

## СОДЕРЖАНИЕ

---

---

### ОТ РЕДАКЦИИ

---

**ПАМЯТИ ПРОФЕССОРА ВИКТОРА ЛЕОНИДОВИЧА БАЛАКИНА**  
*Ю. Н. Лазарев* 7

**МОЙ ДРУГ ВИКТОР**  
*В. А. Соيفер* 9

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ  
КОНСТРУКЦИЙ МИНИМАЛЬНОЙ МАССЫ  
ПРИ ДЕЙСТВИИ НЕСКОЛЬКИХ СЛУЧАЕВ НАГРУЖЕНИЯ**  
*А. И. Данилин* 14

**РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО КЛАПАНА  
С УЛУЧШЕННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ  
ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**  
*А. А. Иголкин, Т. А. Чубенко, А. Д. Максимов* 30

**ВЛИЯНИЕ РЕГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛОТЫ НА ОПТИМАЛЬНЫЕ  
ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ВЕРТОЛЁТА**  
*Х. Х. О. Омар, В. С. Кузьмичев, А. О. Загребельный,  
В. А. Григорьев* 43

**ВЫБОР БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СХЕМ ПОЛЁТА  
И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА  
ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ  
ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК  
НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ**  
*В. В. Салмин, А. А. Кветкин, А. С. Русских* 58

**ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОСТАВЛЯЮЩЕЙ  
ВИБРАЦИИ РЕДУКТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ,  
ВЫЗЫВАЮЩЕЙ УСТАЛОСТНЫЕ ПОЛОМКИ ЭЛЕМЕНТОВ  
ЕГО КОНСТРУКЦИИ ПРИ ИЗНОСЕ БОКОВЫХ  
ПОВЕРХНОСТЕЙ ЗУБЬЕВ**  
*А. Е. Сундуков* 70

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗОК НА ПЕРФОРИРОВАННУЮ  
ПЕРЕГОРОДКУ БАКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**  
*А. Г. Филипов, И. Е. Глазков* 80

**МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ**

---

**ПРЕССОВАНИЕ ПОРИСТЫХ ТЕЛ ИЗ МАТЕРИАЛА МР**

*А. И. Ермаков, Д. П. Давыдов, В. И. Щемелев, Г. В. Лазуткин*

87

**РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПЫЛИВАНИЯ ЖИДКОСТИ,  
ПОДАВАЕМОЙ ПОД УГЛОМ К НАПРАВЛЕНИЮ ПОТОКА  
И ОБОСНОВАНИЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ УГЛА НАКЛОНА  
ФОРСУНКИ ОТНОСИТЕЛЬНО ПОТОКА ГАЗА**

*Д. Н. Тесля, С. В. Митяев, П. А. Дробышев*

99

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ  
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ С РАССЛОЕНИЯМИ**

*С. А. Чернякин*

108

---

---

**CONTENTS**

---

---

---

**EDITORIAL**

---

**IN MEMORY OF PROFESSOR VICTOR LEONIDOVICH BALAKIN**

*Yu. N. Lazarev* 7

**MY FRIEND VICTOR**

*V. A. Soifer* 9

---

**AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING**

---

**DESIGNING OF MINIMUM MASS AIRFRAMES  
UNDER SEVERAL LOADINGS**

*A. I. Danilin* 14

**DEVELOPMENT OF IMPROVED PERFORMANCE  
ELECTROMAGNETIC VALVE FOR LIQUID ROCKET ENGINE**

*A. A. Igolkin, T. A. Chubenko, A. D. Maksimov* 30

**THE EFFECT OF HEAT RECOVERY ON THE OPTIMAL VALUES  
OF HELICOPTER TURBOSHAFT ENGINE PARAMETERS**

*H. H. Omar, V. S. Kuz'michev, A. O. Zagrebelnyi, V. A. Grigoriev* 43

**CHOICE OF MISSION TRAJECTORY PLANS  
AND CONCEPTUAL DESIGN OF ELECTRICAL PROPULSION  
MODULE FOR LAUNCHING PAYLOADS INTO  
CIRCUMTERRESTRIAL ORBITS**

*V. V. Salmin, A. A. Kvetkin, A. S. Russkikh* 58

**INVESTIGATION OF THE CHARACTERISTICS  
OF THE COMPONENT OF VIBRATION OF GAS TURBINE  
ENGINE GEARBOX THAT CAUSES FATIGUE FAILURES  
OF ITS STRUCTURAL ELEMENTS IN CASE  
OF TOOTH FLANK WEAR**

*A. E. Sundukov* 70

**DETERMINATION OF LOADS ON PERFORATED  
TANK PARTITION**

*A. G. Filipov, I. E. Glazkov* 80

---

**MECHANICAL ENGINEERING**

---

**PRESSING OF POROUS BODIES MADE OF MR WIRE MATERIAL**

*A. I. Ermakov, D. P. Davydov, V. I. Shchemelev, G. V. Lazutkin*

87

**CALCULATION OF CHARACTERISTICS OF ATOMIZATION  
OF LIQUID SUPPLIED AT AN ANGLE TO THE FLOW DIRECTION  
AND JUSTIFICATION OF ADJUSTING THE ANGLE  
OF THE NOZZLE INCLINATION RELATIVE TO THE GAS FLOW**

*D. N. Teslya, S. V. Mityaev, P. A. Drobyshev*

99

**TECHNIQUE FOR ASSESSING THE PROBABILITY OF SURVIVAL  
OF STRUCTURAL MEMBERS WITH DELAMINATIONS**

*S. A. Chernyakin*

108

## **ПАМЯТИ ПРОФЕССОРА ВИКТОРА ЛЕОНИДОВИЧА БАЛАКИНА**

11 октября 2020 года скончался Виктор Леонидович Балакин – профессор, доктор технических наук, действительный член Российской академии космонавтики, специалист в области динамики и управления движением аэрокосмических аппаратов.

В. Л. Балакин родился 19 сентября 1945 года в г. Куйбышеве (ныне г. Самара). В 1968 году с отличием окончил Куйбышевский авиационный институт по специальности «Производство летательных аппаратов», получив квалификацию инженера-механика.



Вся дальнейшая научно-педагогическая деятельность В. Л. Балакина была связана с одним высшим учебным заведением, последовательно носившим названия: Куйбышевский затем Самарский авиационный институт, Самарский государственный аэрокосмический университет и (после объединения с Самарским государственным университетом) Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва.

В. Л. Балакин работал инженером, учился в аспирантуре, прошёл путь преподавателя от ассистента до профессора, совмещал преподавание с научной работой и административной деятельностью. В 1974 году защитил кандидатскую диссертацию, а в 1990 – докторскую. С 1984 по 1989 год был деканом факультета летательных аппаратов, с 1989 по 1998 год работал проректором по учебной работе, первым проректором, с 1990 года по 2012 год заведовал кафедрой динамики полёта и систем управления, был научным руководителем научно-исследовательской лаборатории «Динамика и управление движением летательных аппаратов». Руководил научным направлением межвузовской научно-технической программы «Высокие технологии высшей школы», филиалом исследовательского центра проблем качества подготовки специалистов, Поволжским отделением Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского.

В. Л. Балакин – автор более 200 научных трудов, научный руководитель кандидатских и научный консультант докторских диссертаций, возглавлял межкафедральный научно-технический совет по предварительной защите диссертаций по специальности

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», был членом диссертационного совета, уделял большое внимание сбору и изданию материалов по истории университета, организации и проведению ежегодных всероссийских семинаров по управлению движением и навигации летательных аппаратов, выпуску сборников научных трудов после проведения семинаров, работе в редакционной коллегии научного журнала «Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета».

В. Л. Балакин – заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, почётный работник высшего профессионального образования РФ, заслуженный работник промышленности Самарской области, награждён знаками «За отличные успехи в работе МВССО СССР», «Почётный авиастроитель» МАП СССР, медалью имени академика М. Я. Янгеля Федерации космонавтики СССР.

Виктор Леонидович обладал хорошими деловыми качествами, имел творческие связи с сотрудниками университетов, институтов, академии наук, научно-исследовательских институтов и предприятий аэрокосмического профиля, был талантливым преподавателем, ученым, администратором, активно участвовал в общественной жизни университета, был человеком приятным в общении, всегда поддерживал молодых коллег на пути профессионального совершенствования.

Память о Викторе Леонидовиче, внесшем значительный вклад в развитие нашего университета, надолго сохранится у всех его товарищей, учеников, коллег.

Лазарев Юрий Николаевич

## МОЙ ДРУГ ВИКТОР

Держу в руках пожелтевший от времени номер газеты «Полёт» от 28 февраля 1969 года. На первой полосе внизу слева небольшая статья «Мой друг Виктор». Написана мной через год после окончания Куйбышевского авиационного института.

Сейчас опять пишу о Викторе Леонидовиче Балакине. Его не стало в октябре 2020 года. Название статьи решил оставить прежним. Ведь это просто продолжение того, что написано полвека тому назад.

С Виктором Балакиным и Вадимом Салминым меня познакомил друг детства Валерий Бочкарёв. Они трое заканчивали школу № 81 на Самарской, а я школу № 3 на Галактионовской улице. Подружились мы с Виктором и Вадимом в 1960 году, встречались в сквере на Самарской площади и гуляли по городу...

Все мы решили поступать в Куйбышевский авиационный институт.

*Я вспоминаю иногда 60-е года.*

*Пройдя экзаменов бои,*

*Мы поступили в КуАИ.*

*И так, буквально, «вместе взятые»*

*Мы все вошли в шестидесятые...*

Виктор и Вадим поступили на факультет самолётостроения, а мы с Валерием – на радиотехнический.

Первый год, попав под хрущёвскую реформу образования, мы, вчерашние школьники, учились вечером, а днём работали на заводах по шестидневке. Учёбу эту трудно сравнить даже с нынешней дистанционкой. Все факультеты «учились» вместе, точнее приходили на занятия и спали за столами с 19 до 22 часов. Утром в 6 подъём и – к станку.

Нормальная студенческая жизнь началась со 2-го курса. Помимо учёбы в КуАИ было много других занятий. Мы с Виктором любили играть в футбол: летом на пустыре около больницы Пирогова, зимой на площади Куйбышева. Центром притяжения для



нас стала газета «Полёт», в которую мы начали писать фельетоны под псевдонимом Басой. Причём, даже если материал был написан одним из авторов, подпись Басой оставалась.

В те далёкие безинтернетные годы было принято ходить друг к другу в гости. Я очень хорошо помню родителей Виктора: маму Анну Ивановну – врача и папу Леонида Васильевича – отставного военного. Оба участники Великой Отечественной войны. Они были очень гостеприимные люди. Мне запомнились вкусные беляши, которыми нас угощали в их доме...



В 1964 году родители нашего общего друга Михаила Кораблина уехали служить на Занзибар. В двухкомнатной квартире на Маяковского остались Михаил и брат его отчима Виктор Кубанов. Эта квартира стала для нас местом ежевечерних встреч. Под три гитарных аккорда пели песни Булата Окуджавы. Высоцкий тогда ещё не вошёл в силу: звучали только его «Где твои семнадцать лет?» и то, что раньше называли «блатные» песни.

Под редакцией Кубанова выпускалась стенгазета «Гудок», не обходилось без дружеских застолий и дискуссий. Мы много читали. Любимыми писателями были Ремарк и Хэмингуэй. Героями этих книг, как правило, были парни, надломленные войной, но сохранившие верность мужской дружбе и благородство в отношениях с женщинами. Война коснулась и нашего поколения, каждого из нас. Видимо, поэтому нам нравились эти книги. Но, в отличие от героев Ремарка, мы жили в стране, победившей в войне и штурмующей космос. Оттепель 60-х создавала в каждом из нас иллюзию свободы и предвкушение неотвратимого счастья.



Некий критик образно написал, что с каждой страницы романов Хэмингуэя можно отжать крепкий коктейль. В этой связи не могу не вспомнить наши поездки в Крым.

*Жили мы тогда колхозом  
С группой странных москвичей.  
Находились под наркозом  
Тёмных ялтинских ночей.  
Переулок Обходной,  
Поцелуи под луной,  
Полумесяц со звездой,  
Дядя Вадя молодой...*

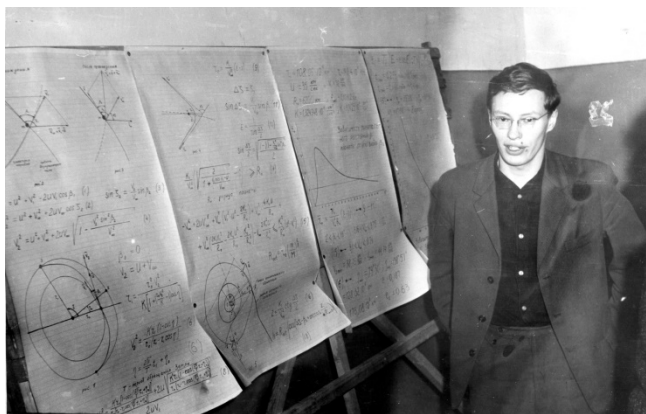
Написано к 40-летию Вадима Салмина.

Наукой больше всего был увлечён Вадим, который и нас подталкивал к этому делу. Хотя мы с Виктором в те годы больше увлекались написанием миниатюр для студенческого театра «Аист».

Быстро промчались пять студенческих лет. Настала пора писать и защищать дипломные проекты.

В сентябре 1967 года «четверо смелых»: Виктор, Вадим, я и Валерий Шершнёв отправились на преддипломную практику в Московский авиационный институт. Никогда не забуду маёвскую общагу. Заселили нас четверых в комнату на 5-м этаже. У здания временно отсутствовала кровля и сквозь щели в потолке ночью можно было видеть звёздное небо. К счастью, осень была сухая. Но в начале ноября к нам приехали погостить Валерий Бочкарев и Борис Есипов и их приезд был ознаменован жутким ливнем. Матрацы плавали по комнате...

Все упомянутые в этих заметках остались работать в КуАИ, писали диссертации, выполняли хозяйственные работы, преподавали и продолжали дружить. Хотя, конечно, атмосферы беззаботных и безоблачных студенческих лет уже не было... Об этих «взрослых» годах я, возможно, напишу позже.



Закончить эту заметку хочу выдержкой из стихотворения, написанного мной Виктору Балакину к 40-летию. В нём я задаю вопросы:

*Каким ты был?  
Каким ты стал?  
Чего нашёл?  
Что потерял?*

И здесь отвечу на один из них: «Чего нашёл?»

