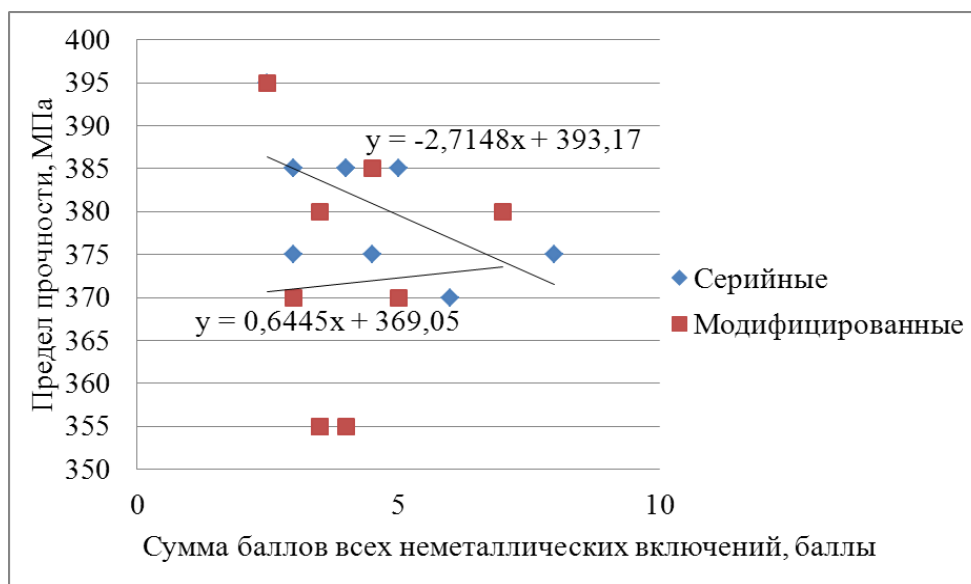


Рис. 4 Влияние суммы баллов неметаллических включений на предел прочности малоуглеродистой стали Ст1кп.

Из вышеприведенного графика можно сделать вывод, что под влиянием раскислителей-модификаторов [4] происходит слабое положительное влияние неметаллических включений в сумме на предел прочности (линия $y = 0,6445x + 369,05$, рис. 4) в отличие от серийного металла (линия $y = -2,7148x + 393,17$, рис. 4). Это связано с тем, что в состав модификаторов [4] входят компоненты, которые способствуют снижению концентрации вредных примесей, таких как сера, фосфор, мышьяк, кислород, водород. Имея плотность, меньшую плотности расплава, они в процессе еще выплавки металла всплывают в шлак. Остальные примесные элементы, соединяясь с компонентами модификатора, и имея при этом низкую энтропию, становятся дополнительными центрами кристаллизации, в результате чего модифицированная сталь Ст1кп имеет однородную структуру и повышенный уровень механических свойств (рис. 5 и табл. 2).

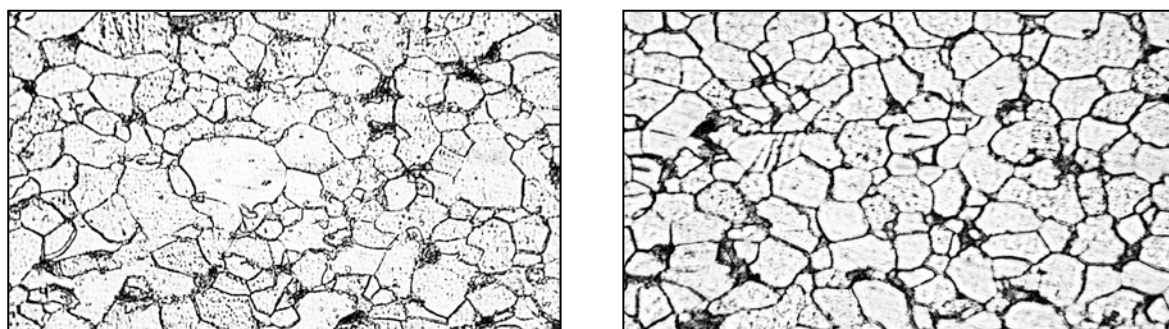


Рис. 5 Структура малоуглеродистой серийной (а) и модифицированной (б) стали Ст1кп, $\times 600$

Таблиця 2

**Средние значения механических свойств малоуглеродистой стали
Ст1кп**

Средние значения	Предел прочности, σ_b , МПа	Относительное удлинение, δ , %	Относительное сужение, ψ , %	Твердость HB ₃₀ , МПа
Требования	≤ 420	-	-	-
Серийные	372,3	42,5	74,0	885
Модифицированные	380,8	46,2	78,0	981

Выводы. Таким образом, применение модификаторов многофункционального действия позволяет снизить количество неметаллических включений, повысить уровень механических свойств малоуглеродистых сталей ответственного назначения с увеличением их качества.

Библиографические ссылки

1. Большаков В.И., Береза, Харченко В.И. Прикладне матеріалознавство. – Д., 1999. – 350 с.
2. Макаревич О.П. Виробництво виливків із спеціальних сталей/ О.П. Макаревич, Г.Є. Федоров – НТУУ КПИ, К.: 2005. – 712 с.
3. Влияние модифицирования на структуру и распределение основных легирующих элементов в микрообъемах малоуглеродистой стали Ст1кп. /Металлознавство та термічна обробка металів. (ПГАСА). //Сб научн.трудов. вып.68, ч.1, – Д.– 2015, с 52-59.
4. Патент на винахід № UA 85254. Композиційний розкислювач для обробки сталей. МОНУ./ Шаповалова О.М., Шаповалов В.П., Шаповалов А.В., Полішко С.О. Державний департамент інтелектуальної власності, ДНУ, а 2007 008 58, заявл. 26.01.2007 р, опубл. 12.01.2009 р., бюл № 1.
5. Полішко С.О. Вплив модифікування на характеристики маловуглецевої сталі Ст1кп та колісної КП-Т/С.О. Полішко, М. А. Кушнір, Ю. В. Татарко, А. Ф. Санін. // Вестник Днепропетровского национального университета железнодорожного транспорта имени академика В. Лазаряна. //Сб научн.трудов., вып.45, ч.3, – Д.: 2013, с 60-66.

УДК 620.22+678-419.8

А.М. Потапов

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля»*

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ В ЗАДАЧЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Розглянуто методологічні основи високотемпературних (до $+2500^{\circ}\text{C}$) міцносних випробувань при різних видах механічного напруження (розтяг, стискання, вигин, зсув та інших) зразків з вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу на спеціалізованому дослідному обладнанні «Вулкан». Представлено результати випробувань по визначенню деформаційних і міцносних властивостей матеріалу.

Ключові слова: методологічні основи, міцносні властивості, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, виробничий комплекс, результати випробувань.

Рассмотрены методологические основы высокотемпературных (до $+2500^{\circ}\text{C}$) прочностных испытаний при различных видах механического нагружения (растяжении, сжатии, изгибе, сдвиге и других) образцов из углерод-углеродного композиционного материала на специализированном испытательном комплексе «Вулкан». Представлены результаты испытаний по определению деформационных и прочностных свойств материала.

Ключевые слова: методологические основы, прочностные свойства, углерод-углеродный композиционный материал, испытательный комплекс, результаты испытаний.

Methodological basics of high-temperature (about $+2500^{\circ}\text{C}$) strength tests were reviewed under different mechanical loads (tensile, compression, bending, shear etc.) of samples of carbon-carbon composite material on Vulcan designated test complex. Test results for determination of material deformation and strength properties are presented.

Keywords: methodological basics, strength properties, carbon-carbon composite material, test complex, test results.

Постановка задачи

В последние годы во всех промышленно развитых странах ведутся интенсивные разработки по применению целой гаммы композиционных материалов в конструкции газотурбинных двигателей, что обусловлено возможностью повышения рабочих температур, уменьшения массы, габаритов, увеличения удельной тяги двигателя и т.д. ГП «КБ «Южное» является одним из передовых предприятий по внедрению таких композиционных материалов в разрабатываемую продукцию.

Особенно перспективными для применения в ракетостроении являются углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ). К числу их

© А.М. Потапов 2015

достоинств относятся низкая плотность, высокие прочностные характеристики, теплопроводность. Однако для них необходимо решение проблемы выгорания или окисления при рабочих температурах выше 2500 °С [1-4].

Решение этой проблемы влечет за собой задачи получения достоверных сведений о механических свойствах УУКМ при наземной отработке качества материала в условиях, максимально близких к эксплуатационным. Применительно к таким условиям проведение прочностных исследований является весьма сложной методической задачей. При этом основные трудности, обусловленные как спецификой материала, так и условиями его нагружения, как правило, связаны с необходимостью удовлетворения весьма жестких требований по точности измерения и регулирования температуры, деформации и нагрузки, а также однородности теплового и напряженно-деформированного состояния в рабочей зоне образца.

Решению задач такого рода было уделено значительное внимание при создании экспериментальной установки, модификации разработанных ранее и создании новых методик, обеспечивающих учет особенностей и специфики проведения высокотемпературных испытаний УУКМ на растяжение, сжатие, изгибе, сдвиге и других.

Методологические основы

Методология – это учение о формах и способах научного познания, о методах и средствах деятельности, в том числе в задачах прочностных испытаний, технической диагностики и прогноза состояния ракетно-космической техники как сложных технических объектов. Из опыта проведения прочностных испытаний можно сделать вывод, что процесс исследования любого материала – это научное исследование: у каждого объекта свои особенности, объекты хотя и похожи, но уникальные и неповторимые, и это должно учитываться при проведении испытаний и подготовке решений .

Для реализации поставленной задачи использована установка для испытаний УУКМ при температурах до 3000 °С в вакууме, воздушной или инертной среде. Установка изготовлена на базе испытательной машины 1958У10-1 и снабжена комплексом приспособлений и устройств управления экспериментом, в том числе в автоматическом режиме, для проведения испытаний при различных видах программного нагружения, системой программного нагрева образцов, позволяющей воссоздавать близкие к эксплуатационным режимы работы материала, и измерительно-информационной системой. Система измерений обеспечивает реализацию программ изменения термомеханической нагрузки и измерение ее параметров. Используемый в установке способ нагрева образца пропусканием электрического тока с дополнительным подогревом краев образца позволяет создавать равномерное поле температур по длине рабочей части образца. Методическими особенностями данной установки также являются оригинальные способы многоканального измерения деформации образца с

помощью вынесенных из зоны нагрева элементов образца и экстензометров, применение различных систем измерения локальных температур образца, возможность проведения испытаний в вакууме, нейтральных и агрессивных средах [5].