*То, что нашёл ты,  
Не сложишь в сумки и кошелки,  
Не поместишь на срочный вклад,  
С плеча не сбросишь, как халат,  
И не наденешь на парад  
Средь малочисленных наград.  
Чего нашёл?  
Себя нашёл.  
К чему пришёл?  
К себе пришёл,  
В душе оставишь молодым,  
Очкастым, нервным и худым...*

Виктор Балакин был талантливым, трудолюбивым, остроумным, щедрым, порой наивным, мягким человеком, маскирующим эту мягкость характера командирским басом и резкими высказываниями. Он был очень раним, его легко было обидеть. Он был предан своему родному вузу и своей профессии и достиг больших успехов в науке и административной работе. С 1984



по 1989 год В.Л. Балакин был деканом факультета летательных аппаратов, с 1989 по 1998 – работал проректором по учебной работе и первым проректором, с 1990 по 2012



– заведовал кафедрой динамики полёта и систем управления. Был отмечен государственными наградами, являлся заслуженным деятелем науки и техники РФ.

Когда Виктора Леонидовича Балакина не стало, среди его бумаг был обнаружен напечатанный на полстранички текст, в котором он называет четырёх своих ближайших друзей и даёт каждому краткую характеристику. В этом коротком списке есть и моё имя, за что я ему глубоко благодарен.

Прощай, друг Виктор!

*В. Сойфер*

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ МИНИМАЛЬНОЙ МАССЫ ПРИ ДЕЙСТВИИ НЕСКОЛЬКИХ СЛУЧАЕВ НАГРУЖЕНИЯ

© 2020

**А. И. Данилин** доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[alexdan@ssau.ru](mailto:alexdan@ssau.ru)

Рассмотрены свойства оптимальной передачи сил в тонкостенной конструкции и с их использованием разработан метод отыскания распределения материала по элементам конструкции для достижения её минимального объёма. Предложенный метод работает при действии одного или нескольких случаев нагружения, позволяет находить оптимальные конструкции и распознавать эффект Разани, при котором конструкция с неодинаковыми напряжениями в элементах при действии нескольких нагрузок является более лёгкой, нежели условно равнопрочная. С использованием разработанного метода решена оригинальная задача Разани и проведена оптимизация крыла гипотетического гиперзвукового самолёта. Показано, что найденное распределение материала на 8,78% легче, чем в условно равнопрочной конструкции.

*Прочностная оптимизация; конфигурация гиперзвукового самолёта*

---

*Цитирование:* Данилин А.И. Проектирование авиакосмических конструкций минимальной массы при действии нескольких случаев нагружения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 14-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-14-29

### Общая теория

Назначение любой конструкции – передача (перенос) сил от точек их приложения в точки их уравнивания. Рассматривая процесс такой передачи, можно провести аналогию с термодинамическими системами, передающими тепло от источников к потребителям [1]. С этой точки зрения *при стационарности нагрузок любую конструкцию можно представить как стационарную неравновесную систему, которую силы пронизывают насквозь, причём «количество» сил, содержащихся в конструкции, от времени не зависит.*

Внутренняя энергия, накапливаемая в конструкции, является количественной мерой процесса передачи внешних нагрузок и зависит от внутренних сил, действующих в элементах конструкции:

$$E = E(F_1, F_2, \dots, F_m). \quad (1)$$

Внутренние силы  $F_i, i = 1, 2, \dots, m$  являются вторичными по отношению к внешним нагрузкам и именно они определяют эффективность переноса внешних сил к точкам уравнивания, а значит и эффективность (оптимальность) конструкции как системы, обеспечивающей перенос.

Изменение конструкции приведёт к изменению внутренних сил, а значит и к изменению накопленной в конструкции энергии. Это изменение энергии, вызванное изменением конструкции, можно выразить как

$$dE = U_1 dF_1 + U_2 dF_2 + \dots + U_m dF_m, \quad (2)$$

где

$$U_1 = \frac{\partial E}{\partial F_1}, \quad U_2 = \frac{\partial E}{\partial F_2}, \quad \dots, \quad U_m = \frac{\partial E}{\partial F_m}. \quad (3)$$

Величины  $U_i, i = 1, 2, \dots, m$  назовём потенциалами сил. Перепад потенциалов сил в конструкции определяет интенсивность (скорость) процесса передачи сил. Поскольку передача сил происходит за счёт разности потенциалов, то можно записать:

$$dF_i = \sum_{r=1}^m K_{ir} dU_r, \quad (4)$$

где

$$K_{ir} = \frac{\partial F_i}{\partial U_r}, \quad r = 1, 2, \dots, m, \quad (5)$$

и характеризуют *проводимость элементов конструкции*  $r = 1, 2, \dots, m$  относительно силы  $F_i$ .

Потенциалы сил сами являются функциями состояния конструкции, то есть, в свою очередь

$$U_i = U_i (F_1, F_2, \dots, F_m). \quad (6)$$

Тогда изменение  $i$ -го потенциала при изменении конструкции можно выразить так:

$$dU_i = \sum_{r=1}^m C_{ir} dF_r, \quad (7)$$

где величины

$$C_{ir} = \frac{\partial U_i}{\partial F_r}, \quad r = 1, 2, \dots, m, \quad (8)$$

характеризуют количественную сторону влияния внутренних сил на потенциалы.

Сравнение (5) и (8) даёт

$$C_{ri} = 1/K_{ir}; \quad i = 1, 2, \dots, m; \quad r = 1, 2, \dots, m. \quad (9)$$

Величину, обратную проводимости элемента  $r = 1, 2, \dots, m$  относительно силы  $F_i$  назовём его *сопротивлением переносу силы*  $F_i$ .

В отличие от классического понимания сопротивления материалов и конструкций здесь в понятие сопротивления переносу сил вложен иной смысл, а именно: сопротивление собственно процессу переноса (передачи) сил. Так, в вырезах проводимость конструкции относительно сил равна нулю, а сопротивление переносу сил – бесконечности; напротив, абсолютно жёсткое тело обладает нулевым сопротивлением переносу сил и бесконечной проводимостью.

Физический смысл введённых понятий для линейно-упругих систем заключается в следующем. Потенциалы сил, определяемые по (3), численно равны абсолютным деформациям элементов конструкции, причём если внутренние силы  $F_i$  понимать в обобщённом смысле, то соответствующий характер имеют и абсолютные деформации (формоизменение)  $U_i$ . Проводимость элементов конструкции  $K_{ir}$  и сопротивление переносу сил  $C_{ir}$  – суть соответственно жёсткость и податливость элементов, причём значение  $K_{ii}$  или  $C_{ii}$  показывает собственную жёсткость или податливость элемента конструкции, а  $K_{ir}$  или  $C_{ir}$  при  $i \neq r$  учитывает влияние жёсткости (податливости) элемента  $r$  на силу (формоизменение) в элементе  $i$ .

Если элемент конструкции  $r$  в каком-либо из случаев нагружения находится в сложном напряжённом состоянии, то есть передаёт силы  $F_i$  различных направлений, то из (2), (3) и (8) следует, что его общее сопротивление переносу сил равно сумме сопротивлений переносу каждой силы.

Из (4) видно, что при одинаковой разности потенциалов сил изменение самих сил будет больше там, где имеет место бóльшая проводимость. То есть сила идёт по пути бóльшей проводимости или, другими словами, по пути наибольшей жёсткости конструкции.

Оптимальность конструкции как системы, осуществляющей передачу внешних нагрузок, напрямую связана с понятиями проводимости и сопротивления переносу сил.

**Гипотеза 1.** При действии одного случая нагружения оптимальной конструкцией, выполненной из заданного объёма материала, является конструкция минимального сопротивления (максимальной проводимости) передачи приложенных внешних сил.

**Гипотеза 2.** При действии нескольких нагрузок (случаев нагружения) оптимальная конструкция, выполненная из заданного объёма материала, будет обладать минимальным значением суммы сопротивлений переносу сил каждого из случаев нагружения.

Если можно выразить аналитически энергию, накопленную в системе, а также сопротивление переносу внешних сил в форме функции от приложенных нагрузок, то можно непосредственно найти оптимальное распределение материала по силовым элементам конструкции. В общем случае этого сделать невозможно, поэтому продолжим обсуждение проблемы.

### **Линейно-упругие системы**

Универсальным методом расчёта напряжённо-деформированного состояния упругих тел является метод конечных элементов, который в настоящее время применяется очень широко и доступен в виде коммерческих пакетов программ.

Пусть имеется конечно-элементная модель исследуемой конструкции. Энергия переноса *внешних* нагрузок от точек их приложения в точки уравнивания равна энергии деформаций и в терминах метода конечных элементов определяется как

$$E = \{R\}^T [C] \{R\}, \quad (10)$$

где  $\{R\}$  – вектор внешних нагрузок, а  $[C]$  – матрица податливости. Рассматривая процесс передачи внешних сил, по аналогии с (2), (3) и (8) сопротивление конструкции переносу сил определим как вторую производную от энергии переноса по действующим нагрузкам:

$$\frac{d^2 E}{d\{R\}^2} = [C]. \quad (11)$$

Формула (11) определяет матрицу податливости в качестве численной характеристики сопротивления переносу внешних сил, но *не даёт возможности найти необходимые значения её коэффициентов, а значит параметров конструктивных элементов для оптимального восприятия конкретного спектра нагрузок.*

Таким образом, хотя конструкция должна передавать (переносить) внешние силы, но величину энергии, а значит и сопротивление переносу, необходимо определять через внутренние усилия, вторичные по отношению к внешним нагрузкам.

Вернёмся к формуле (11). Величина матрицы, согласно теории матриц, в общем виде оценивается как

$$\|[C]\| = \max_{\{x\} \neq 0} \frac{\|[C]\{x\}\|}{\|\{x\}\|}, \quad (12)$$

где  $\|\dots\|$  означает какую-либо норму вектора. Нам необходимо минимизировать сопротивление переносу конкретных нагрузок, поэтому в качестве вектора  $\{x\}$  примем вектор внешних сил  $\{R\}$  и тогда

$$\|[C]\| = \frac{\|[C]\{R\}\|}{\|\{R\}\|} = \frac{\|\{d\}\|}{\|\{R\}\|}, \quad (13)$$

где  $\{d\}$  – вектор упругих перемещений от нагрузки  $\{R\}$ .

Формула (13) даёт интегральную оценку сопротивления конструкции переносу внешних сил  $\{R\}$  и выражает зависимость сопротивления переносу как от самих сил  $\{R\}$ , так и от распределения материала по элементам конструкции.

При действии нескольких случаев нагружения, в соответствии с гипотезой 2, величина, подлежащая минимизации для достижения оптимальности конструкции, с учётом (13) определится как

$$C_{\Sigma} = \sum_{j=1}^k \frac{\|\{d\}_j\|}{\|\{R\}_j\|}, \quad (14)$$

где  $j = 1, 2, \dots, k$  – номер случая нагружения.

### Общий алгоритм проектирования линейно-упругих систем

Пусть имеется конструкция с произвольным распределением материала, все элементы которой работают в пределах упругости в любом из случаев нагружения. Пусть также имеется конечно-элементная модель этой конструкции, позволяющая вычислить векторы упругих перемещений  $\{d\}_j$ , где  $j=1,2,\dots,k$  – номер случая нагружения. Примем в качестве нормы вектора  $\{d\}_j$  сумму абсолютных значений его компонентов:

$$\|\{d\}_j\| = \sum_{l=1}^n |d_l|_j. \quad (15)$$

Введём в рассмотрение вектор  $\{\bar{R}\}_j$ , все компоненты которого равны  $\pm 1$ , причём знак компонента  $\{\bar{R}\}_j$  совпадает со знаком соответствующего компонента вектора  $\{d\}_j$ . Тогда (15) можно записать так:

$$\|\{d\}_j\| = \sum_{l=1}^n |d_l|_j = \{\bar{R}\}_j^T [C] \{R\}_j. \quad (16)$$

Из анализа конечного выражения формулы (16) следует, что если вектор  $\{\bar{R}\}_j$  принять в качестве единичной нагрузки и в соответствии с ним вычислить обобщённое перемещение  $d_j^*$ , то его значение будет равно принятой норме вектора  $\{d\}_j$ . С другой стороны, обобщённое перемещение можно вычислить через внутренние усилия в элементах конструкции с помощью интегралов Максвелла-Мора. Пусть, для определённости, элементы работают в плоском напряжённом состоянии и тогда:

$$\|\{d\}_j\| = \sum_{l=1}^n |d_l|_j = \{\bar{R}\}_j^T [C] \{R\}_j = \sum_{i=1}^m \frac{A_i [F_{ij}^*]}{\delta_i E_i}, \quad (17)$$

$$[F_{ij}^*] = [\bar{F}_{ijx} (F_{ijx} - \mu_i F_{ijy}) + \bar{F}_{ijy} (F_{ijy} - \mu_i F_{ijx}) + 2(1 + \mu_i) \bar{F}_{ijxy} F_{ijxy}],$$

где  $\bar{F}_{ij}$  – погонные усилия в  $i$ -ом элементе конструкции от единичной нагрузки  $\{\bar{R}\}_j$ , соответствующей упругим перемещениям  $\{d\}_j$ ;  $F_{ij}$  – погонные усилия в  $i$ -ом элементе конструкции от расчётной нагрузки  $\{R\}_j$ ;  $A_i$  – площадь элемента в плане;  $\delta_i$  – толщина  $i$ -го элемента;  $E_i$ ,  $\mu_i$  – модуль упругости материала и коэффициент Пуассона;  $m$  – количество элементов. Погонные усилия вычисляются как  $F_i = \delta_i \sigma_i$ .

Таким образом, величина сопротивления конструкции переносу внешних сил  $\{R\}_j$  определена через внутренние усилия в элементах конструкции и формула (13) с учётом (17) примет вид:



$$\| [C] \| = \frac{\| \{d\}_j \|}{\| \{R\}_j \|} = \frac{1}{\| \{R\}_j \|} \sum_{i=1}^m \frac{A_i [F_{ij}^*]}{\delta_i E_i^*}. \quad (18)$$

При действии нескольких случаев нагружения формула (14), определяющая общее сопротивление конструкции в соответствии с гипотезой 2, с учётом (17) преобразуется к виду:

$$C_\Sigma = \sum_{j=1}^k \frac{\| \{d\}_j \|}{\| \{R\}_j \|} = \sum_{j=1}^k \frac{1}{\| \{R\}_j \|} \sum_{i=1}^m \frac{A_i [F_{ij}^*]}{\delta_i E_i^*}. \quad (19)$$

В результате имеем следующую задачу условной минимизации: найти такое распределение заданной массы  $M_0$  по элементам конструкции, которое обеспечивает

$$C_\Sigma \Rightarrow \min \quad (20)$$

при

$$\sum_{i=1}^m \rho_i A_i \delta_i - M_0 = 0. \quad (21)$$

На этапе вывода рекуррентных соотношений будем считать, что внутренние усилия в элементах конструкции не зависят от распределения материала. Эту зависимость учтём позднее при построении итерационного алгоритма отыскания конструкции минимального сопротивления переносу внешних нагрузок.

Решение поставленной задачи проведём методом множителей Лагранжа. Здесь минимизируемая функция

$$Lg = C_\Sigma + \lambda \left( \sum_{i=1}^m \rho_i A_i \delta_i - M_0 \right), \quad (22)$$

где  $\lambda$  – множитель Лагранжа. Условия минимума имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial Lg}{\partial \delta_i} = -\frac{1}{\delta_i^2 E_i^*} \sum_{j=1}^k \frac{[F_{ij}^*]}{\| \{R\}_j \|} + \lambda \rho_i = 0 ; & i = 1, 2, \dots, m; \\ \frac{\partial Lg}{\partial \lambda} = \sum_{i=1}^m \rho_i A_i \delta_i - M_0 = 0. \end{cases} \quad (23)$$

Первые  $m$  уравнений системы (23) устанавливают условия обеспечения минимума сопротивления конструкции переносу внешних нагрузок  $\{R\}_j, j = 1, 2, \dots, k$ . Эти условия будем считать критериями оптимальности конструкции:

$$\frac{1}{\rho_i \delta_i^2 E_i^*} \sum_{j=1}^k \frac{[F_{ij}^*]}{\| \{R\}_j \|} = \lambda = \text{const}; i = 1, 2, \dots, m; \quad (24)$$

Выражая  $\delta_i$  из (24) и подставляя в последнее уравнение системы (23), найдём значение  $\lambda$ :

$$\lambda = \frac{\left( \sum_{l=1}^m A_l \sqrt{\frac{\rho_l}{E_l^*} \sum_{j=1}^k \frac{[F_{lj}^*]}{\|R_j\|}} \right)^2}{M_0^2}. \quad (25)$$

Подставим  $\lambda$  в уравнение (24) и найдём требуемые толщины элементов  $\delta_i$ , которые при сделанных допущениях доставляют функции  $C_\Sigma$  минимальное значение:

$$\delta_i = \frac{M_0}{\sum_{l=1}^m A_l \sqrt{\frac{\rho_l}{E_l^*} \sum_{j=1}^k \frac{[F_{lj}^*]}{\|R_j\|}}} \left[ \frac{1}{\sqrt{\rho_i E_i^*}} \sqrt{\sum_{j=1}^k \frac{[F_{ij}^*]}{\|R_j\|}} \right], \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (26)$$

Из (26) видно, что новые толщины элементов конструкций  $\delta_i$  нужно назначать пропорционально корню квадратному из суммы пронормированных по нагрузкам каждого случая нагружения подынтегральных функций интегралов Максвелла-Мора, поделённых на произведение плотности и модуля упругости материала элемента. *Но все ли случаи нагружения в равной мере определяют облик конструкции?*

**Определение.** Назовём *расчётным* тот случай нагружения, при действии которого хотя бы в одном элементе конструкции возникает напряжённое состояние, превосходящее напряжённое состояние в данном элементе от всех остальных случаев нагружения.

Поскольку распределение внутренних усилий в элементах конструкции в общем случае зависит от распределения материала, значит в зависимости от него может меняться и номенклатура расчётных случаев нагружения, учитываемых при оптимизации.

Теперь мы имеем весь набор теоретических предпосылок для разработки собственно алгоритма проектирования линейно-упругих систем. В качестве расчётного метода вычисления упругих деформаций и напряжений будем использовать метод конечных элементов, поэтому все действия относятся к конечно-элементной модели конструкции.

1. Пусть задан материал элементов конструкции и его некоторая начальная масса  $M_0$ . Заданы также внешние нагрузки на конструкцию, которые стационарны и не зависят от распределения материала.

2. Примем некоторое начальное распределение материала  $\delta_{0i}$  по элементам конструкции. Будем считать, что конструкция состоит из мембранных элементов, работающих в плоском напряжённом состоянии, причём в пределах одного элемента напряжения одинаковы во всех его точках.

3. В каждом случае нагружения вычислим упругие перемещения  $\{d\}_j, j = 1, 2, \dots, k$ , а по ним напряжения в элементах конструкции, в том числе и те, которые определяют прочность самого элемента. Для мембранных элементов таковыми являются эквивалентные напряжения:

$$\sigma_{ij}^{equ} = \sqrt{\sigma_{ijx}^2 + \sigma_{ijy}^2 - 2 \mu_i \sigma_{ijx} \sigma_{ijy} + 2(1 + \mu_i) \sigma_{ijxy}} ; \quad (27)$$

4. По  $\sigma_{ij}^{equ}$  выделим  $t$  расчётных случаев в соответствии с введённым ранее *определением*,  $t \leq k$ .

5. Для расчётных случаев нагружения сформируем векторы единичных нагрузок  $\{\bar{R}\}_j$ ,  $j = 1, 2, \dots, k$  и вычислим подынтегральные функции  $[F_{ij}^*]$ , см. (17).

6. Рассчитаем по (24) критерий оптимальности  $\lambda_i$  для всех элементов конструкции  $i = 1, 2, \dots, m$ ; выберем его максимальное и минимальное значение. Если

$$\left( \frac{\lambda_{\max}}{\lambda_{\min}} - 1 \right) \leq \varepsilon , \quad (28)$$

где  $\varepsilon$  – малая, наперёд заданная величина, то переходим к пункту 9.

7. Назначим новые толщины  $\delta_i$  по (26), рассматривая  $t$  случаев нагружения.

8. Примем толщины  $\delta_i$  в качестве исходных  $\delta_{0i}$  и перейдём к пункту 3.

9. Выход из итераций. Здесь необходимо привести найденное распределение материала в соответствие с требованиями прочности элементов конструкции. Для этого найдём коэффициент изменения толщин элементов

$$K_\sigma = \max_{i=1, \dots, m} \left[ \max_{j=1, \dots, t} \left( \frac{\sigma_{ij}^{equ}}{[\sigma]_i} \right) \right] \quad (29)$$

и определим их новые значения

$$\delta_i^\sigma = K_\sigma \delta_i , \quad (30)$$

где  $\delta_i$  – толщины, найденные в результате итераций 3-8. Поскольку мы пропорционально изменили толщины всех элементов конструкции, сохранив их соотношения, то относительное распределение усилий в конструкции не изменится. Здесь же можно определить и массу такой конструкции

$$M^\sigma = \sum_{i=1}^m \rho_i A_i K_\sigma \delta_i = K_\sigma M_0 . \quad (31)$$

### Тестирование метода: задача Разани [2]

Проверим наши положения и Гипотезу 2 на задаче Разани [2]. Трёхстержневая ферма воспринимает две нагрузки  $R^I$  и  $R^{II}$ , которые действуют в разное время (рис. 1).

Разани решал эту задачу при следующих исходных данных: модуль упругости материала стержней  $E^* = 1$ ; плотность  $\rho = 1$ ; внешние нагрузки  $R^I = R^{II} = 1$ ; допускаемое напряжение  $[\sigma] = 1$ ; длина стержня № 2 равна  $L = 1$ .

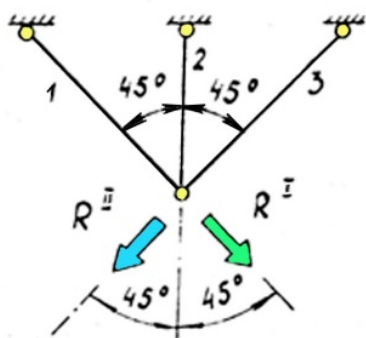


Рис. 1. Ферма Разани

Равнопрочная конструкция при  $S_2 = 0$  и  $S_1 = S_3 = 1$  имеет массу  $M = 2,828$ , тогда как оптимальная конструкция имеет следующие параметры:  $S_2 = 0,408$ ;  $S_1 = S_3 = 0,789$ ;  $S_1/S_2 = 1,93$ ; масса стержней  $M_{opt} = 2,638$ . При этом требования прочности НЕ нарушаются, но одинаковых напряжений во всех стержнях не достигается, центральный стержень №2 в обоих случаях нагружения имеет напряжения, которые меньше допускаемых.

Наш алгоритм легко решает эту задачу и полностью повторяет решение Разани [2].

Сейчас методы оптимизации используются в авиационной промышленности не только для параметрической оптимизации, например для определения оптимального распределения материала по силовым элементам в рамках заданной силовой схемы но также и для прочностной оптимизации, когда надо определить силовую схему авиационных конструкций. Типичный план действий при поиске силовой схемы следующий.

В геометрическую область, где в дальнейшем должна быть размещена конструкция, поместим континуальную модель, которая содержит все возможные силовые схемы. Обычно это конечно-элементная модель. К этой модели приложим весь спектр нагрузок и закреплений. Назначим некоторое начальное распределение материала и запустим итерационный алгоритм того или иного метода оптимизации для отыскания распределения материала. Во время работы алгоритма материал в модели перераспределяется: некоторые области увеличивают свою жёсткость, а другие вырождаются. В результате получим силовую схему конструкции, которая покажет пути и тип передачи сил (растяжение-сжатие, сдвиг), которыми внешние нагрузки передаются от точек их приложения к точкам поглощения (уравновешивания). На основе анализа этой информации проектировщик предлагает силовую схему конструкции и выполняет её параметрическую оптимизацию.

Ферменные структуры в соответствии с их природой уже являются силовыми схемами конструкций, поскольку силы могут передаваться только вдоль стержней, и если конструктор не предусмотрел путь передачи силы, то есть не поставил стержень, то для силы этот возможный путь закрыт. Континуальная модель с элементами, которые работают в плоском или объёмном напряжённом состоянии, имеет больше степеней свободы. Такие модели предоставляют внешним силам больше возможностей в выборе путей от точек их приложения к точкам поглощения (уравновешивания). Поэтому неудивительно, что возник вопрос: могут ли методы синтеза силовых схем, применяемые континуальные модели распознать феномен Разани [2] и, при его наличии, отыскать конструкцию с неодинаковыми напряжениями в элементах при действии нескольких нагрузок. Сравним результаты предлагаемой теории и алгоритма отыскания силовой схемы на задаче, показанной на рис. 2.

Оптимизация выполнена с применением пакета «DRACO», реализующего метод конечных элементов и различные алгоритмы, основанные на критериях оптимальности. Результаты оптимизации показаны на рис. 3, 4.

Видно, что разработанный алгоритм позволяет находить эффективные конструкции и распознавать феномен Разани [2], при котором неравнопрочная конструкция при нескольких случаях нагружения легче, чем конструкция с одинаковыми напряжениями в элементах. В рассмотренном примере распределение материала на рис. 4 легче на 5,046% равнопрочного распределения материала, показанного на рис. 3.

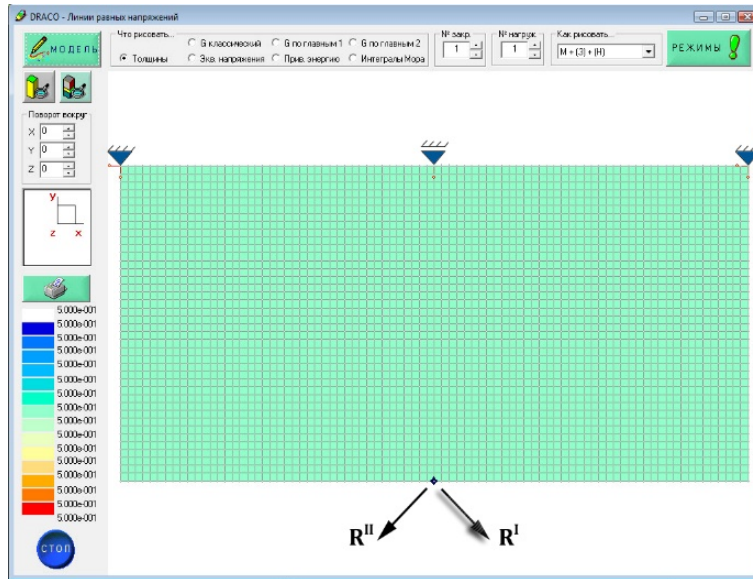


Рис. 2. Задача Разани

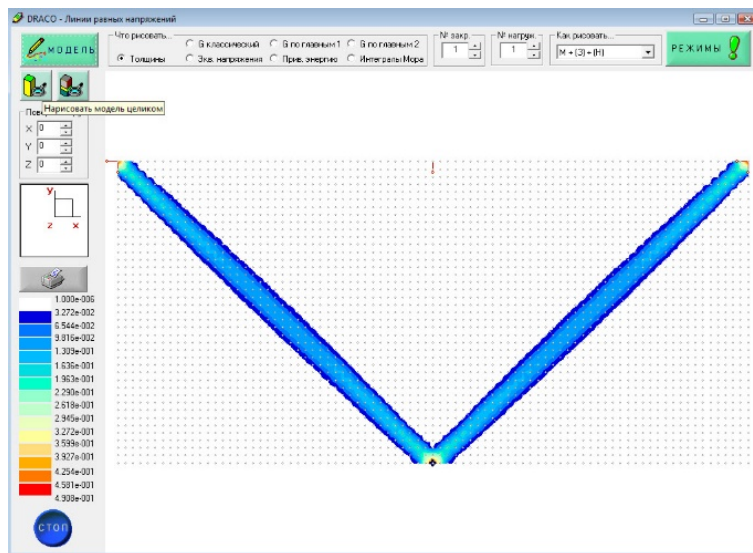


Рис. 3. Равнопрочное распределение материала

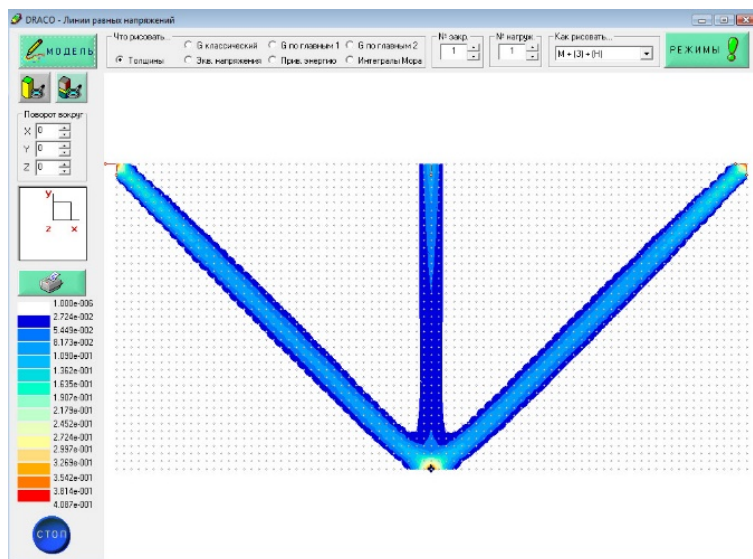


Рис. 4. Найденное распределение материала

## Предварительное проектирование гиперзвукового самолёта

Развитие коммерческой авиации всегда связано с уменьшением времени транспортировки на большие расстояния. Современный парк пассажирских самолётов состоит из дозвуковых самолётов, летающих на высотах 10-12 км со скоростью 800-950 км/ч. При этом полёт на дистанцию 6000-8000 км занимает 8-12 часов, что в современном динамичном мире бизнеса и мобильности больше не удовлетворяет потребности пассажиров.