Экспериментальный комплекс для проведения высокотемпературных испытаний материалов при различных видах нагружения

Экспериментальный комплекс предназначен для статических испытаний на растяжение, сжатие, изгиб, кратковременную ползучесть, релаксацию и малоцикловую усталость конструкционных полимеров в широком диапазоне нагрузок, температур и скоростей деформирования.

Принципиальной особенностью испытательного комплекса является возможность программного изменения характера нагружения и реализация различных режимов мягкого, жесткого или смешанного деформирования во времени непосредственно в процессе испытания образца.

Экспериментальный комплекс для проведения высокотемпературных испытаний материалов можно представить в виде структурной схемы (рис. 1), его фотография показана на рис. 2.



Рис. 1. Структурная схема экспериментального комплекса для проведения высокотемпературных испытаний материалов

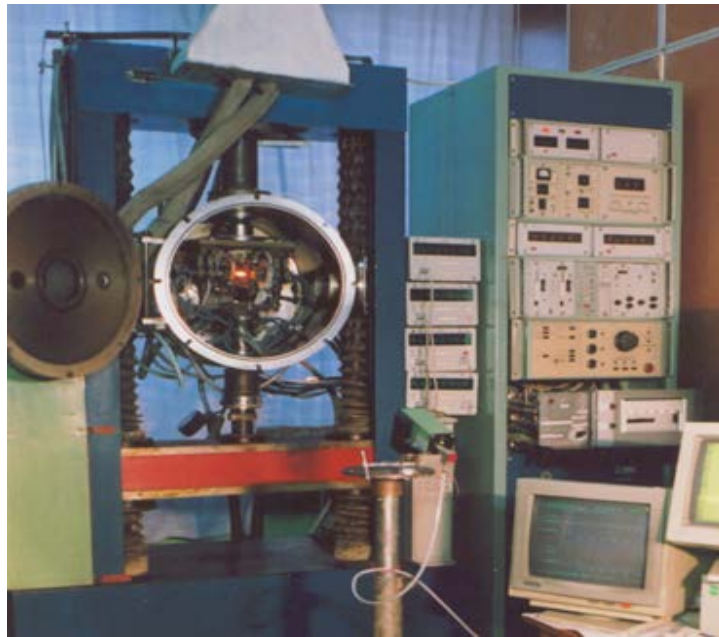


Рис. 2. Фотография экспериментального комплекса для проведения высокотемпературных испытаний материалов

Система механического нагружения. Базовыми являются системы универсальной машины 1958У-10-1 для испытания материалов. Машина оснащена тремя типами датчиков нагрузки, деформации и перемещения, предусмотрена возможность совместной работы с ЭВМ. Наибольшая предельная нагрузка 100 кН. В машине предусмотрен блок для фиксации наибольшего усилия, приложенного к образцу в процессе испытания. Скорость перемещения активного захвата от 0,005 до 500 мм/мин. Машина укомплектована захватами и приспособлениями для различных материалов и видов испытаний. Испытания образцов при высоких температурах производятся только с охлаждаемыми захватами. Вариация показаний машины в диапазоне измерения не превышает 1 % измеряемой нагрузки.

Система нагрева образцов. Специфика свойств УУКМ требует обоснованного выбора способов нагрева. Используемый способ должен позволять получить однородное поле температур по исследуемому объему образца и обеспечить достаточно высокую скорость нагрева, при которой температурная деградация свойств и химические превращения материала будут минимальными. Все выше сказанное определило выбор способа прямого пропускания электрического тока.

Для реализации этого метода в зависимости от типа испытаний разработаны конструкции устройств, совмещающих в себе функции силовых захватов и токоподводов, снабженные элементами водяного охлаждения и электрической развязки. Для создания равномерного поля температур по длине рабочей части образца разработана оригинальная методика дополнительного подогрева ее краев. Режим теплового нагружения определяется работой трех электрически не связанных источников питания, программируемых от единой

системы управления нагревом. Основное переменное напряжение для нагрева рабочей части подводится через токоподводы непосредственно к водоохлаждаемым захватам, остальные два источника для подогрева краев рабочей части – к токоподводам, расположенным на захватах и электроизолированных от них.

Метрологические испытания показали, что перепад температур по длине рабочей части составляет не более 100°C во всем диапазоне температур.

Система испытаний в вакууме и различных средах. Для проведения испытаний в средах установка оборудована герметизируемой испытательной камерой, системами вакуумирования и создания различных сред. Система позволяет получать разрежение в испытательной камере до 10^{-3} МПа за 2-3 мин. Испытания образцов УУКМ велись в среде аргона. Система подачи аргона, включающая в себя баллоны с газообразным аргоном начальным давлением до 15 МПа, запорную и регулируюшую арматуру, обеспечивает создание нейтральной среды на всех режимах испытаний, в том числе при программируемом избыточном давлении аргона в камере. Методически создание такой нейтральной среды осуществлялось чередованием циклов вакуумирования с последующим заполнением камеры аргоном (не менее трех циклов) и автоматическим поддержанием избыточного давления аргона в камере на всех этапах проведения эксперимента (нагрев-нагружение). Последнее обеспечивает соблюдение условий постоянства воздействия среды при появления неплотностей в испытательной камере.

Информационно-измерительная система. Она включает в себя комплекс датчиков, аппаратуры визуального наблюдения и управления агрегатами установки, а также автоматической регистрации и первичной обработки данных, характеризующих функционирование всех систем установки, параметры термосилового нагружения и деформирования образца. Информационно-измерительная система функционально делится на три блока: блока датчиков-преобразователей измеряемых величин, блока визуальной индикации и блока регистрации и первичной обработки данных.

К блоку датчиков-преобразователей относятся динамометрические тензорезисторные измерители нагрузки, тензометрические преобразователи деформаций и импульсные датчики перемещений подвижной траверсы испытательной машины. Четыре сменных датчика усилий (динамометра) обеспечивают измерение и регистрацию усилий в диапазоне $100 \dots 0,002$ кН.

Блок индикации данных, характеризующих функционирование установки, и основные параметры воздействий на образец, включает в себя приборы для измерения электрических величин и давлений воздушных и других газообразных и жидких сред. В нем предусмотрены также возможности регистрации предельных значений параметров после разрушения образца.

Блок регистрации и первичной обработки данных предназначен для непрерывной записи в процессе проведения эксперимента параметров процессов, определяющих состояние образца на всех стадиях нагрева, деформирования и разрушения, последующих их обработки и представления в

форме, удобной для использования в программном обеспечении при окончательном представлении результатов исследования.

Информационно-измерительные системы определения деформаций при различных видах нагружения. Результаты испытаний и их анализ

Система определения деформации при растяжении. Испытания на растяжение проводились на образцах из УУКМ, фото образцов после испытаний представлено на рис. 3. Общее количество испытанных образцов составляет 20 шт.

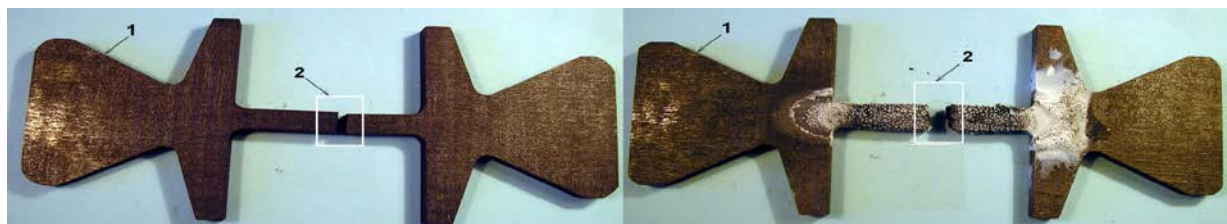


Рис. 3. Фото образцов после испытаний на растяжение при 20 °С и 2500 °С:
1 – образец, 2 – зона разрушения

Рабочими температурами испытаний были: 20 °С, 500 °С, 1800 °С, 2500 °С. В процессе эксперимента фиксировались: температура нагрева (T), нагрузка (P), деформация образца (ε). Напряжения и деформации в образце определялись по формулам:

$$\sigma = P/F, \quad \varepsilon = \Delta l/l \cdot 100\%, \quad (1)$$

где σ – напряжение, МПа; P – нагрузка на образец, Н; F – площадь сечения образца, см²; ε – деформация рабочей части образца, %; Δl – приращение базы рабочей части образца, мм; l – база рабочей части образца, мм.

Данные испытания были проведены при растяжении в диапазоне 20 – 2500 °С в аргоне.

Обобщенные результаты исследований представлены на рис. 4.

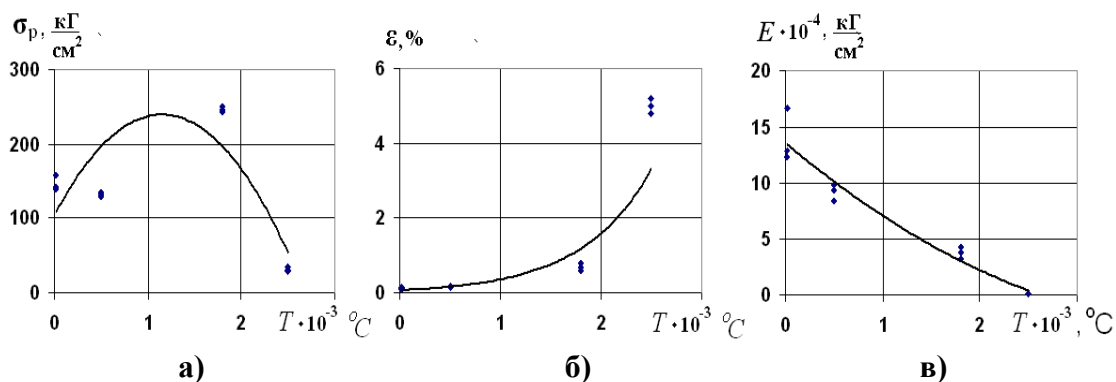


Рис. 4. Обобщенные результаты исследований при растяжении:

- а – зависимость разрушающих напряжений от температуры;
- б – зависимость разрушающих деформаций от температуры;
- в – зависимость модуля упругости от температуры

По результатам анализа полученных зависимостей рисунка 4 выявлено ряд закономерностей поведения УУКМ:

- испытания при 20-500 °С показали, что материал при сравнительно небольшой прочности (среднее значение $\approx 140 \text{ кг/см}^2$) обладает высоким модулем упругости и небольшой деформацией при разрушении $\approx 0,1\%$;

- поведение материала под нагрузкой даже при малых деформациях показывает, что материал ведет себя неупруго и в процессе нагружения происходит накопление повреждений даже при небольших нагрузках 30 - 40 % от разрушающей;

- при температуре 1800 °С наблюдается общая тенденция к упрочнению образцов;

- при разрушении прочность УУКМ увеличилась на $\approx 110 \text{ кг/см}^2$ по сравнению с комнатной температурой, а среднее значение деформации при разрушении оказалась $\approx 0,7 \%$, т.е. в ≈ 7 раз больше, чем при комнатной температуре;

- анализ влияния температуры на прочность и деформативность при 1800 °С свидетельствует о существенном вкладе уменьшения связи между волокнами и связующим на увеличение разрушающей деформации, в то же время наблюдается уменьшение разброса по прочности;

- при температуре $T = 2500 \text{ °С}$ при растяжении прочность и упругость уменьшаются до $\approx 30 \text{ кг/см}^2$, а величина деформации материала при этой температуре достигает 5 %.