Новые пассажирские самолёты, которые появляются каждые 4-5 лет, более эффективны, однако они не имеют существенно новых, прорывных технологий. Улучшаются аэродинамические свойства крыла и характеристики двигателей, снижается уровень шума и экологических загрязнений; кресло пассажира сейчас выглядит как индивидуальный центр развлечений, но в то же время нет революционных переходов на новый технологический уровень перевозки пассажиров.

Если проблемы сверхзвукового полёта со скоростями 2000-2500 км/ч решены достаточно успешно, то увеличение скорости до 4000-10000 км/ч сталкивается с новыми физическими явлениями, что требует новых идей, технологических исследований и необычных конструкторских решений. Но только на этом пути возможно добиться *прорыва* в технологии гиперзвуковых воздушных перевозок.

Рассмотрим проблему внешней компоновки, одинаково эффективной на взлётно-посадочных режимах полёта и на гиперзвуковой крейсерской скорости. Большое количество исследований направлено на аэродинамику гиперзвукового крейсерского полёта, однако никто не рассматривает достижения этой гиперзвуковой скорости. Исследователи предлагают оптимальные аэродинамические формы для различных диапазонов гиперзвуковых скоростей, однако самолёт начинает движение с нулевой скорости и предлагаемые аэродинамические формы на дозвуковых скоростях просто не обеспечивают необходимую подъёмную силу. Мы предлагаем новую схему самолёта, которая может удовлетворить различные требования к характеристикам крыла на различных режимах полёта (рис. 5, 6).



Рис. 5. Конфигурация для начальных стадий полёта

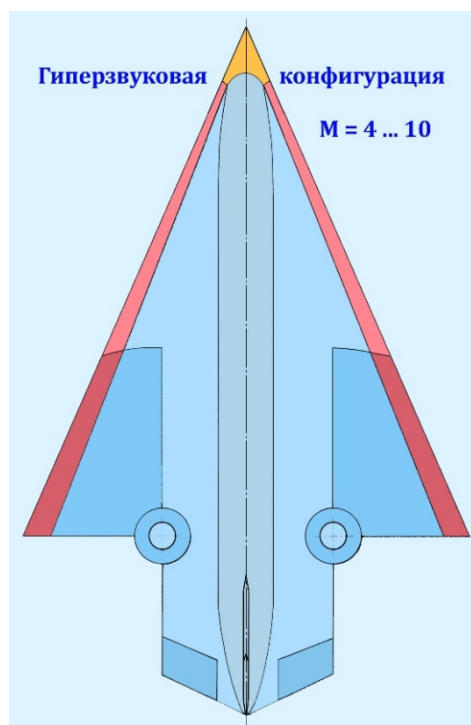


Рис. 6. Крейсерская гиперзвуковая конфигурация



Предложенная конструкция обладает следующими особенностями:

1. Элевоны во взлётно-посадочной конфигурации превращаются в отклоняемый носок в гиперзвуковой конфигурации для управления присоединением ударной волны (скачка уплотнения) на различных числах Маха.

2. В трансзвуковой и сверхзвуковой конфигурации все нагрузки на консоль воспринимаются поворотным узлом. Во взлётно-посадочной и гиперзвуковой конфигурации консоль дополнительно скрепляется с неподвижной частью крыла в четырёх точках цапговыми зажимами, как показано на модели (рис. 7, 8).

3. Поскольку в поворотной секции лонжероны и нервюры меняются местами в различных конфигурациях, мы предлагаем радиальную силовую схему, подобную паутине, которая показана на рис. 7.

Расчёт на прочность в трёх различных конфигурациях показал, что распределения напряжений и деформаций во взлётно-посадочной и дозвуковой конфигурации практически совпадают, поскольку поворотный узел имеет несравнимо большую жёсткость по сравнению с цапговыми зажимами и берёт на себя всю внешнюю нагрузку. Поэтому для оптимизации рассмотрим два случая нагружения: взлётно-посадочный и гиперзвуковой.

Профиль крыла в классическом смысле здесь не присутствует, крыло представим как пластину, и аэродинамическое давление на крыло будем считать равномерным.

Размах внешнего крыла (от поворотного узла до конца крыла) равен 21 м во взлётно-посадочной конфигурации и 11,5 м – в гиперзвуковой конфигурации.

Эксплуатационную перегрузку во взлётно-посадочном режиме примем  $n_y = 1,5$ , а в гиперзвуковом режиме  $n_y = 3$ . Часть взлётной массы, приходящаяся на поворотную консоль, равна 20 378 кг. Допускаемое напряжение  $[\sigma] = 400$  МПа.

Выполним оптимизацию конструкции поворотной секции крыла с использованием разработанного метода и сравним результаты с классическим полнонапряжённым (равнопрочным) распределением материала [4].

Результаты оптимизации для каркаса показаны на рис. 9, 10, а для обшивки – на рис. 11, 12.

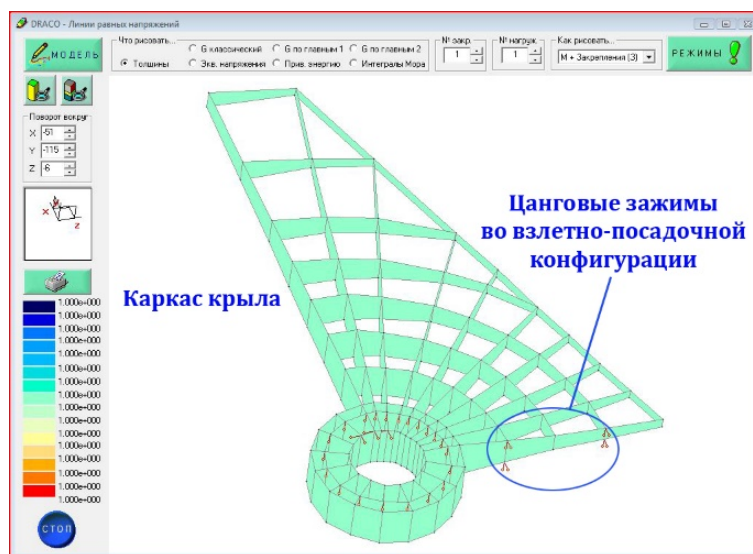


Рис. 7. Каркас крыла

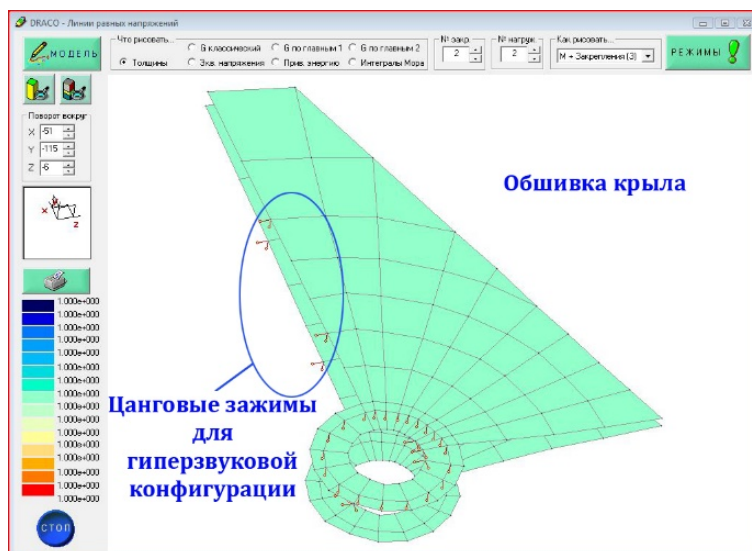


Рис. 8. Обшивка крыла

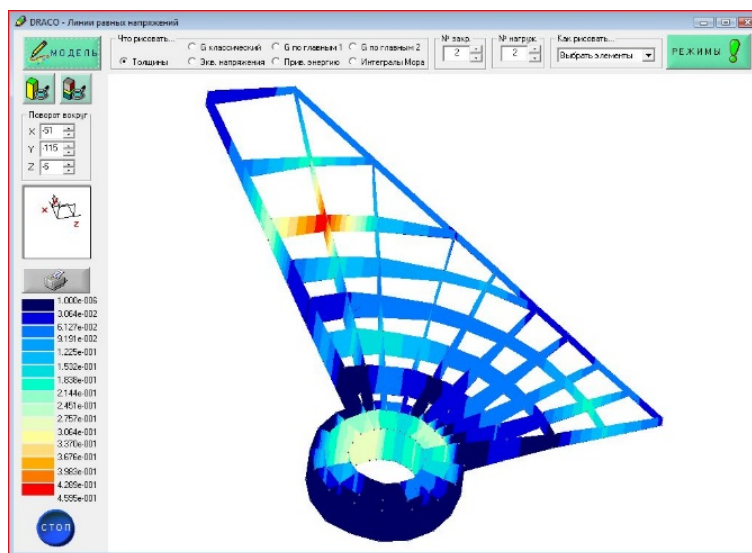


Рис. 9. Равнорное распределение материала по стенкам каркаса  $\delta_{\max} = 4,6$  мм

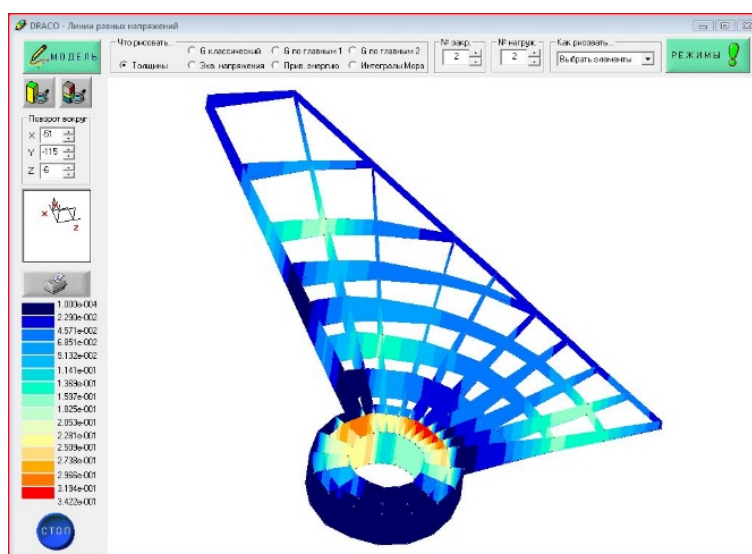


Рис. 10. Распределение материала по стенкам каркаса по нашей теории:  $\delta_{\max} = 3,4$  мм



При таких условиях масса равнопрочного распределения материала равна 2677 кг, тогда как масса конструкции, полученной по нашей теории, равна 2442 кг. Наша конструкция легче равнопрочной. *Выигрыш массы составляет 8,78%*. Запас прочности  $k = \sigma_{\max} / [\sigma]$  обеих конструкций примерно одинаковый: для равнопрочной конструкции  $k = 1,00528$ ; для нашей конструкции  $k = 0,999964$ .

Сравнение рис. 9, 10 и рис. 11, 12 показывает, что распределение материала, полученное по предлагаемой теории, существенно отличается от равнопрочного распределения.

Детальный анализ результатов показывает, что в нашей конструкции большая часть элементов работает в обоих случаях нагружения, тогда как в равнопрочной конструкции можно найти много элементов, которые работают в одном случае нагружения, но не работают в другом. Поэтому равнопрочная конструкция при действии нескольких случаев нагружения не всегда является оптимальной.

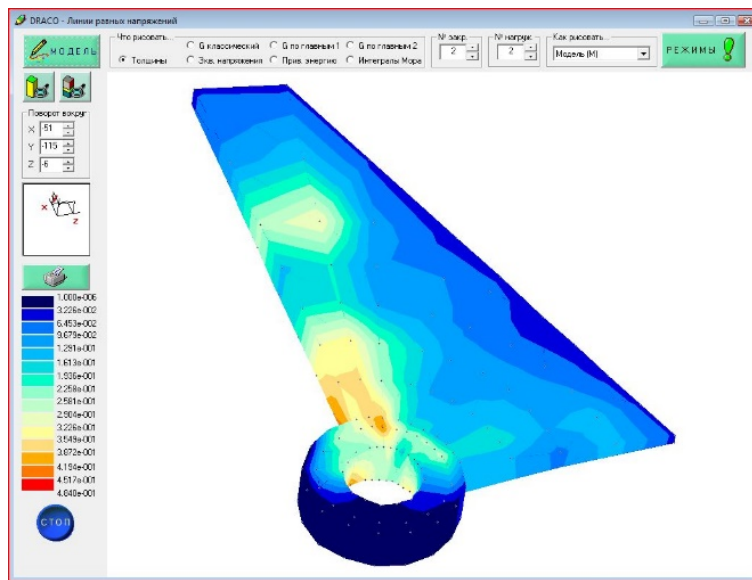


Рис. 11. Равнопрочное распределение материала по обшивке:  $\delta_{\max} = 4,8$  мм

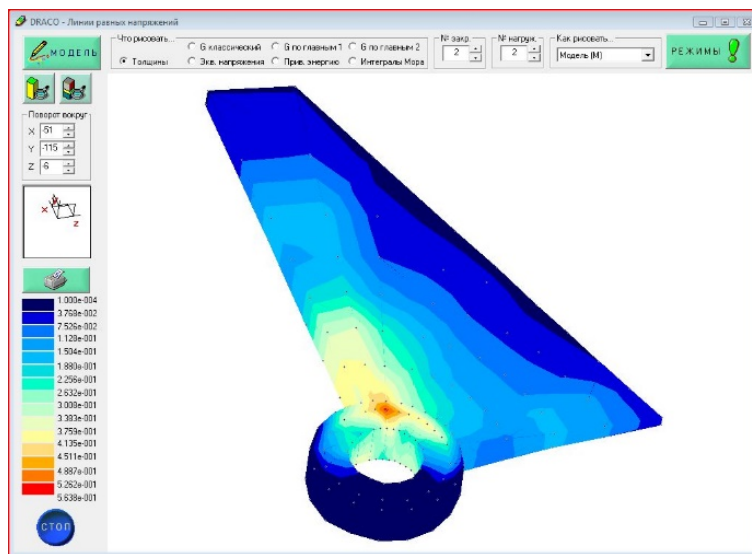


Рис. 12. Распределение материала по обшивке по нашей теории:  $\delta_{\max} = 5,6$  мм

## Заключение

Разработан новый метод, который отыскивает оптимальную конструкцию при действии нескольких случаев нагружения. Проведено тестирование его на задаче Разани и решена модельная задача оптимизации гипотетического крыла гиперзвукового самолёта. Показано, что предлагаемый метод имеет некоторые преимущества в достижении конструкций минимальной массы и даёт конструктору новый инструмент для прочностной оптимизации на ранних стадиях проектирования авиационных конструкций.