Система определения деформации при сжатии. Испытания на сжатие проводились на образцах из УУКМ, фото образцов после испытаний представлено на рис. 5. Количество испытанных образцов составляет 15 шт.

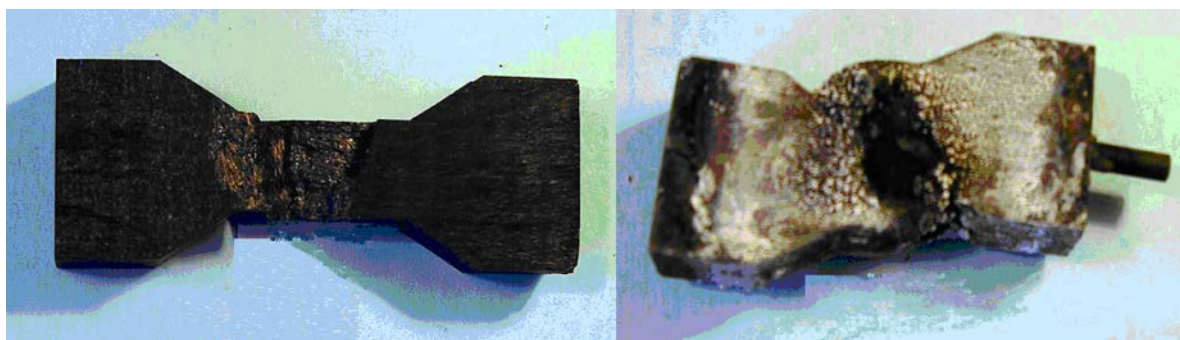


Рис. 5. Фото образцов после испытаний на сжатие при 20 °С и 2500 °С

Напряжения и деформации в образце определялись по формулам (1). Результаты исследований представлены на рис. 6.

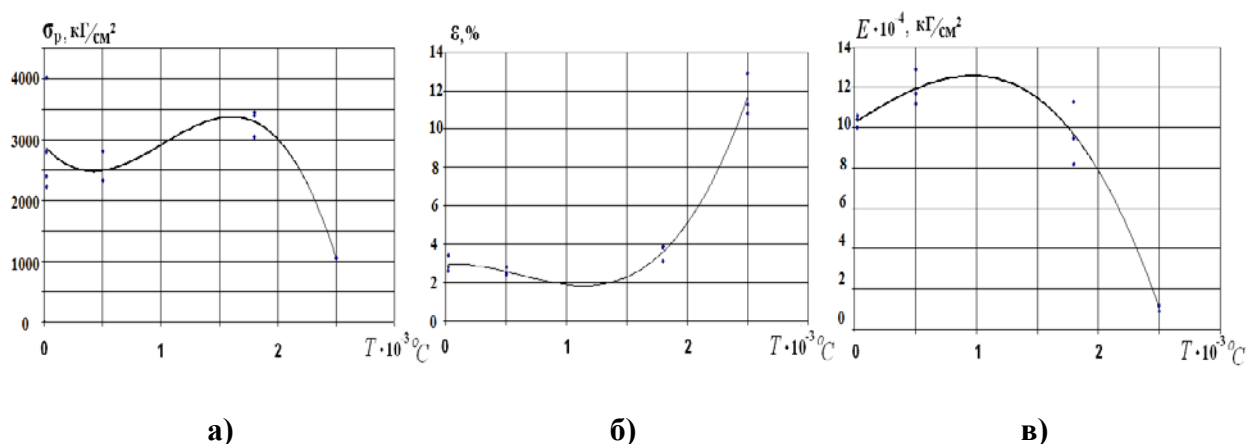


Рис. 6. Обобщенные результаты исследований при сжатии:

- а – зависимость разрушающих напряжений от температуры;
- б – зависимость разрушающих деформаций от температуры;
- в – зависимость модуля упругости от температуры

По результатам анализа полученных зависимостей рис. 6 выявлено ряд особенностей и закономерностей поведения УУКМ:

- получены стабильные результаты во всём исследованном интервале температур от образца к образцу;

- испытания при $20 \text{ } ^\circ\text{C}$ характеризуют прочность УУКМ $\approx 2474 \text{ кг/см}^2$ и деформацию при разрушении $\approx 2,9 \%$;

- при механическом нагружении связь между напряжением и деформацией не линейна, это характеризует тот факт, что в материале накапливаются повреждения наиболее интенсивно в зоне при 70-80 % от разрушающей нагрузки;

- наблюдается некоторое снижение прочности в диапазоне температур $500\text{-}1800 \text{ } ^\circ\text{C}$ по сравнению с $T = 20 \text{ } ^\circ\text{C}$, эти результаты показывают, что связь между волокнами, воспринимающими наибольшую нагрузку, уменьшается за счёт активного газообразования связующего;

- при $T=1800 \text{ } ^\circ\text{C}$ отмечается увеличение прочностных и деформационных свойств, увеличение прочности по сравнению с $500 \text{ } ^\circ\text{C}$ составляет $\approx 15\%$, что подтверждает упрочнение углеродного каркаса материала при одновременном уменьшении связи со связующим;

- при увеличении температуры до $2500 \text{ } ^\circ\text{C}$ наблюдается уменьшение прочности и увеличение деформации образцов ($\approx$ в 4 раза), эти результаты косвенно показывают, что при температуре $2500 \text{ } ^\circ\text{C}$ конкурирующие процессы и их вклад в упрочнение и разупрочнение материала изменяется, при этом вклад разупрочняющих процессов становится более существенным;

- пики прочностных свойств при сжатии приходятся на температуры $20 \text{ } ^\circ\text{C}$ и $1800 \text{ } ^\circ\text{C}$, это связано с тем, что в диапазоне $500\text{-}1800 \text{ } ^\circ\text{C}$ для УУКМ характерны существенные фазовые превращения в материале, ведущие к образованию более плотных упаковок на уровне молекулярного строения. В то же время термофлуктуационный механизм разупрочнения, который действует во всём диапазоне рабочих температур, в большей степени влияет на связь

между слоями материала, увеличивая его деформацию при повышении температуры;

– температура 1800 °С является критической для поведения материала под нагрузкой, наблюдается смена механизма разрушения материала – от разрушения вследствие разделения образца на 2 части к разрушению образца от потери устойчивости. Такая смена механизма разрушения характеризует потерю связей между волокнами и фактически создание нового материала с ослабленными связями, в итоге это ведёт к значительному увеличению деформации в момент разрушения.

Система определения деформации при сдвиге. Такой эксперимент проводится аналогично сжатию, только напряжение на сдвиг определяется как усилие, делённое на площадь среза. Фото образцов после испытаний представлено на рисунке 7. Количество испытанных образцов составляет 15 шт.

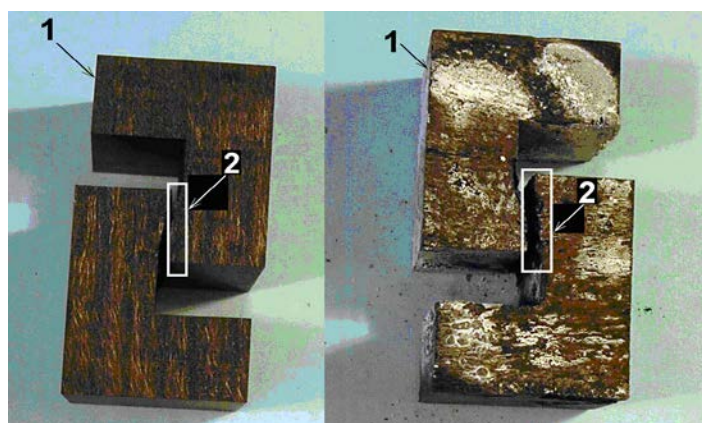


Рис. 7. Фото образцов после испытаний на сдвиг при 20 °С и 2500 °С:

1 – образец, 2 – зона разрушения

Напряжения и деформации в образце определялись по формулам:

$$\tau = P/F, \quad \gamma = \Delta h/h \cdot 100\%, \quad (2)$$

где τ – напряжение, МПа; γ – деформация рабочей части образца, %; Δh – приращение базы рабочей части образца, мм; h – база рабочей части образца, мм.

Результаты исследований представлены на рис. 8.

По результатам анализа полученных зависимостей рис. 8 выявлено ряд особенностей и закономерностей поведения УУКМ:

– при 20 °С прочность УУКМ составила 850 кг/см² и деформация при разрушении $\approx 100\%$;

– разброс данных от образца к образцу показывает о необходимости повышения качества технологии их изготовления;

– при механическом нагружении связь между напряжением и деформацией не линейна, это характеризует тот факт, что в материале наиболее интенсивно накапливаются повреждения (в большей степени) в зоне $\approx 70-80\%$

от разрушающей нагрузки;

– в диапазоне 20-500 °С наблюдается снижение прочностных свойств и деформации образцов при сдвиге, модуль сдвига изменяется незначительно;

– влияния температуры на УУКМ при $T=500-1800$ °С характеризуют уменьшение прочностных и упругих свойств, деформация изменяется незначительно;

– увеличение температуры до 2500 °С существенно сказывается на прочности и деформации образцов, характер изменений аналогичный изменениям, отмеченным при испытаниях на сжатие.

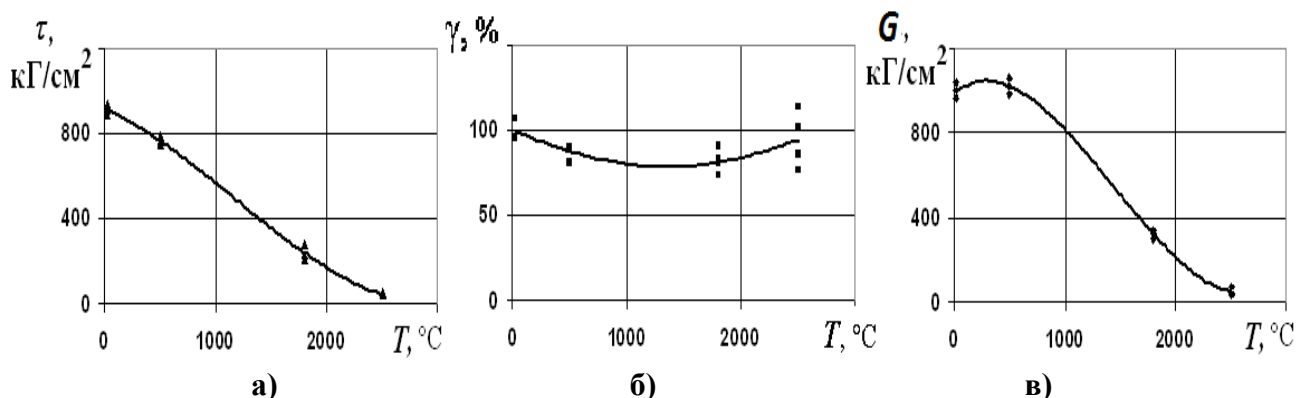


Рис. 8. Обобщенные результаты исследований при сдвиге:

а – зависимость предела прочности от температуры;

б – зависимость предельных деформаций от температуры;

в – зависимость модуля сдвига от температуры

Система определения деформации при изгибе. В этом разделе представлены результаты экспериментальных исследований по оценке влияния температуры на прочность и деформативность образцов из УУКМ при изгибе в инертной газовой среде. Температура испытаний $T=20-2500$ °С. Фото образцов после испытаний представлено на рис. 9. Количество испытанных образцов составляет 15 шт.

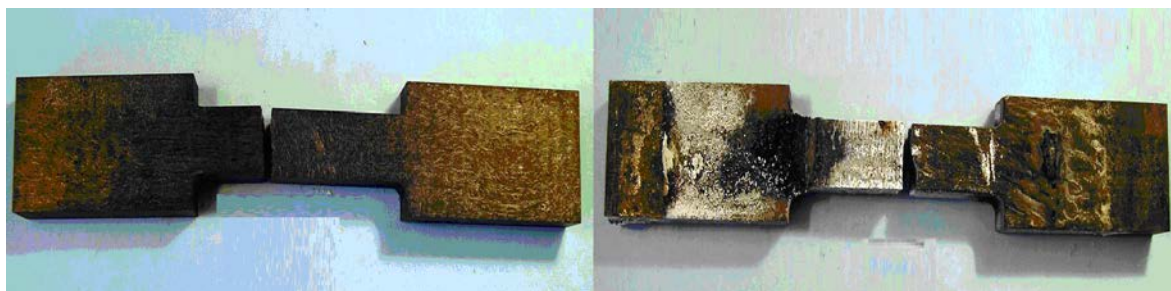


Рис. 9. Фото образцов после испытаний на изгиб при 20 °С и 2500 °С

Результаты исследований представлены на рис. 10.

По данным испытаний на изгиб при 20 °С прочность УУКМ $\approx 425 \text{ кг/см}^2$ и деформация при разрушении $\approx 0,393 \%$. Разброс данных от образца к образцу в пределах допустимых норм.

Влияние температуры на прочность и деформативность этих материалов перекликается с теми результатами, которые были получены при растяжении, сжатии и сдвиге.

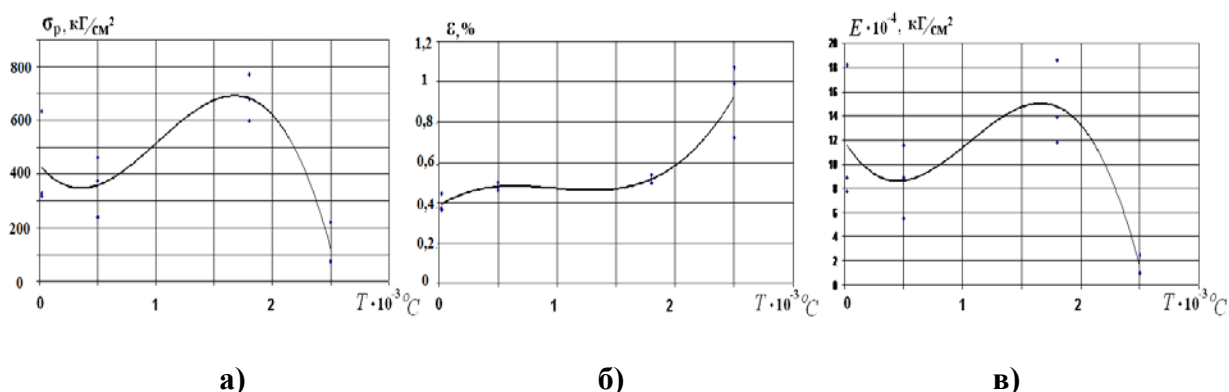


Рис. 10. Обобщенные результаты исследований при изгибе:

а – зависимость предела прочности от температуры;

б – зависимость предельных деформаций от температуры;

в – зависимость модуля сдвига от температуры

Система определения коэффициента термического расширения.

Испытания по определению коэффициента термического расширения проводились на образцах из УУКМ, фото образцов после испытаний и зависимость коэффициента термического расширения от температуры представлено на рисунке 11. Количество испытанных образцов составляет 15 шт. Температурный диапазон 20-1000 °С. Среда – аргон.

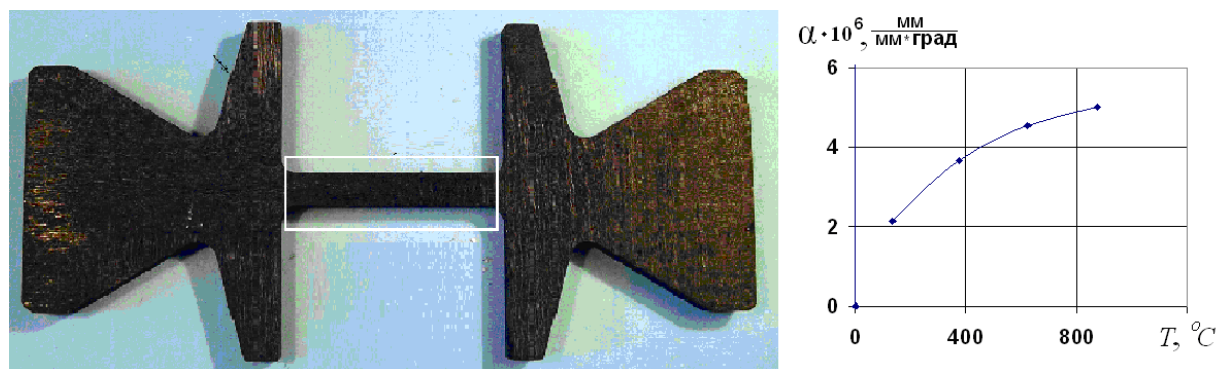


Рис. 11. Фото образца после определения коэффициента термического расширения и зависимость его от температуры

Анализируя результаты можно сделать следующие выводы:

– зависимость коэффициента термического расширения от температуры носит сложный характер и имеет два чётко выраженные диапазона. Первый диапазон – 20-500 °С, второй диапазон – 500-1000 °С;

– на первом участке наблюдается линейная зависимость. На втором участке другая линейная зависимость, при которой стабилизируется эта связь с меньшим углом наклона. Эти два диапазона могут иметь следующее

объяснение. На первом участке при нагреве образца происходит интенсивное газообразование продуктов пиролиза, связь между волокнами уменьшается, что приводит к свободному удлинению образца. На втором участке уменьшение наклона происходит вследствие структурных преобразований в материале при этих температурах.

Выводы

1. В обеспечение выполнения работ по определению прочностных характеристик УУКМ при высоких температурах была создана экспериментальная установка «Вулкан», позволяющая проводить испытания на растяжение, сжатие, изгибе, сдвиге и другие при температурах до 3000 °С, а также модифицированы разработанные ранее и созданные новые методики, обеспечивающие учет особенностей и специфики проведения высокотемпературных испытаний. Рассмотрены их методологические основы.

2. Проведен огромный комплекс трудоемких прочностных испытаний образцов из УУКМ (количество образцов более 100 шт.), при рабочих температурах: 20 °С, 500 °С, 1800 °С, 2500 °С.

3. По результатам анализа выявлено, что:

- исследованный материал УУКМ работоспособен до температур 1800 °С;

- закономерности влияния температуры на прочность и деформативность образцов при растяжении, сжатии, сдвиге, кручении, изгибе, при определении КТР не одинаковы как при разных температурах, так и при разных видах нагружения;

- при температурах 1200-1800 °С происходит упрочнение УУКМ до 30 %, это связано с фазовыми превращениями в материале, ведущие к образованию более плотных упаковок на уровне молекулярного строения, в то же время деформация при разрушении увеличивается до 8 раз по сравнению с деформацией при комнатных температурах;

- при более высоких температурах (1800-2500 °С) прочность УУКМ при всех видах испытаний значительно снижается.

Библиографические ссылки:

1. Новые материалы. Под научной ред. Ю.С. Карабасова [Текст]. – М: МИСИС. – 2002. – 736 с.

2. Лякишев, Н.П. Конструкционные функциональные материалы. Настоящее и будущее. ВНН. Современное материаловедение, XXI век [Текст] / Н.П. Лякишев. – Киев: Наукова думка, 1998.

3. Бухаров, С.В. Конструкции из композиционных материалов [Текст] / С.В. Бухаров. – 2000. – №1.

4. Трыков, Ю.П. Деформация слоистых композитов: Монография [Текст] / Ю.П. Трыков, В.Г. Шморгун, Л.М. Гуревич – Волгоград: ВолГТУ, 2001.

5. Определение свойств углеродкарбидокремниевое композиционного материала на специализированном испытательном комплексе «Вулкан» [Текст]: отчет по НИР. – Киев, 2013. – 13 с.