## Библиографический список

1. Данилин А.И. Термодинамическая аналогия в оптимальном проектировании упругих систем. Депонирована в ВИНТИ № 1230-В88Деп. 1988. 36 с.
2. Razani R. Behavior of fully stressed design of structures and its relationship to minimum-weight design // *AIAA Journal*. 1965. V. 3, Iss. 12. P. 2262-2268. DOI: 10.2514/3.3355
3. Danilin A.I. The new optimality criteria for structural design with constraining elastic displacements (non-composite forward swept wing without divergence) // *Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS-2012 (23-28 September, 2012, Brisbane, Australia)*. V. 3. P. 2275-2280.
4. Данилин А.И. Об энергетических критериях оптимальности // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2010. № 4 (24). С. 74-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2010-0-4(24)-74-79

## DESIGNING OF MINIMUM MASS AIRFRAMES UNDER SEVERAL LOADINGS

© 2020

**A. I. Danilin** Doctor of Science (Engineering), Full Professor of the Department of Aircraft Maintenance;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[alexdan@ssau.ru](mailto:alexdan@ssau.ru)

We discuss the features of optimal force transfer in a thin-walled structure and use them to develop a method for defining the distribution of material over the structure elements for minimizing its volume. The suggested method works with one or several external loadings and allows one to determine the optimal structure and to recognize the phenomenon of Razani in which a structure with unequal stresses due to several loadings is more light-weight than a fully-stressed one. Using the developed method, we solved the original Razani problem and applied it for the optimization of the wing structure of a novel hypersonic airplane. It is shown that the determined material distribution is 8.78% lighter than that in a conventionally fully-stressed structure.

*Structural optimization; hypersonic aircraft configuration*

---

*Citation:* Danilin A.I. Designing of minimum mass airframes under several loadings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 14-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-14-29

### References

1. Danilin A.I. Thermodynamic analogy in optimal design of elastic systems. VINITI no. 1230-B88Dep. 1988. 36p. (In Russ.)
2. Razani R. Behavior of fully stressed design of structures and its relationship to minimum-weight design. *AIAA Journal*. 1965. V. 3, Iss. 12. P. 2262-2268. DOI: 10.2514/3.3355
3. Danilin A.I. The new optimality criteria for structural design with constraining elastic displacements (non-composite forward swept wing without divergence). *Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS-2012 (23-28 September, 2012, Brisbane, Australia)*. V. 3. P. 2275-2280.
4. Danilin A.I. Energy optimality criteria. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 4 (24). P. 74-79. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2010-0-4(24)-74-79

## РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО КЛАПАНА С УЛУЧШЕННЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2020

- А. А. Иголкин** доктор технических наук, профессор кафедры «Автоматические системы энергетических установок»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [igolkin97@gmail.com](mailto:igolkin97@gmail.com)
- Т. А. Чубенко** аспирант кафедры «Автоматические системы энергетических установок»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [chubenkott@mail.ru](mailto:chubenkott@mail.ru)
- А. Д. Максимов** аспирант кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [asdds2014@mail.ru](mailto:asdds2014@mail.ru)

Проблема создания оптимальных конструкций электромагнитных клапанов актуальна для многих сфер промышленности. Развитие техники характеризуется увеличением мощности, повышением давлений, применяемых для приводных механизмов, уменьшением габаритов и массы агрегатов автоматики. Целью данной работы является созданием усовершенствованного электромагнитного клапана, обеспечивающего оптимальное сочетание высоких параметров, надежности, технологичности и минимальной стоимости. На основе стандартных зависимостей для электромагнитных явлений была создана математическая модель клапана – СУ.1, которая была просчитана в нескольких специализированных программных пакетах: NISA, FEMM, ANSYS Maxwell. Проведён параметрический расчёт в ANSYS Maxwell при переменных величинах рабочего зазора и силы тока в катушке, по результатам которого получено поле распределения магнитной индукции. Представлены результаты моделирования работы клапана и поле распределения магнитной индукции при различных значениях силы тока в катушке и величины рабочего зазора. На основе полученных зависимостей была создана модель электромагнитного клапана с улучшенными характеристиками для жидкостного ракетного двигателя, минимальное время единичного включения которого составило 40 мс. Полученные результаты позволят создать клапан с временем удержания в открытом состоянии 800 с, что считается достаточным при применении в электромагнитных клапанах постоянного тока.

*Электромагнитный клапан; жидкостный ракетный двигатель; быстродействие; характеристики; магнитная индукция; ANSYS Maxwell*

---

**Цитирование:** Иголкин А.А., Чубенко Т.А., Максимов А.Д. Разработка модели электромагнитного клапана с улучшенными характеристиками для жидкостного ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 30-42. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-30-42

### Введение

Электромагнитные клапаны (ЭК) являются элементами, наиболее часто используемыми для управления потоками жидкостей, они находят широчайшее применение в энергетике, нефтяной, химической и в других областях техники. В системах управления жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) ЭК используются как в качестве главных клапанов, например топливные, так и в качестве управляющих агрегатов, обеспечивающих приведение в действие главных клапанов и других устройств [1]. В случае применения в малоразмерных ЖРД от быстродействия клапана в значительной степени зависит уровень тяги в импульсном режиме работы двигателя, а также единичный импульс. Поэтому крайне важной задачей при создании нового двигателя

является разработка ЭК [2]. В данной работе рассматривается малоразмерный ЖРД, представленный на рис. 1.

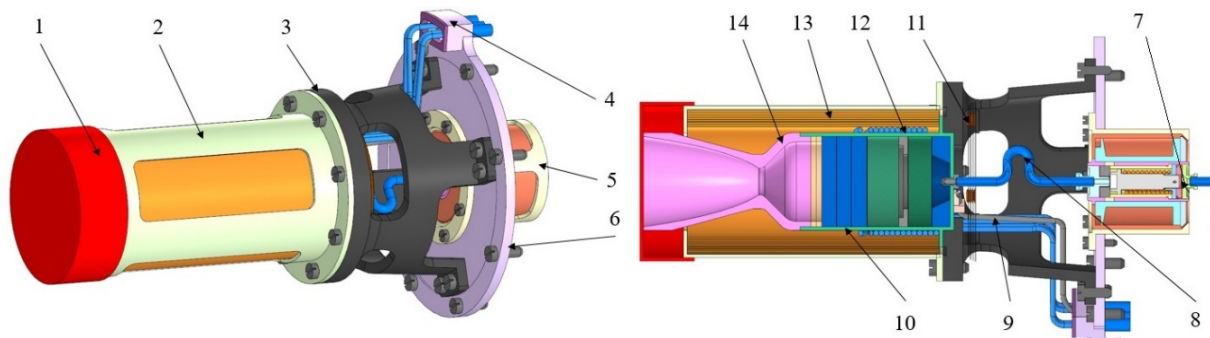


Рис. 1. Модель ЖРД:

1 – технологическая заглушка; 2 – корпус теплоизоляции; 3 – стойка; 4 – чашечка для разводки проводов; 5 – корпус клапанов; 6 – плата; 7 – узел клапанный; 8 – трубка подвода топлива; 9 – термопара; 10 – камера; 11 – торцевые экраны; 12 – электрический нагреватель; 13 – экраны ЭВТИ; 14 – сопло

### Постановка задачи

Последовательность работы топливных клапанов, скорость их открытия и закрытия, характер изменения гидравлического сопротивления, герметичность узлов – всё это входит в число факторов, определяющих характер переходного процесса изменения режима в камере двигателя [3]. Поэтому целью работы стало:

- 1) анализ доступных для определения характеристик магнитной системы клапана CAD/CAM/CAE программных комплексов, разработка метода их применения;
- 2) численный расчёт магнитной системы клапана;
- 3) проектирование ЭК с улучшенными характеристиками относительно ближайших аналогов, то есть клапанов малоразмерных ЖРД со схожим уровнем удельного импульса и тяги [4; 5].

### Проектирование прототипа электромагнитного клапана

Проектирование ЭК состоит в выборе его конструктивной формы, наиболее полно соответствующей заданным условиям работы двигателя. Затем, в зависимости от требуемой величины времени срабатывания, определяются размеры магнитопровода и параметры обмотки так, чтобы создать требуемую силовую характеристику электромагнита. Так как перемещение якоря происходит под действием пружины, то задачей электромагнита является обеспечение удержания якоря в притянутом положении. По величине усилий, необходимых для перемещения клапана, выбирается пружина и соответственно определяется противодействующая характеристика электромагнита. Кроме того, клапан должен удовлетворять всем специфическим условиям эксплуатации [6]. Основываясь на перечисленных выше условиях, были определены необходимые расчётные данные для клапана, представленные в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные для расчёта клапана

№ п/п	Параметр	Величина	Описание
1	$P_{вх}$	2,5-5,0 МПа	Давление на входе
2	$U$	27-34 В	Напряжение открытия
3	$\dot{m}$	23,2 г/с	Массовый расход
4	$k$	0,5-3	Коэффициент дроселирования массового расхода
5	$\delta_p$	0,4±0,1мм	Рабочий зазор

Давление на входе, а именно диапазон рабочего давления ( $P_{ex} = P_{раб. max} - P_{раб}$ ) выбирался бóльшим, чем у ближайших аналогов. Допуск на величину зазора обусловлен технологической сложностью изготовления и сборки, так при его значении меньше 0,3 мм возможно залипание якоря клапана, а при величине более 0,5 мм величина тяги электромагнита может оказаться недостаточной для открытия клапана. В зависимости от коэффициента дросселирования можно получить величину массового расхода от 11,6 до 69,9 г/с.

Для определения параметров ЭК рассчитывалась магнитная система по методике ОСТ 92-9376-80 [7]. Конструктивная схема исследуемого клапана СУ.1 представлена на рис. 2. Он представляет собой осесимметричную конструкцию с осевым входом и выходом рабочего тела.

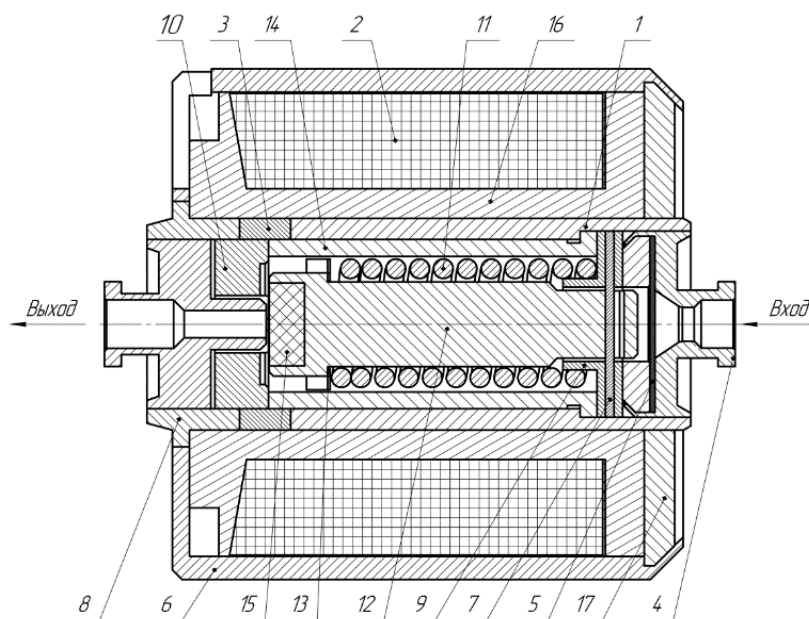


Рис. 2. Конструктивная схема клапана СУ.1:

1 – корпус; 2 – катушка; 3 – вставка; 4 – штуцер-фильтр; 5 – фильтр; 6 – корпус; 7 – чека; 8 – седло-штуцер; 9 – втулка; 10 – якорь; 11 – пружина; 12 – упор; 13 – шайба; 14 – стоп; 15 – уплотнительный элемент; 16 – каркас; 17 – крышка

### Расчёт магнитных полей и силовых характеристик клапана с использованием CAD/CAM/CAE программных комплексов

Процесс срабатывания электромагнитов носит динамический характер. Чтобы охарактеризовать его динамический режим работы, необходимо иметь зависимость изменения вектора магнитной индукции и пути, пройденного якорем от времени.

Для получения поля распределения магнитной индукции и визуализации работы клапана были проведены электромагнитные расчёты в следующих программных комплексах [8; 9]:

- модуль EMAG пакета прикладных программ NISA; базовая из рассматриваемых программ, рассчитывает 2D- и 3D-модели, обладает достаточной точностью, автоматически не генерирует сетку конечных элементов.

- FEMM – простейшая из рассматриваемых программ, рассчитывает только 2D модели, имеет небольшую базу материалов, обладает простым интерфейсом.

- Ansys Maxwell; ведущий программный продукт для 2D- и 3D-моделирования электромагнитных полей.

Математическая модель магнитной системы клапана включает в себя стандартные зависимости для электромагнитных явлений, описанных в [10].

Общей задачей расчёта магнитного поля является нахождение вектора магнитной индукции  $\vec{B}$  или вектора напряжённости магнитного поля  $\vec{H}$ , которые связаны соотношением:

$$\vec{B} = \mu \vec{H}, \quad (1)$$

где  $\mu$  – абсолютная магнитная проницаемость.