УДК 621.7.01

А.М. Чубаров

ПРИКЛАД РОЗРАХУНКУ ТА АНАЛІЗ ВПЛИВУ НА ЦІЛЬОВУ ФУНКЦІЮ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ТВЕРДОПАЛИВНОЇ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З УРАХУВАННЯМ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

Представлен пример расчета и анализ влияния на целевую функцию проектных параметров твердотопливной двигательной установки беспилотного летательного аппарата с учетом траектории полета.

Ключевые слова: целевая функция, проектные параметры, беспилотный летательный аппарат, траектория полета.

Представлено приклад розрахунку та аналіз впливу на цільову функцію проектних параметрів твердопаливної двигунної установки безпілотної літальної апарату з урахуванням траєкторії польоту.

Ключові слова: цільова функція, проектні параметри, безпілотний літальний апарат, траєкторія польоту.

The example of calculation and analysis of the impact on the objective function of design parameters of solid-fuel propulsion aircraft based on flight path.

Keywords : objective function , design parameters , aircraft, flight path .

При виборі проектних параметрів безпілотних літальних апаратів на твердому паливі (далі по тексті – ЛА), призначених для польоту у щільних шарах атмосфери виникають певні особливості, пов'язані з наступними чинниками:

- політ ЛА проходить в щільних шарах атмосфери, а тому оптимальні проектні параметри будуть суттєво залежати від кінцевої точки

польоту та обраного типу траєкторії;

- кінцева точка польоту ЛА в загальному випадку може належати деякій доволі обширній області, а тому розраховані оптимальні проектні параметри для різних кінцевих точок польоту з даної області можуть істотно відрізнятись.

Від правильного визначення області значень проектних параметрів, по-перше – залежить загальна проектна якість ЛА, по-друге – зменшуються витрати на уточнення проектних параметрів на наступних етапах проектування, по-третє – залежить успіх проекту в цілому.

В якості конкретного прикладу розрахунку та аналізу впливу на цільові функції проектних параметрів пропонується розглянути випадок польоту ЛА масою (M_0) 415 кг в точку, яка знаходиться на дальності 50 км від точки старту та на висоті 20 км. Прийmemo наступні вихідні параметри: маса твердого палива ($M_{\text{п}}$) 205 кг, питомий імпульс ($P_{\text{пит}}$) 260 с, характерний діаметр ЛА (D) 290 мм. Аеродинамічні характеристики ЛА задамо у вигляді коефіцієнта лобового опору (C_x), залежність якого від числа Маха (M) є характерною для ЛА циліндричної форми з оживальним аеродинамічним обтічником. Графік залежності $C_x(M)$ приведено на рисунку 1.

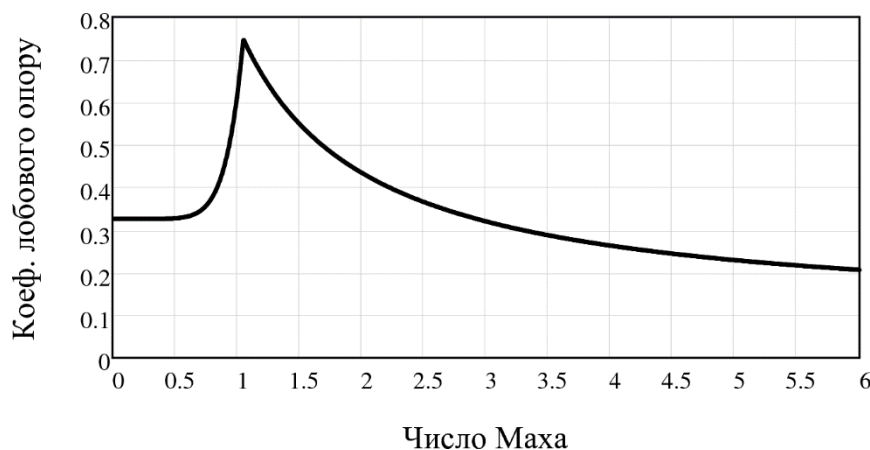


Рис.1 – Залежність коефіцієнта лобового опору від числа Маха

Суть даної задачі полягає у визначенні вихідних даних для проектування твердопаливної двоережимної маршевої двигунної установки ЛА.

В якості цільових функцій у даній задачі окремо розглядаються мінімальний час польоту в кінцеву точку та мінімальні втрати швидкості за час польоту у кінцеву точку за для збереження маневреності.

В якості проектних параметрів будемо розглядати коефіцієнти тягоозброєності на стартовому та маршевому режимах (μ_1, μ_2), відносний час роботи у стартовому режимі ($k_{\text{ст}}$), а також параметр траєкторії A_1 який визначає її форму (пояснення далі по тексті).

Під час пошуку оптимальних проектних параметрів будемо використовувати наступні обмеження:

- швидкість горіння (u) твердого палива типу НТРВ повинна лежати у межах від 6,5 до 11 мм/с;
- максимальне осьове перевантаження (n_x) не повинно перевищувати 15 одиниць (визначається міцністю заряду твердого палива);
- мінімальний швидкісний напір (q) повинен бути не нижче 100 кгс/м², що дозволяє не використовувати газодинамічну систему орієнтації і стабілізації ЛА.

Траєкторія польоту задається згідно з рекомендаціями, наведеними у [1] програмно, у вигляді поліному (1). Рекомендовані для більшості випадків значення коефіцієнтів $A_1 = 0,3$; $A_2 = 0,3$; $A_3 = -0,3$; $k = 0$. Оскільки коефіцієнт A_1 суттєво впливає на відносну висоту траєкторії (Рисунок 2), то він обраний в якості одного з проектних параметрів задачі.

$$Y(X) = \sqrt{L_k^2 + H_k^2} \cdot \left[\frac{X}{L_k} \cdot \sum_{i=1}^3 \left[A_i \cdot \left(1 - \frac{X}{L_k} \right)^i \right] + \frac{1}{2} k \cdot \left[\frac{X}{L_k} \cdot \left(1 - \frac{X}{L_k} \right) \right]^2 \right] + \frac{H_k}{L_k} \cdot X \quad (1)$$

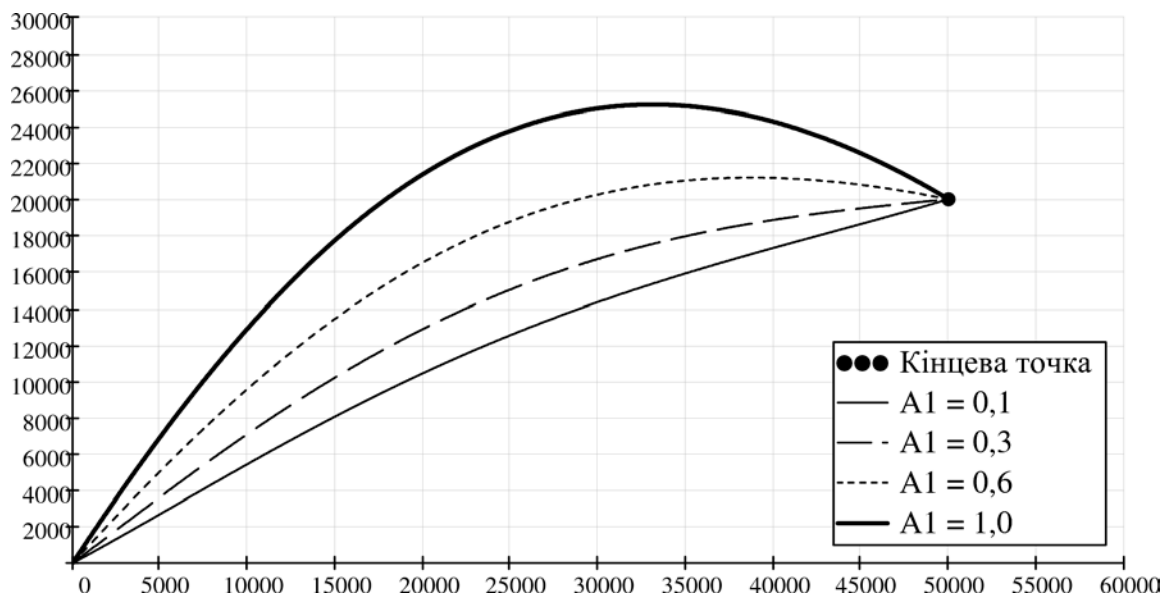


Рис. 2 – Залежність форми траєкторії від параметра A_1

Загальний час роботи двигуна визначається за формулою (2).

$$t_{дв} = \frac{\mu_n \cdot P_{пит}}{k_{ст} \cdot \mu_1 + (1 - k_{ст}) \cdot \mu_2}, \text{ де } \mu_n = \frac{M_n}{M_0} \quad (2)$$

Швидкість горіння визначається як відношення характерного розміру зводу заряду до часу роботи двигуна (3).

$$u = \frac{0,75}{t_{\text{дв}}} \cdot \left(\frac{D}{2} - 5 \right), \text{ де } D - \text{характерний діаметр в мм} \quad (3)$$

Величина секундної витрати палива визначається залежністю (4).

$$\dot{m}(t) = \frac{1}{P_{\text{пит}}} \cdot \begin{cases} \mu_1 \cdot M_0, t \in 0 \dots t_{\text{ст}} \\ \mu_2 \cdot M_0, t \in t_{\text{ст}} \dots t_{\text{дв}}, \text{ де } t_{\text{ст}} = k_{\text{ст}} \cdot t_{\text{дв}} \\ 0, t > t_{\text{дв}} \end{cases} \quad (4)$$

Залежність тяги двигуна від часу визначається за формулою (5).

$$P(t) = g_0 \cdot P_{\text{пит}} \cdot \dot{m}(t), \text{ де } g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2 \quad (5)$$

Для балістичного розрахунку будемо використовувати систему диференціальних рівнянь руху точки змінної маси у полі земного тяжіння з урахуванням впливу аеродинамічних сил (6) згідно з рекомендаціями [2, 3].

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} X(t) = V(t) \cdot \cos(\theta(t)) \\ \frac{d}{dt} Y(t) = V(t) \cdot \sin(\theta(t)) \\ \frac{d}{dt} V(t) = \frac{1}{M(t)} \cdot [P(t) - X_a(V(t), \alpha(t))] - g \cdot \sin(\theta(t)) \\ \theta(t) = \theta_{\text{пр}}(t) \\ \frac{d}{dt} M(t) = -\dot{m}(t) \end{cases} \quad (6)$$

В результаті розрахунку отримуємо час, необхідний для досягнення кінцевої точки (τ), а також значення сумарних втрат швидкості на гравітацію та аеродинаміку за час польоту (ΔV), що визначається за формулою (7).

$$\Delta V = \int_0^{\tau} \frac{X_a}{M(t)} + g \cdot \sin(\theta(t)) dt \quad (7)$$

Дані, отримані в результаті проведення розрахунків представлені у таблицях

1 – 3. Під час проведення розрахунків було виявлено, що обмеження на значення швидкості горіння палива і осьового перевантаження значно обмежують можливості варіації коефіцієнта μ_2 , а тому його значення раціонально прийняти сталим і рівним 10. Коефіцієнт μ_1 будемо варіювати в межах від 5 до 14.

Таблиця 1

Значення часу польоту та сумарних втрат швидкості для параметру траєкторії $A_1 = 0,1$

$k_{ст}$	μ_1									
	5		7		9		12		14	
	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV
0,1	75,2	1238	74,8	1236	74,5	1235	74,0	1235	73,8	1235
0,2	$u < u_{min}$		75,1	1235	74,5	1235	74,0	1237	73,8	1239
0,3			$u < u_{min}$		74,5	1233	73,9	1239	73,7	1243
0,4					74,5	1232	74,0	1241	$n > n_{max}$	
0,5					74,5	1231	74,1	1244		

Таблиця 2

Значення часу польоту та сумарних втрат швидкості для параметру траєкторії $A_1 = 0,3$

$k_{ст}$	μ_1									
	5		7		9		12		14	
	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV	τ	ΔV
0,1	67,5	1058	67,1	1056	66,7	1055	66,2	1053	66,0	1053
0,2	$u < u_{min}$		67,4	1056	66,8	1054	66,1	1055	65,8	1056
0,3			$u < u_{min}$		66,9	1053	66,0	1056	65,6	1059
0,4					66,9	1053	66,0	1058	$n > n_{max}$	
0,5					67,0	1051	66,0	1060		

У результаті аналізу даних для наведених двох таблиць можна чітко визначити три екстремальні точки для даної множини значень (в таблицях виділені чорним кольором). Тому для значень $A_1 = 0,6$ та $A_1 = 1,0$ розрахунок будемо проводити тільки для вказаних трьох випадків. Результати представлені в таблиці 3.

Таблиця 3

Значення часу польоту та сумарних втрат швидкості для параметрів траєкторії $A_1 = 0,6$ та $A_1 = 1,0$

Параметри		A_1			
$k_{ст}$	μ_1	0,6		1,0	
		τ	ΔV	τ	ΔV
0,1	5	64,3	890	66,4	771
0,3	14	62,2	886	64,1	764
0,5	9	63,8	883	66	765

Для зручності аналізу представимо отримані результати у вигляді контурних графіків на рисунках 3 та 4.

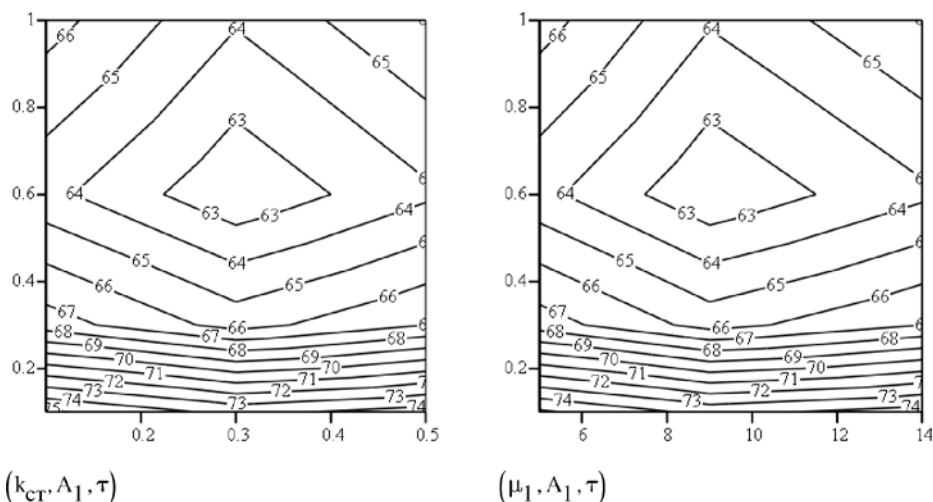


Рис. 3 – Залежності часу польоту від відносного часу роботи двигуна і параметра траєкторії A_1 (зліва), та від коефіцієнта тягоозброєності на стартовому режимі і параметра траєкторії A_1 (справа).

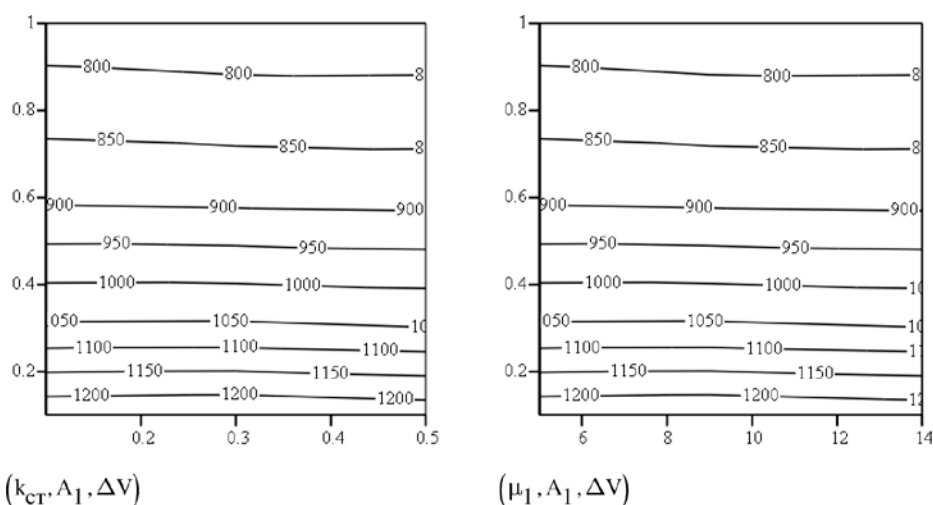


Рис. 4 – Залежності сумарних втрат швидкості за час польоту від відносного часу роботи двигуна і параметра траєкторії A_1 (зліва), та від коефіцієнта тягоозброєності на стартовому режимі і параметра траєкторії A_1 (справа).

В результаті аналізу контурних графіків можна зробити наступні висновки:

1. Екстремум загального часу польоту виражений більш менш чітко, і знаходиться в області $k_{ст} \in 0,3 \dots 0,5$ та $\mu_1 \in 9 \dots 14$. Дані параметри можуть бути прийняті будь-якими із даної області, в залежності від особливостей об'єкту проектування.

2. Залежність сумарних втрат швидкості ΔV від параметра траєкторії A_1 сильно виражена, спадаюча в напрямку збільшення A_1 . Це говорить про важливість вибору оптимальної траєкторії для даного класу задач.
3. Залежність сумарних втрат швидкості ΔV від $k_{ст}$ та μ_1 виражена дуже слабо та є спадаючою в напрямку збільшення $k_{ст}$ та μ_1 .
4. Розглянуті проектні параметри ЛА визначають його загальну проектну якість в частині мінімізації часу польоту до кінцевої точки та в частині задоволення обмеженням по осьовим перевантаженням та швидкості горіння палива.
5. Збереження швидкості під час польоту визначається, в основному, вибором траєкторії.

Обрані в результаті проведеного аналізу значення μ_1 , μ_2 та $k_{ст}$ служать вихідними даними для проектування твердопаливної маршевої двигунної установки ЛА.

Бібліографічні посилання:

1. Проектирование зенитных управляемых ракет / Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. – Изд. второе, перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 732 с.: ил.
2. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лисенко, С.С. Богодистов. – 3-е изд. перераб. и доп. – М. Машиностроение, 1991. – 640 с.: ил.
3. Тараненко В.Т., Момджи В.Г. Прямой вариационный метод в краевых задачах динамики полета. – М.: Машиностроение, 1986. – 128 с.

УДК 629.78

В.Г. Якушенко, Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко

Дніпропетровський національний університет ім. О.Гончара

ДОСЛІДЖЕННЯ МАСОВОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ НА УНІТАРНОМУ ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ НА ВЕРХНІЙ СТУПЕНІ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4»

Представлен сравнительный анализ массовой эффективности двигательной установки на пастообразном топливе при его использовании в качестве маршевой на 3 ступени РН «Циклон-4». Сравнение проводится с действующим вариантом степени и степени с ЖРД, работающих на кислороде и водороде. Рассмотрен случай отработки импульсов в процессе вывода космического аппарата на низкую околоземную орбиту и отвода отработанной верхней ступени в плотные слои атмосферы.

Ключевые слова: ракета-носитель, двигательная установка, унитарное пастообразное топливо, верхняя ступень, полезный груз.

Представлено порівняльний аналіз масової ефективності двигунної установки на пастоподібному паливі при її використанні як маршової на 3 ступені РН «Циклон-4». Порівняння проводиться з діючим варіантом ступені та ступені з РРД, що працюють на кисні і водні. Розглянуто випадок відпрацювання імпульсів у процесі виведення космічного апарата на низьку навколоземну орбіту і відведення відпрацьованої верхньої ступені в щільні шари атмосфери.

Ключові слова: ракета-носіє, двигунна установка, унітарне пастоподібне паливо, верхня ступінь, корисний вантаж.

The comparative analysis of the efficiency of mass propulsion installation on fuel paste when using it as a sustainer 3 degree RN "Cyclone-4" have been presented. Compared with the current version degrees and degree of LRE operating on oxygen and hydrogen. The case of working pulses in the output of the spacecraft into low Earth orbit and waste diversion rate in the upper atmosphere.

Keywords: rocket, propulsion plant, unitary pasty fuel upper stage, payload.

Вступ

На сьогоднішній день перед розробниками стоїть завдання поліпшення енергомасових характеристик ракет-носіїв (РН), їх екологічності, показників точності і надійності виведення корисного вантажу на задану орбіту.

Найчастіше на верхніх, дорозгінних ступенях РН в якості маршової двигунної установки використовують рідинний ракетний двигун (РРД) на висококиплячих компонентах палива, іноді, значно рідше, використовують ракетний двигун на твердому паливі (РДТП).