Расчёт осуществляется на основе математической модели, базирующейся на уравнениях Максвелла. Основные уравнения Максвелла для магнитостатического поля, записанные в дифференциальной форме, имеют следующий вид:

1. Закон полного тока:

$$\text{rot} \vec{H} = \vec{J}. \quad (2)$$

2. Принцип непрерывности магнитного потока:

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0. \quad (3)$$

Исходя из формулы (3), вектор магнитной индукции можно записать как

$$\vec{B} = \text{rot} \vec{A}, \quad (4)$$

так как всегда  $\text{div} \text{rot} A = 0$ , где  $A$  – векторный магнитный потенциал. После подстановки формул (4) и (1) в (2) имеем

$$\nabla \times \nu \nabla \times \vec{A} = \vec{J}, \quad \nu = \frac{1}{\mu}. \quad (5)$$

Подчинив из (5)  $\vec{A}$  условию  $\text{div} \vec{A} = 0$ , т.е. считая, что поле вектора  $\vec{A}$  не имеет источников, получаем:

$$(\nabla \cdot \nu \nabla) \vec{A} = -\vec{J}.$$

Действительно, при условии  $\text{div} \vec{A} \neq 0$  можно положить  $\vec{A} = \vec{A}' + \vec{A}''$ , причём  $\text{div} \vec{A}' = 0$  и  $\text{div} \vec{A}'' \neq 0$ . Поле составляющей  $\vec{A}''$ , как созданное источниками, является потенциальным и, следовательно,  $\text{rot} \vec{A}'' = 0$ . Поэтому  $\vec{B} = \text{rot} \vec{A} = \text{rot} \vec{A}'$  и можно принять  $\vec{A}'' = 0$ . После нахождения векторного магнитного потенциала по уравнению (4) вычисляется индукция магнитного поля. Магнитный поток сквозь некоторую поверхность  $S$  вычисляется как

$$\Phi = \int_S B ds = \int_S \text{rot} A ds = \oint A dl.$$

Полученная в результате преобразований по методу конечных элементов исходных дифференциальных уравнений поля система уравнений решается итерационным методом Ньютона-Рафсона.



С целью упрощения модели и минимизации времени расчёта в случае, когда рассматривается поле токов, протекающих по круговым контурам, лежащих в параллельных плоскостях и имеющих центры на общей оси, например  $OZ$ , вместо трёхмерной задачи достаточно рассмотреть картину поля в одной плоскости, проходящей через эту ось. То есть рассмотреть двумерную осесимметричную задачу магнитостатики, которая будет решаться только относительно  $\phi$ -составляющей магнитного векторного потенциала. Таким образом, магнитный расчёт сводится к решению одного уравнения в частных производных для азимутальной составляющей векторного потенциала:

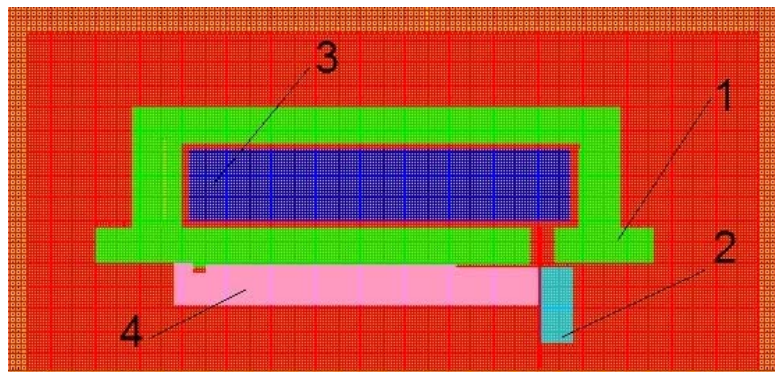
$$\frac{\partial}{\partial r} \left( \nu \frac{\partial (rA_\phi)}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \nu \frac{\partial A_\phi}{\partial z} \right) = -\vec{J}.$$

Решив данное уравнение и зная распределение векторного магнитного потенциала в области моделирования, можно найти распределение составляющей вектора магнитной индукции по выражениям:

$$B_r = -\frac{\partial A_\phi}{\partial z}, \quad B_z = \frac{\partial A_\phi}{\partial r}, \quad B_\phi = \sqrt{B_r^2 + B_z^2}.$$

Для того чтобы уравнения имели единственное решение они дополняются граничными условиями: граничными условиями 1 рода (Дирихле) – на границе задаётся значение искомой функции, или граничными условиями 2 рода (Неймана) – для них задаётся изменение искомой функции по нормали к границе.

При создании расчётной модели клапана была использована двумерная (для программ NISA и FEMM) упрощённая осесимметричная магнитная схема, изображённая на рис. 3.



*Рис. 3. Расчётная схема клапана:  
1 – магнитопровод; 2 – якорь; 3 – обмотка; 4 – стоп*

При расчётах рассматривался наихудший случай работы клапана, то есть с наибольшим значением дросселирования тяги при максимальном входном давлении, а для FEMM при наибольшем значении допуска на рабочий зазор, величина которого составила 0,5 мм, количество витков катушки принималось равным 1050.

Также учитывались возможные зазоры между магнитопроводом и стопом, между якорем и магнитопроводом, технологические выемки. Непараллельность поверхностей



якоря и магнитопровода не регламентировалась, в связи с этим в расчётах непараллельность принимается равной нулю.

Расчётная ветка в NISA состояла из 117169 конечных элементов. При построении модели клапана КЭМ необходимая точность результатов расчётов достигалась разбиением магнитной схемы на простейшие элементы сеткой, состоящей из не менее четырёх, пяти элементов как по высоте, так и по ширине каждой детали. Элементам магнитной системы были присвоены соответствующие свойства материала, магнитомягкой стали с зависимостью индукции  $B$  от напряжённости  $H$  магнитного поля, изображённой на рис. 4. Данная кривая намагничиваемости была построена по данным из ГОСТ 10160-75 [11].

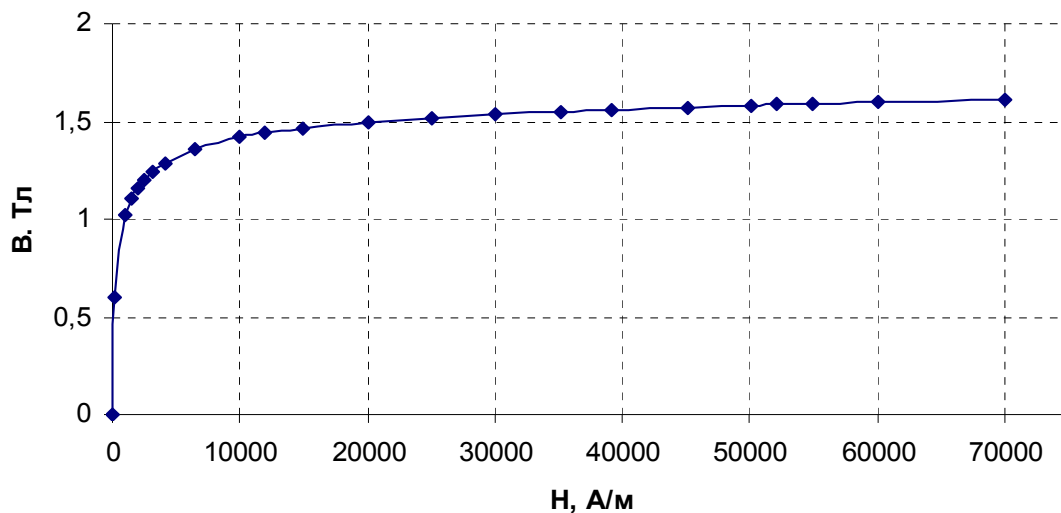


Рис. 4. Зависимость индукции от напряжённости магнитного поля для магнитомягкой стали 16Х-ВИ

В качестве граничных условий задавалась плотность тока в катушке, которая зависит от определённых при проектировании параметров: количества витков, геометрии катушки и напряжения, подаваемого на клапан. Также моделировалось условие периодичности и окружающая клапан среда.

Следует отметить, что в данных магнитных расчётах при задании свойств стали не были учтены зависимости их состояния от предшествующего магнитного воздействия. Так после отключения обмотки части магнитопровода сохраняют некоторое намагничивание, обусловленное коэрцитивной силой. Коэрцитивная сила  $H_c$  – это размагничивающее поле, которое должно быть приложено к предварительно намагниченному образцу для того, чтобы индукция в нём стала равной нулю. Поэтому при малых рабочих зазорах возможно «залипание» притянутого якоря под воздействием остаточного потока, то есть потока, который остался в образце после снятия магнитного поля.

Проводилось несколько расчётов с учётом изменения рабочего зазора в поле допуска (рис. 5, 6). В результате расчётов было получено поле распределения магнитной индукции в конструкции клапана, а также определены величины силы тяги электромагнита и магнитной индукции в рабочем воздушном зазоре между якорем и стопом. Поля распределения магнитной индукции в рабочем зазоре при  $\delta_p = 0,3$  мм; 0,4 мм; 0,5 мм представлены на рис. 5.

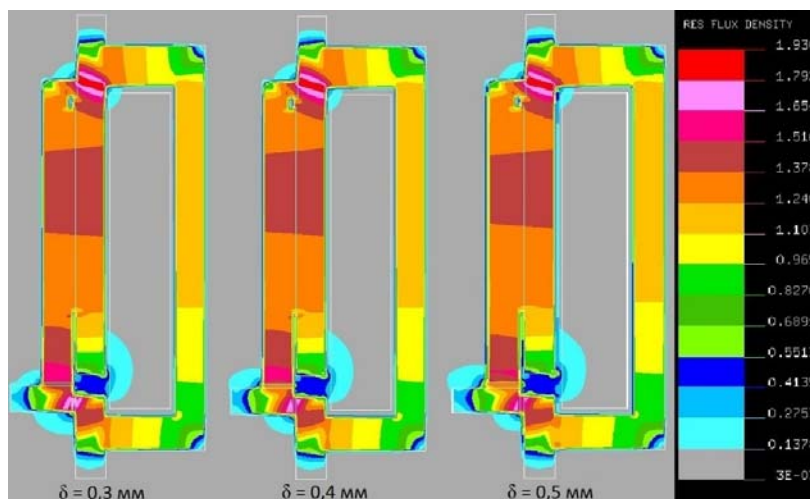


Рис. 5. Поля распределения магнитной индукции при рабочем зазоре  $\delta_p = 0,3 - 0,5$  мм в NISA

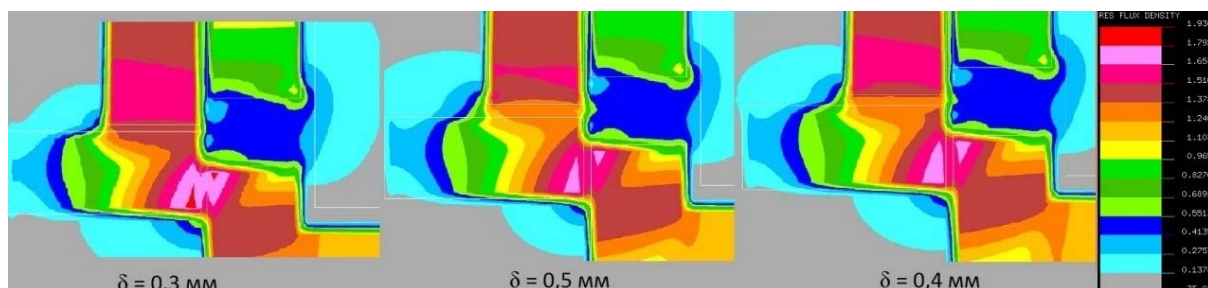


Рис. 6. Поля распределения магнитной индукции в рабочем зазоре

Из рис. 5 видно, что по мере увеличения ширины рабочего зазора между якорем и стопом величина магнитной индукции уменьшается и изменяется в пределах от 1,6 до 1,25 Тл. Поля распределения магнитной индукции в рабочем зазоре при  $\delta_p = 0,3$  мм; 0,4 мм; 0,5 мм представлены на рис. 6.

Для сравнения был проведён расчёт в программе FEMM с аналогичной геометрией клапана и граничными условиями. В имеющейся версии программы было невозможно задать кривую намагничиваемости стали, поэтому был выбран ближайший аналог магнитомягкого материала. Также автоматически сгенерированная сетка (рис. 7) имеет в 10 раз меньше элементов, чем в NISA. Полученное распределение вектора магнитной индукции представлено на рис. 7.

В программе ANSYS Maxwell рассматривалась усложнённая, по сравнению с предыдущими программами, 3D-модель магнитной системы при аналогичных граничных условиях. Программа допускает задание кривой намагничиваемости материала, а необходимая точность расчёта достигается выбором количества проходов и величины погрешности [12]. Явным достоинством данной программы является возможность проведения параметрического анализа, результаты, полученные в ходе него, представлены на рис. 8, 9, а полная визуализация открытия/закрытия клапана доступна по ссылке <https://youtu.be/nCKHH6WFEiY>.