В основі використання РРД лежить багаторічний досвід проектування, відпрацювання та експлуатації таких рішень, підтверджений у процесі

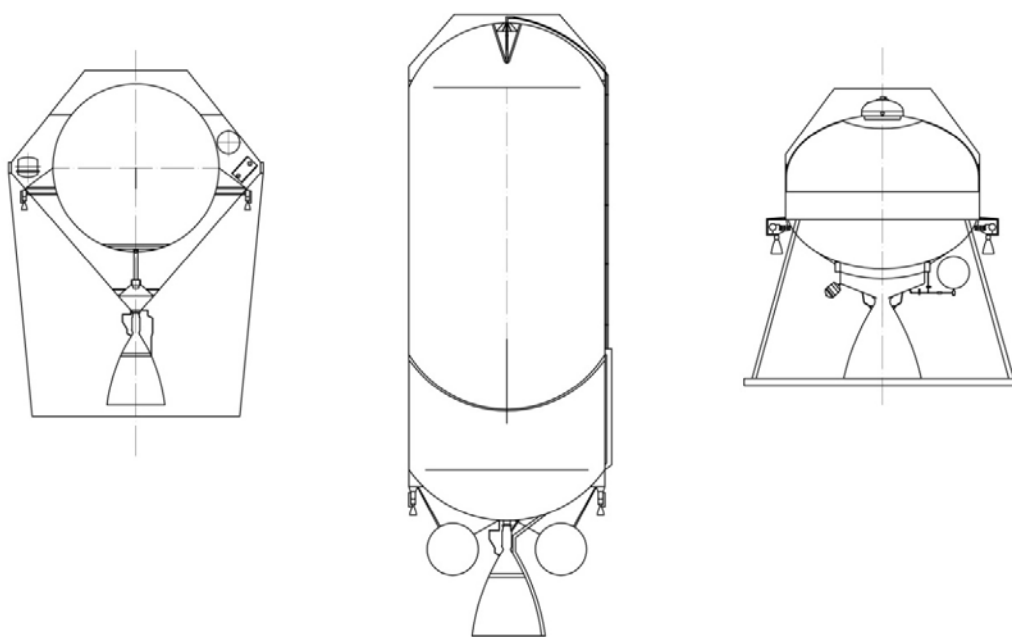
© В.Г. Якушенко, Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко 2015

численних пусків. Такі двигуни, маючи велику відносно РДТП питому тягу, не вибагливі до несприятливих факторів тривалого перебування у космічному просторі в частині терморежима, запуску в умовах невагомості. Вони забезпечують високу точність відпрацювання імпульсу і можливість багаторазового включення (до 5 -7 разів) для виконання орбітальних маневрів.

Проте ряд переваг ДУ з РРД на висококиплячих компонентах може нівелювати факт вкрай високої токсичності компонентів палива, перш за все пального. У деяких країнах діють жорсткі обмеження на транспортування, зберігання і доступ обслуговуючого персоналу до заправленого токсичним компонентом виробу, тому перевезення може бути пов'язане зі значними труднощами. Таким чином, використання на ступені РРД з токсичними компонентами палива ніяк не вписується в рамки сучасної концепції «екологічно чистого» РН. Можливою альтернативою може стати РДТП. Сучасні зразки при меншій питомій тязі забезпечують високоточне відпрацювання апогейних імпульсів швидкості, мають гарні масові показники конструкції, проте не дають можливості повноцінного багаторазового запуску, це обмежує сферу їх використання. Значні перспективи в даному напрямку представляє використання двигунної установки на пастоподібному унітарному паливі. В якості палива використовують алюмінізовану високомолекулярну сполуку пастоподібної консистенції. Відносно проста конструкція дозволяє багаторазовий запуск і зупинку двигуна [3].

1. Постановка задачі

На прикладі третього ступеню РН «Циклон – 4» проаналізуємо масову ефективність використання маршового двигуна на пастоподібному паливі.



а) АТ+НДМГ

б) O_2+H_2

в) ПТ

Рис. 1 – Схеми варіантів ступенів

В роботах [1, 2] представлені основні характеристики ступені та показано, що суха маса ступені дорівнює 1.7 тон, максимальна маса палива, що заправляють - 9 тон, питомий імпульс тяги базового двигуна у пустоті – 330 с, коефіцієнт масової досконалості $\xi_{k1} = 0,2$.

Розглянемо випадок виведення корисного вантажу масою $m_{кв} = 4.5$ тон на базову кругову орбіту висотою 2000 км. На задану висоту корисний вантаж виводиться двоохступеневою ракетою-носієм з дорозгінним блоком, який надає необхідну швидкість. Варіанти базового та альтернативних варіантів верхніх ступенів зображені на рис. 1. Верхня ступінь відпрацьовує 3 компланарних імпульси швидкості. Перший и другий імпульси переводять ступінь з низької опорної орбіти на цільову орбіту, третій імпульс забезпечує відведення ступені в щільні шари атмосфери.

2. Методика оцінки стартової маси верхньої ступені

В основі порівняльного аналізу лежить проектна методика визначення стартової маси до розгінної ступені, яка приведена у [4 - 6].

Початковими даними для аналізу є вектор необхідних імпульсів швидкості, визначений при рішенні балістичної задачі:

$$\Delta V = (\Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_n)^T,$$

Вектор відносного запасу палива на імпульс розраховується як:

$$\mu_{mi} = 1 - e^{-\frac{\Delta V_i}{P_{пит.п} \cdot g_0}},$$

де $P_{пит.п}$ – питома тяга у пустоті ДУ.

Стартова маса

$$m_0 = m_0(P_{пит.п}, \xi_k, m_{кв}, \Delta V),$$

може бути визначенна як корінь рівняння:

$$(1 - \xi_k)(m_0 - m_{кв}) - (1 + k) \sum_{i=1}^n m_{mi}(m_0, P_{пит.п}) = 0, \quad (1)$$

Де k – коефіцієнт запасу палива, як правило приймають $k = 0,01 - 0,1$.

Аналітичне рішення отриманого рівняння громіздко при $n > 2$, тому для аналізу результатів скористаємося чисельними методами.

3. Розрахунок та оцінка початкової маси верхньої ступені першого наближення

Параметри перехідної еліптичної орбіти для розрахункового випадку наступні: висота перигею $H_p = 200$ км, висота апогею $H_a = 2000$ км. Для цільової орбіти заявлене значення ваги виведеного корисного вантажу складає 4,5 тон [2]. Розрахункові значення імпульсів:

$$\Delta V_1 = 456,68 \text{ м/с}, \quad \Delta V_2 = 429,81 \text{ м/с}, \quad \Delta V_3 = 456,29 \text{ м/с}$$

Результати розрахунків рівняння (1) приведені на рис. 2 у вигляді діаграми в координатах $P_{пит.п}, \xi_k$, де приведенні лінії ізомаси, які відповідають рішенню цього рівняння. По цій діаграмі для заданого рівня питомої тяги

базового варіанта $P_{\text{пит.п1}} = 330$ с и коефіцієнта масової досконалості конструкції ступені $\xi_{\text{к1}} = 0,2$ отримане значення стартової маси $m_0 = 6,6$ тон.

Значення питомої тяги двигуна на пастоподібному паливі складає $P_{\text{пит.п2}} = 290$ с [3], а двигуна, працюючого на кисні – водні складає $P_{\text{пит.п3}} = 450$ с. Тому, як ми бачимо з діаграми, щоб отримати еквівалентні значення стартової маси альтернативних варіантів, потрібно забезпечити значення коефіцієнту масової досконалості:

- для двигуна на пастоподібному паливі $\xi_{\text{к2}} = 0,119$

- для двигуна на кисні – водні $\xi_{\text{к3}} = 0,375$

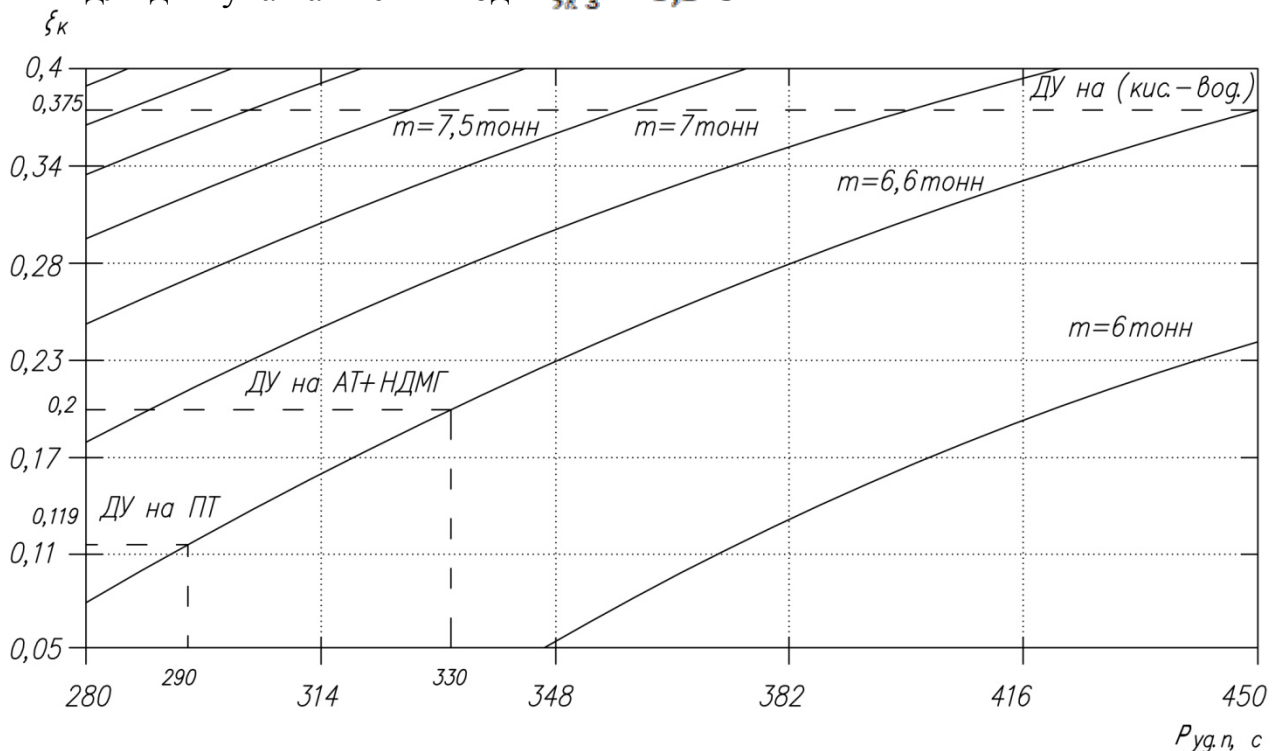


Рис. 2 – Діаграма залежності стартової маси третьої ступені РН «Циклон-4» при виведенні на орбіту с Н = 2000 км та $m_{\text{кв}} = 4,5$ тони

Данні можна перевірити за допомогою рішення рівняння (1), через відому стартову масу та питому тягу відповідного двигуна, де коефіцієнт масової досконалості $\xi_{\text{к}}$ - корінь рівняння.

4. Розрахунок масових характеристик систем верхньої ступені

Стартова маса, яка була визначена за методикою, описаною у пункті 2, як корінь рівняння (1) має наближений характер. Тому був проведений уточнюючий розрахунок стартової маси у вигляді масового зведення.

Під час визначення стартової маси для урахування маси конструкції використовують статистичні дані у вигляді коефіцієнта масової досконалості.

Такий спосіб є вимушеним, його пояснюють відсутністю будь-яких даних щодо конструкції проектуваного носія на початковому етапі проектування.

Після отримання результатів розрахунків масового зведення першого наближення верхньої ступені для різних видів палива, було проведено їх уточнення через коефіцієнт масової досконалості ступеню за допомогою ітерацій.

Результати кінцевого розрахунку стартової маси для ступенів для базового та альтернативних варіантів наступні: суха маса для базового варіанта дорівнює 562 кг, для альтернативного варіанту на кисні-водні – 836 кг, на пастоподібному паливі – 496,5 кг; максимальна маса палива, що заправляють для базового варіанта дорівнює 1829 кг, для альтернативного варіанту на кисні-водні – 1382 кг, на пастоподібному паливі – 2022 кг; питомий імпульс тяги базового двигуна у пустоті – 330 с, альтернативного варіанту на кисні-водні – 450с, на пастоподібному паливі – 290с; значення коефіцієнту масової досконалості для базового варіанту $\xi_{x1} = 0,235$, для альтернативного варіанту на кисні-водні $\xi_{x1} = 0,377$, на пастоподібному паливі $\xi_{x1} = 0,197$, стартова маса верхньої ступені базового варіанта дорівнює 6891 кг, для альтернативного варіанту на кисні-водні – 6718 кг, на пастоподібному паливі – 7019 кг.

Висновки

Проведено аналіз масової ефективності альтернативного варіанту третьої ступені РН "Циклон-4", оснащеного двигунною установкою на унітарному пастоподібному паливі порівняно з базовим варіантом на АТ - НДМГ та альтернативним варіантом на кисні – водні. Досліджено випадок виведення корисного вантажу на середню орбіту за двоімпульсною схемою, з третім імпульсом швидкості який служить для гальмування і відведення конструкції ступені. Двигун на пастоподібному паливі має можливість багатократного запуску, але програє у питомій тязі базового РРД.

Показано, що для отримання еквівалентної масової ефективності ступені на пастоподібному паливі достатньо забезпечити масове досконалість конструкції ступені на рівні 0,197, що всього на 0,038 одиниць менше масового досконалості конструкції базового варіанту ступені.

По отриманим значенням кінцевих розрахунків, як ми бачимо, ступінь з ДУ, яка працює на унітарному пастоподібному паливі має найменшу суху масу $m_{\text{сух}} = 496,5 \text{ кг}$, порівняно з базовим варіантом (АТ+НДМГ) $m_{\text{сух}} = 562 \text{ кг}$ та альтернативним варіантом ($\text{O}_2 + \text{H}_2$) $m_{\text{сух}} = 836 \text{ кг}$. Це пов'язано з більш простою системою подачі палива, і, як наслідок, відсутністю окремих баків та систем для окисника та пального, меншою масою силових елементів. Але порівнюючи стартові маси, ступінь на пастоподібному паливі $m_0 = 7019 \text{ кг}$ програє іншим варіантам, де стартова маса базового варіанта ступені (АТ+НДМГ) дорівнює $m_0 = 6891 \text{ кг}$, а стартова маса альтернативного варіанта ($\text{O}_2 + \text{H}_2$) дорівнює $m_0 = 6718 \text{ кг}$. Це через кінцеву кількість палива, що потрібно заправити. Для варіанта ступені на ПТ потрібно більше палива

$m_{п(пт)}^{зап} = 2022 \text{ кг}$, порівняно з базовим варіантом (АТ+НДМГ) $m_{п}^{зап} = 1829 \text{ кг}$ та альтернативним варіантом (O_2+H_2) $m_{п}^{зап} = 1382 \text{ кг}$ через те, що значення питомої тяги для ПТ найменше.

Бібліографічні посилання

1. Проектування та конструкція ракет-носіїв / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Дніпропетровськ: вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.
2. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты Конструкторского бюро «Южное» / Под общ. ред. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 232 с.
3. Иванченко, А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе [Текст] / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. - Д.: РИО ДНУ, - 2008. - С. 40-50.
4. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. 352 с.
5. Проектирование ракет-носителей: Пособие по дипломному проектированию / В.Е. Шевцов. – Днепропетровск: ДНУ, 2002. – 150 с.
6. Майданюк, Д.В. Анализ эффективности применения маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе на верхних ступенях ракет-носителей лёгкого класса [Текст] / Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко, А.Н. Иванченко, Д.В. Павленко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 9/66. – С. 95-99.

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

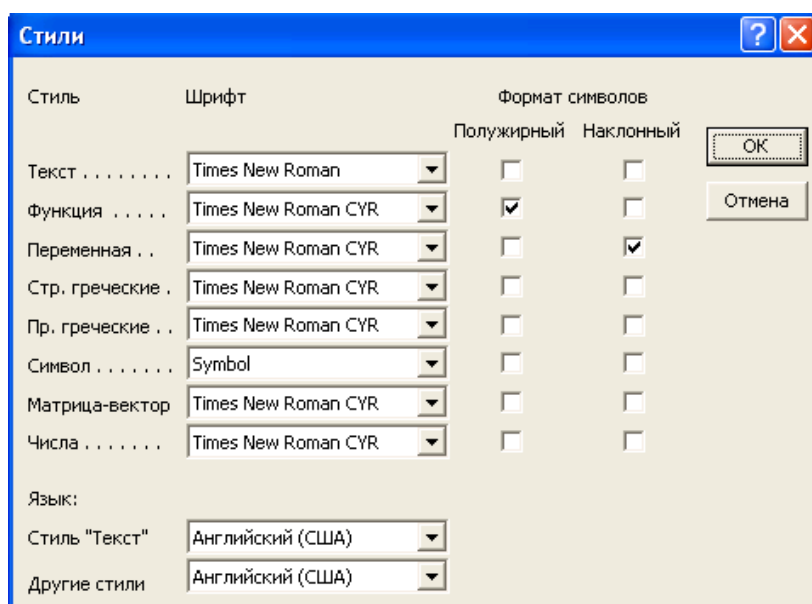
- Текст набирають у Microsoft Word.
- Формат паперу А4 (210×297).
- Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
- Стилi і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за лівим краєм; <i>інтервал після:</i> один рядок
Ініціали і прізвища авторів	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище
Місце роботи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Анотації	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см
«Ключові слова»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок

Основний текст статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва рисунка	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою, але не ширше за рисунок
Підрисункові підписи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за правим краєм
Назва таблиці	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою
Заголовок «Бібліографічні посилання»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Бібліографічні посилання	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Дата надходження до редколегії	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, курсив; <i>абзац:</i> 1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати **тільки** в редакторі **Microsoft Equation 3.0** з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за серединою, 17 см – праворуч:



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

- один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;
- експертний висновок про можливість публікації статті;
- рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
- електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
- в окремих файлах рисунки до статті;
- на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел. 066-179-70-83, e-mail: gorelova-kristi@mail.ru).

ЗМІСТ

Бондаренко О.В.

Сравнение осевых сил от затяжки болтов и винтов при герметизации фланцевых соединений трубопроводов с использованием технологических и штатных крепежных деталей.....3

Гайдученко П.А.

Об альтернативах применения торовых баков в условиях габаритных ограничений.....9

Давыдов С.А., Бондаренко О.В., Тищенко Ю.С.

Анализ габаритных размеров деталей трубопроводов ракет-носителей с точки зрения их изготовления способом обратного прессования на вертикальных прессах.....23

Давыдов С.А., Пономарь Т.М.

Анализ условий, приводящих к изменению давления на поверхности сетчатых разделителей фаз.....29

Давидова А.В., К.Є. Лисенко И. И.

Чисельне дослідження процесів теплопереносу в дисперсному середовищі при наявності фазових переходів.....34

Дудченко Д.А., Липовский В.И.

Инженерная методика расчета размеростабильного корпуса космического телескопа.....40

Ємець В.В.

Аналіз напрямків розробки економічно ефективних транспортних космічних систем.....46

Козис К.В., Манько Т.А., Потапов А.М., Суетова Н.И.

Оценка температуры разрушения теплозащитных покрытий ракетных двигателей твердого топлива.....73

Ємець В.В.

Дослідження економічної ефективності застосування спалимих ракет-носіїв79

Лабуткина Т. В., Тихонова А. А., Борщёва А. В., Косый Р. С., Лукашевич А. И.

Имитационные модели спутниковой сети коммутации пакетов на основе комбинирования моделей разной точности98

Михалевский В.Н., Птиченко А.В., Можаров А.Я., Таран В.А., Седых И.В.

Начало реальной автоматизации производства, или что могут и зачем созданы PLM системы114

Паламарчук В.С., Полюхович О. В., Луппо О. Є.

Аналіз ризиків та метод вибору ефективного рішення їх зменшення144

Полишко С.А.

Неметаллические включения в малоуглеродистых сталях153

Потапов А.М.

Методологические основы высокотемпературных прочностных испытаний в задаче исследования свойств углерод-углеродных композиционных материалов.....159

Чубаров А.М.

Приклад розрахунку та аналіз впливу на цільову функцію проектних параметрів твердопаливної двигунної установки безпілотного літального апарата з урахуванням траєкторії польоту.....171

Якушенко В.Г., Майданюк Д.В., Бондаренко С.Г.

Дослідження масової ефективності використання двигунної установки на унітарному пастоподібному паливі на верхній ступені ракети-носія «Циклон-4».....178