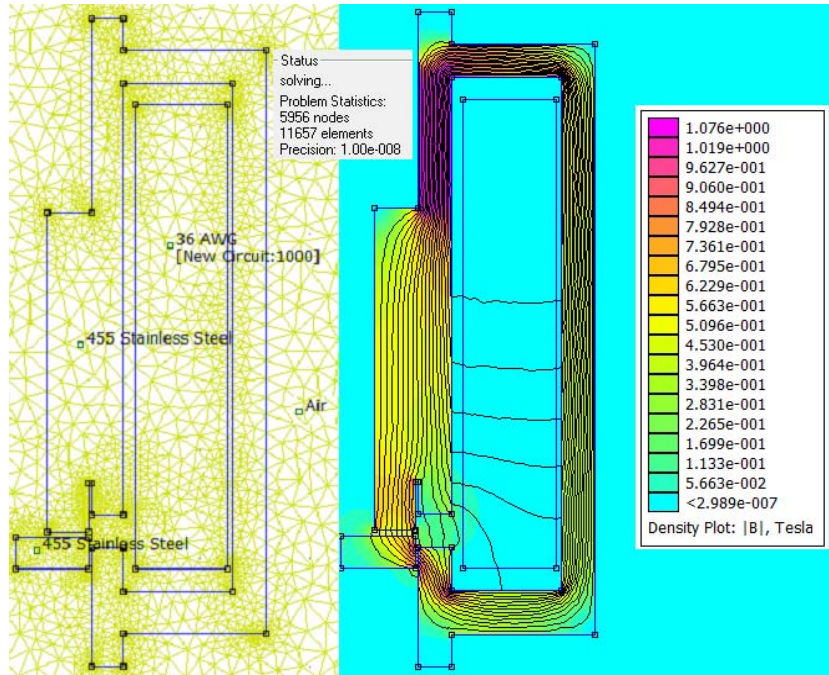


Рис. 7. Расчёт в FEMM

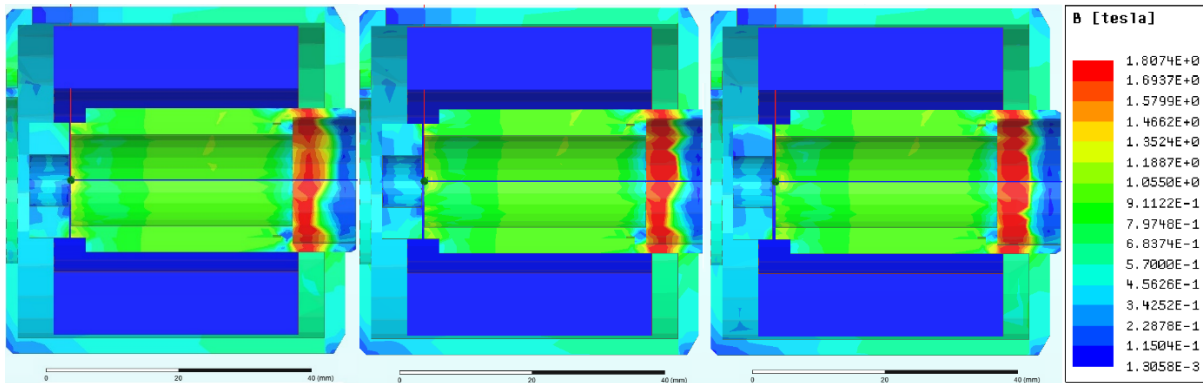


Рис. 8. Поля распределения магнитной индукции в рабочем зазоре при  $\delta_p = 0,3 - 0,5$  мм в Ansys Maxwell

Основными силовыми характеристиками электромагнита являются величина магнитной индукции в рабочем зазоре  $B_p$  и его тяга  $F_T$ , которые можно определить следующим образом:

$$B_p = \sqrt{\frac{2\mu_B\mu_0 Q_{эм}}{\pi r_{я2}^2}},$$

где  $\mu_B$  – относительная магнитная проницаемость воздуха;  $Q_{эм}$  – потребное усилие электромагнита, то есть совокупность сил, которые необходимо преодолеть при движении якоря, с учётом коэффициента запаса.

$$F_T = 5,1 \cdot 10^{-8} J^2 \omega^2 \frac{dG_\delta}{d\delta},$$

где  $J$  – установившееся значение тока в обмотке;  $\omega$  – количество витков;  $G_\delta$  – магнитная проводимость рабочего зазора;  $\delta$  – величина рабочего зазора.

Полученные значения силы тяги электромагнита  $F_T$  и магнитной индукции в рабочем зазоре  $B_p$ , при одинаковом количестве витков, в программах NISA, FEMM и ANSYS Maxwell, совместно с значениями, определёнными по [8], представлены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты расчёта

Рабочий зазор, мм	$\delta_p = 0,3$	$\delta_p = 0,4$	$\delta_p = 0,5$
Теоретическая магнитная индукция $B_p$ , Тл	1,33	1,33	1,33
Рассчитанная в NISA магнитная индукция $B_p$ , Тл	1,46	1,37	1,25
Рассчитанная в FEEM магнитная индукция $B_p$ , Тл	–	–	0,61
Рассчитанная в ANSYS M. магнитная индукция $B_p$ , Тл	1,27	1,19	1,09
Теоретическая сила тяги электромагнита $F_T$ , Н	360	360	360
Рассчитанная в NISA сила тяги электромагнита $F_T$ , Н	395	370	338
Рассчитанная в ANSYS M. сила тяги электромагнита $F_T$ , Н	344	323	298
Рассчитанная сила тяги электромагнита $F_T$ , Н	–	–	155

Из табл. 2 видно, что погрешность относительно теоретического расчёта по [7] составляет от 3 до 13% и является удовлетворительной с учётом допущений, принятых в методике ОСТ 92-9376-80 [7]. При доводке магнитной системы, с учётом теоретических расчётов и параметрического расчёта в программе ANSYS Maxwell при переменных величинах рабочего зазора и силы тока в катушке (рис. 9), были увеличены толщины магнитопровода и стопа, а для улучшения характеристик – уменьшена толщина якоря.

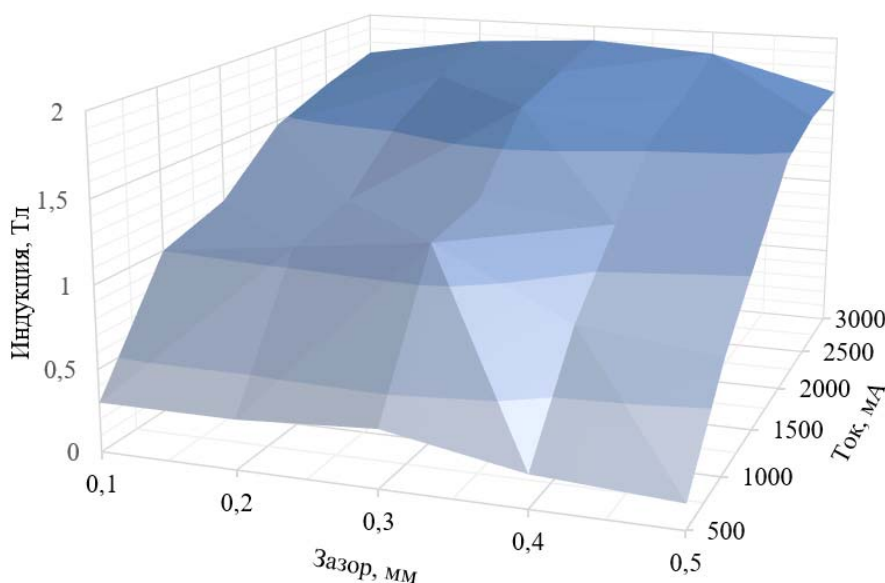


Рис. 9. Параметрический анализ в ANSYS Maxwell

Полученное поле (рис. 9) позволяет достаточно легко и с требуемой точностью определить оптимальную величину тока при выбранном размере рабочего зазора и рассчитанном значении магнитной индукции. Например, для рассматриваемого клапана СУ.1 особенно важно распределение магнитной индукции в поле допуска на рабочий зазор. По данным из поля можно сделать предварительный вывод о том, что индукция в зазоре (1,1-1,3 Тл) имеет достаточное значение для открытия и удержания клапана. В противном случае необходимо было изменить диапазон параметрического анализа. Так как на практике существует тенденция по снижению потребляемой бортовой энергии, но при этом предел насыщения прецизионных магнитно-мягких стальных сплавов составляет до 2,5 Тл, что не гарантирует в будущем развития достаточной силы тяги электромагнита при устоявшейся конструкции. Это даёт предпосылки к модернизации структуры клапана или улучшению характеристик имеющихся материалов [13].

### Заключение

Анализ доступных для определения характеристик магнитной системы клапана CAD/CAM/CAE программных комплексов показывает, что наиболее точным и функциональным является ANSYS Maxwell, так как позволяет решать задачи как в 2D так и 3D постановке, допускает задание кривой намагничиваемости материала, а также получить необходимую точность расчёта путём выбора количества проходов и величины погрешности. Применённый параметрический метод позволяет на этапе проектирования конструкции ЭК достичь требуемого значения магнитной индукции, а также улучшить конструкцию клапана. Например, применяя в качестве запорного элемента упругую мембрану, которая заменит собой массивную пружину и якорь, повысив тем самым надёжность и эффективность работы клапана. Также методика параметрических расчётов позволит значительно упростить разработку клапанов с поляризованными электромагнитами. У поляризованных электромагнитов время срабатывания может быть получено на порядок меньше, чем у нейтральных, так как постоянная времени их обмоток обычно мала, ход якоря невелик, а сам якорь выполняется лёгким, что значительно уменьшит потребление бортовой энергии космического аппарата.

С использованием вышеперечисленных результатов спроектирован электромагнитный клапан СУ.1 с улучшенными характеристиками. Для сравнения в табл. 3 представлены параметры клапанов ближайших аналогов со схожим уровнем тяги и значением удельного импульса, рассматриваемого малоразмерного ЖРД – двигателей МТ-6 [4] и ДОК-50 [5]. Достигнуты ли цели и прочее.

Таблица 3. Параметры клапанов ЖРД

Наименование	МТ-6	ДОК-50	СУ.1
Давление на входе, $P_{вх}$ , МПа	0,9-2,8	1,48-1,52	2,5-5
Энергопотребление клапана, $P$ , Вт, не более	20	16,2	15
Максимальное количество включений, $n$ , тыс.	14,8	4	5*
Время единичного включения, $t$ , мс	–	50	40
Максимальное время работы, с	–	600	800

По данным табл. 3 можно сделать вывод, что клапан рассматриваемого ЖРД обладает меньшим энергопотреблением и улучшенным временем единичного включения по сравнению с клапанами аналогов, а более широкий диапазон рабочего давления обеспечит применимость клапана на большем количестве двигателей.

Таким образом поставленные задачи выполнены в полном объёме, а результаты данной работы могут найти практическое применение на предприятиях, занимающихся разработкой ЭК.

Результаты исследования были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России (Проект № 0777-2020-0015).

### **Библиографический список**

1. Теленков А.А. Разработка и внедрение методики и инженерной программы создания оптимальных конструкций электромагнитных клапанов жидкостных ракетных двигателей. Дис. ... канд. техн. наук. Химки, 2011. 152 с.
2. Конох В.И., Бойко В.С., Трояк А.Б., Ивашура А.В. Электромагнитные клапаны разработки КБ жидкостных ракетных двигателей ГП «КБ «Южное» // Космическая техника. Ракетное вооружение. 2018. № 2 (116). С. 34-48.
3. Эдельман А.И. Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1970. 244 с.
4. Hydrazine monopropellant thrusters.  
<https://www.ihl.co.jp/ia/en/products/space/hydrazine>
5. ЖРДМТ от 0,5 кгс до 250 кгс. <http://kbhmisaeva.ru/main.php?id=33>
6. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчёт и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 200 с.
7. ОСТ 92-9376-80. Электромагниты пневматических и гидравлических клапанов, методика расчёта. 1980. 49 с.
8. Пантелят М.Г. Численный анализ связанных процессов в электромагнитных устройствах: состояние вопроса и обобщение // Электротехника і електромеханіка. 2013. № 3. С. 29-35.
9. Wislati R., Haase H. Design and simulation of an electromagnetic valve actuator using COMSOL multiphysics // Proceedings of the COMSOL Conference (04.-06.11.2008, Hannover, Germany).
10. Врублевский А.Н., Григорьев А.Л. Модель быстродействующего электромагнитного привода для управляющего клапана системы питания теплового двигателя // Вестник Национального технического университета «ХПИ». 2014. № 39 (1082). С. 28-44.
11. ГОСТ 10160-75. Сплавы прецизионные магнитно-мягкие. Технические условия. М.: Издательство стандартов, 2004. 48 с.
12. Pantelyat M.G., Shulzhenko N.G., Matyukhin Yu.I., Gontarowsky P.P., Doležel I., Ulrych V. Numerical simulation of electrical engineering devices: magneto-thermo-mechanical coupling // COMPEL – The International Journal for Computation and Mathematics in Electrical and Electronic Engineering. 2011. V. 30, Iss. 4. P. 1189-1204. DOI: 10.1108/03321641111133127
13. Балакин А.В., Гафуров Т.Х., Пономарёв И.Г., Ушаков С.И. Разработка электромагнитного клапана с улучшенными характеристиками // Системы управления и обработки информации. 2013. № 27. С. 65-72.

## DEVELOPMENT OF IMPROVED PERFORMANCE ELECTROMAGNETIC VALVE FOR LIQUID ROCKET ENGINE

© 2020

- A. A. Igolkin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Power Plant Automatic Systems;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[igolkin97@gmail.com](mailto:igolkin97@gmail.com)
- T. A. Chubenko** Postgraduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[chubenkott@mail.ru](mailto:chubenkott@mail.ru)
- A. D. Maksimov** Postgraduate Student, Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[asdds2014@mail.ru](mailto:asdds2014@mail.ru)

The problem of developing optimal-design electromagnetic valves is relevant for many industries. The development of technology is characterized by increased power and pressures used for actuator mechanisms, as well as by reducing the dimensions and mass of automatic units. The goal of this article is to develop an advanced electromagnetic valve that would ensure optimal combination of high performance, reliability, technological effectiveness and minimal cost. On the basis of standard dependences for electromagnetic phenomena a mathematic model of a SU.1 valve was developed. It was calculated in several special-purpose software packages: NISA, FEMM, ANSYS Maxwell. Parametric analysis was implemented in ANSYS Maxwell for variable working gap settings and values of current force in the solenoid. As a result, the magnetic induction distribution field was obtained. The results of modeling the operation of the electromagnetic valve and the magnetic induction distribution field are presented for variable working gap settings and different values of current force in the solenoid. The model of an advanced electromagnetic valve for a liquid rocket engine was developed on the basis of the dependences obtained. The duration of single engine firing obtained is 40 msec. The results obtained make it possible to create a valve with hold-open time of 800 msec, which is considered sufficient for application in electromagnetic direct current valves.

*Electromagnetic valve; liquid rocket engine; fast response; performance; magnetic induction; ANSYS Maxwell*

---

*Citation:* Igolkin A.A., Chubenko T.A., Maksimov A.D. Development of improved performance electromagnetic valve for liquid rocket engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 30-42. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-30-42

### References

1. Telenkov A.A. *Razrabotka i vnedrenie metodiki i inzhenernoy programmy sozdaniya optimal'nykh konstruksiy elektromagnitnykh klapanov zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Development and implementation of methods and engineering program for designing electromagnetic valves for liquid rocket engines. Candidate's dissertation (Engineering)]. Khimki, 2011. 152 p.
2. Konokh V.I., Boyko V.S., Troyak A.B., Ivashura A.V. Electromagnetic valves of development DO of liquid rocket engines GP «DO Yuzhnoye». *Space Technology. Missile Armaments*. 2018. No. 2 (116). P. 34-48. (In Russ.)
3. Edel'man A.I. *Toplivnye klapany zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Propellant valves of liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1970. 244 p.
4. Hydrazine monopropellant thrusters. Available at: <https://www.ihp.co.jp/ia/en/products/space/hydrazine>
5. *ZhRDMT ot 0,5 kgs do 250 kgs* [Low-thrust liquid-propellant jet engines from 0.5 kgf to 250 kgf]. Available at: <http://kbhmisaeva.ru/main.php?id=33>



6. Belyaev N.M., Uvarov E.I. *Raschet i proektirovanie reaktivnykh sistem upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Calculation and design of spacecraft reaction control systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 200 p.

7. OST 92-9376-80. Solenoids of air-operated and hydraulic valves, design procedure. 1980. 49 p. (In Russ.)

8. Pantelyat M.G. Multiphysical numerical analysis of electromagnetic devices: state-of-the-art and generalization. *Electrical Engineering & Electromechanics*. 2013. No. 3. P. 29-35. (In Russ.)

9. Wislati R., Haase H. Design and simulation of an electromagnetic valve actuator using COMSOL multiphysics. *Proceedings of the COMSOL Conference (04.-06.11.2008, Hannover, Germany)*.

10. Vrublevskiy A.N., Grigor'ev A.L. Model of a fast-response electromagnetic drive for the pilot valve of a heat engine power supply. *Vestnik NTU «KhPI»*. 2014. No. 39 (1082). P. 28-44. (In Russ.)

11. GOST 10160-75. Magnetically soft precision alloys. Specifications. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 48 p. (In Russ.)

12. Pantelyat M.G., Shulzhenko N.G., Matyukhin Yu.I., Gontarowsky P.P., Doležel I., Ulrych B. Numerical simulation of electrical engineering devices: magneto-thermo-mechanical coupling. *COMPEL – The International Journal for Computation and Mathematics in Electrical and Electronic Engineering*. 2011. V. 30, Iss. 4. P. 1189-1204. DOI: 10.1108/03321641111133127

13. Balakin A.V., Gafurov T.Kh., Ponomarev I.G., Ushakov S.I. Development of an advanced electromagnetic valve. *Control and Information Processing Systems*. 2013. No. 27. P. 65-72. (In Russ.)



## ВЛИЯНИЕ РЕГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛОТЫ НА ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ВЕРТОЛЁТА

© 2020

**Х. Х. О. Омар** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)

**В. С. Кузьмичев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей  
летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

**А. О. Загрельный** инженер-конструктор Научно-образовательного центра  
газодинамических исследований;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[zao\\_sam156@mail.ru](mailto:zao_sam156@mail.ru)

**В. А. Григорьев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей  
летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[grigva47@gmail.com](mailto:grigva47@gmail.com)

Исследования, проводимые в России и зарубежом в интересах экономии топлива в воздушном транспорте, показывают, что применение регенерации теплоты в авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) позволяет значительно – до 20...30% снизить расход топлива. До недавнего времени применение в авиационных газотурбинных двигателях регенерации теплоты сдерживалось значительным увеличением массы силовой установки за счёт установки теплообменника. В настоящее время появились технологические возможности создания лёгких, высокоэффективных теплообменников для применения на летательных аппаратах без ущерба для их эксплуатационных характеристик. Эффективность авиационной силовой установки с регенерацией теплоты в системе летательного аппарата в значительной степени зависит от выбора параметров рабочего процесса ГТД. В работе рассматривается постановка задачи оптимизации и выбора рациональных значений параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей с рекуператором для вертолётов. На основе разработанного метода многокритериальной оптимизации путём численного моделирования проведены и представлены результаты оптимизации значений параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя со свободной турбиной и рекуператором (ГТД СТр) в системе лёгкого вертолёт по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт, и удельные затраты топлива вертолёт на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки. Расчет показателей эффективности двигателя проводился на основе моделирования полётного цикла вертолёт с учетом его аэродинамических характеристик. Приведена разработанная математическая модель расчёта массы компактного теплообменника, предназначенная для решения задач оптимизации на этапе концептуального проектирования двигателя. Разработанные методы и модели реализованы в автоматизированной системе АСТРА. Показано, что оптимальные параметры рабочего процесса ГТД СТр существенно зависят от степени регенерации теплоты в рекуператоре, а также показана возможность повышения эффективности ГТД СТ за счёт применения регенерации теплоты.

*Газотурбинный двигатель со свободной турбиной; рекуператор; математическая модель; оптимизация; критерий; параметры рабочего процесса; степень регенерации; область оптимальных параметров; полётный цикл вертолёт; термодинамический цикл*

---

**Цитирование:** Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Загрельный А.О., Григорьев В.А. Влияние регенерации теплоты на оптимальные значения параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолёт // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57

## Введение

В начале XXI века авиационная промышленность столкнулась с серьёзными проблемами, наиболее значительными из которых являются ужесточения требований по экологическим и экономическим показателям [1 – 4]. Консультативный совет по аэрокосмическим исследованиям в Европе (ACARE) предложил для авиационных двигателей к 2020-2025 гг. уменьшение выбросов CO<sub>2</sub> на 26%, уменьшение выбросов NO<sub>x</sub> на 65%, снижение удельного расхода топлива на 15% и сокращение вдвое воспринимаемого авиационного шума [5; 6]. В настоящее время исследуются различные технологии для совершенствования будущих авиационных двигателей.

Одним из перспективных направлений является создание газотурбинных двигателей со свободной турбиной с регенерацией теплоты (ГТД СТр) поскольку у этих двигателей не нужна высокая скорость на срезе сопла. На рис. 1 представлена схема газотурбинного двигателя со свободной турбиной с рекуператором [7].

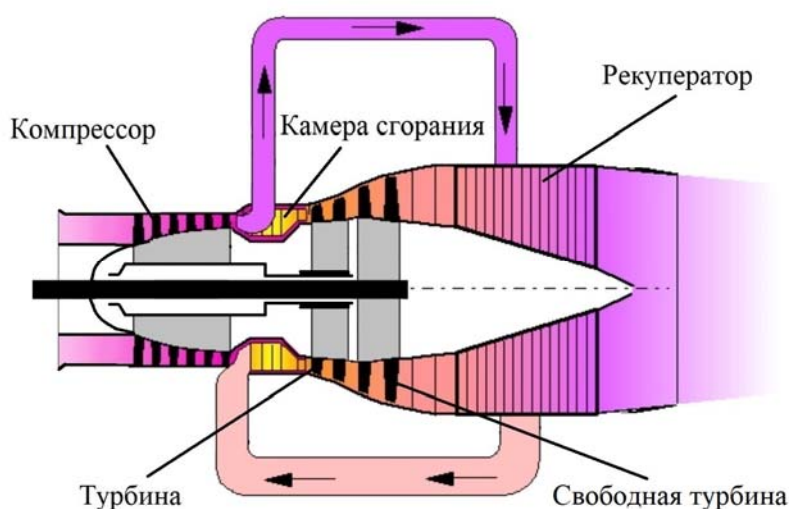


Рис. 1. Схема турбовального газотурбинного двигателя с рекуператором

Применение в авиационных двигателях утилизации теплоты позволяет обеспечить снижение удельного расхода топлива, а также снижение выбросов NO<sub>x</sub> [8 – 10]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки рекуператора. Поэтому при создании ГТД с регенерацией теплоты необходимо учитывать не только повышение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом эти факторы оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТД с регенерацией теплоты с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методов расчёта компактных теплообменников, анализа условий рационального согласования параметров теплообменника и двигателя, исследования новых, высокоэффективных типов поверхностей теплообмена, а также совместной оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных характеристик ГТД с регенерацией теплоты [11 – 13].

Интерес к ГТД с регенерацией теплоты является мировой тенденцией. Так в работе [14] приводятся результаты оценки эффективности ГТД СТ для вертолёт с неоребрённым пластинчатым рекуператором со степенью регенерации 0,8-0,9. В работе [15] обобщены характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиа-

ционных газотурбинных двигателях и предложены возможные конструктивные решения для рекуператоров. В работах [16; 17] проводится детальный анализ рекуперированного ГТД СТ с оценкой экономии топлива и экологических показателей при различных траекториях и дальностях полёта. В работе [18] проводятся расчетно-конструкторские исследования семейства малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) различного типа и назначения на основе единого базового газогенератора. На базе унифицированного газогенератора разработаны компоновки ГТД СТ мощностью свыше 200 кВт с теплообменником. В работе [19] проводится детальный анализ различных схем ГТД СТ с рекуператором по эффективному КПД двигателя.

С увеличением степени регенерации  $\theta_p$  удельный расход топлива  $C_e$  двигателей с теплообменником уменьшается, однако с ростом степени регенерации увеличивается масса теплообменника  $M_{то}$ , причём, чем выше степень регенерации, тем более интенсивно увеличивается масса теплообменника. При оценке эффективности двигателя в системе летательного аппарата необходимо одновременно учитывать и уменьшение расхода топлива, и увеличение массы силовой установки  $M_{cy}$ . Для этого используется такой критерий, как суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{cy+т} = M_{т} + (M_{дв} + M_{то})n_{дв}$ , который включает массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полёта на заданную дальность [13].

В качестве теплообменников для авиационных ГТД наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры [20 – 23]. В рекуператорах теплообмен между газом и воздухом осуществляется непосредственно через стенки, разделяющие потоки. Рекуператор при разделении его на отдельные секции позволяет получить большое разнообразие конструктивных форм, что облегчает условия его компоновки на двигателе. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТД, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов.

В данной работе приведены результаты анализа влияния степени регенерации теплоты на значения оптимальных параметров рабочего процесса ГТД СТ, а также возможности повышения эффективности ГТД СТ с регенерацией теплоты на основе оптимизации параметров их рабочего процесса.

### Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ с регенерацией теплоты

Математическая задача многокритериальной оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ с регенерацией теплоты в системе вертолёта формулируется следующим образом [11]:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_x \max_y \delta y_i (X, p) \mid a_j < x_j < b_j; g(X, p) \leq 0 \right\}, \quad (1)$$

где  $X = (\pi_k^*, T_r^*, \theta_p, \dots, x_j)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса,

$j = \overline{1, k}$ ;  $Y = \{M_{cy+т}, C_{ткм}(C_e), S_{ждв}, \dots, Y_i\}$  – множество критериев оптимизации,  $i = \overline{1, n}$ ;

$a_j, b_j$  – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные;

$g(X, p) = \{h_{к\text{вых}}, h_{т\text{вх}}, \pi_t, D_r \text{ и др.}\}$  – множество функциональных ограничений;

$p = \{\sigma_{вх}, \sigma_{кс}, \eta_{к.баз}^*, \eta_{т.баз}^*, \varphi_c \text{ и др.}\}$  – множество детерминированных исходных проектных

данных;  $\delta y_i(X, p) = \rho_i \frac{Y(X)_i - Y(X_{opt})_i}{Y(X_{opt})_i}$  – относительное отклонение критерия оптимизации от оптимального значения;  $\rho_i$  – степень значимости  $i$ -го критерия ( $\rho_i = \overline{0,1}$ ).

Множество значений параметров, принадлежащих локально-оптимальной области, в случае представления результатов в плоскости двух оптимизируемых переменных: суммарная степень повышения давления в цикле –  $\pi_k^*$  и температура газа перед турбиной –  $T_r^*$ , определяется следующим выражением [13]:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt}, p) \leq Y_i(X, p) \leq \left( 1 + \frac{\delta y}{\rho_i} \right) Y_i(X_{opt}, p) \right\}, \quad (2)$$

где  $\delta y$  – заданная величина допустимого относительного отклонения от оптимальных значений критериев. В этом случае результаты многокритериальной оптимизации представляются на плоскости в виде области компромиссов как результат пересечения локально-оптимальных областей [10 – 13]:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n X_i, \quad (3)$$

где  $n$  – количество рассматриваемых критериев оценки.

При трёх оптимизируемых параметрах ( $\pi_k^*$ ,  $T_r^*$  и степень регенерации теплоты –  $\theta_p$ ) области локально-оптимальных параметров являются трехмерными, а область компромиссов – их пересечением. В этом случае при многокритериальной оптимизации для отыскания наиболее эффективного решения в этой области компромиссов используется минимаксный принцип оптимальности [13].

Для иллюстрации работоспособности разработанного метода в качестве критериев выбраны: лётно-технический – затраты топлива на тонно-километр  $C_{ТКМ}$  и массовый – суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{cy+т}$  [24; 25].

**Суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт на заданную дальность.** Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлётной массе вертолёта и дальности полёта означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке и дальности полёта – уменьшение взлётной массы вертолёта. Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ [11].

В случае ГТД СТ с теплообменником получаем:

$$M_{cy+т} = K_{cy} (M_{дв} + M_{то}) n_{дв} + \sum_1^n G_{тчи} t_{пи} n_{дв}, \quad (4)$$

где  $G_{тчи}$  – часовой расход топлива на  $i$ -ом участке траектории полёта вертолёта;  $n_{дв}$  – количество ГТД в СУ;  $t_{пи}$  – время полёта на  $i$ -ом участке траектории.

Масса двигателя определяется следующим образом [25]:

$$M_{дв} = B (G_{в.взл})^{m_1} \left[ (\pi_{к.взл}^*)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{т} k_{с} k_{pec}. \quad (6)$$

Таблица. Значение коэффициентов  $B, m_1, m_2$  [27]

Тип ГТД	$B$	$m_1$	$m_2$
ГТДСТ с редуктором	51,4	$0,0519G_b + 0,8464$	$0,0078\pi_k + 0,3807$
ГТДСТ без редуктора	39,53	$0,0149G_b + 0,7999$	$0,001\pi_k + 0,9846$

Масса компактного теплообменника (рекуператора)  $M_{то}$  определяется следующим образом [26]. В зависимости от степени регенерации  $\theta_p$  и скорости протекания газа через теплообменник  $C_r$  рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{то} = \left( \frac{4,25}{C_r} + 0,025 \right) e^{6,8\theta} . \quad (7)$$

По заданному расходу воздуха через теплообменник  $G_b$  и рассчитанной удельной массе  $\gamma_{то}$  определяется масса теплообменника

$$M_{то} = G_b \gamma_{то} . \quad (8)$$

**Удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр перевозимой коммерческой нагрузки.** Этот широко распространённый критерий совершенства транспортных и пассажирских вертолётов характеризует расход топлива на 1 тонно-километр (или пассажиро-километр) [13; 25]:

$$C_{ткм} = \frac{M_{тл}}{M_{кн} L_{п} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{M}_{топ} C_{екр} N_{екр} n_{дв}}{M_{кн} V_T \cdot 10^{-3}} . \quad (9)$$

В данной работе ставилась задача: на основе численных расчётов провести оптимизацию параметров рабочего процесса ГТД СТ в системе транспортного вертолёта по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, необходимого на полёт, и удельные затраты топлива ЛА на тонно-километр. В работе [19] установлено, что наиболее предпочтительной схемой ГТД СТ является схема, в которой рекуператор устанавливается на выходе из силовой турбины (см. рис. 1).

### Моделирование полёта вертолёта при решении задач оптимизации параметров двигателя

В качестве летательного аппарата выбран вертолёт, по характеристикам близкий к транспортному вертолёту «Ансат» (рис. 2) [27; 28].

При оптимизации параметров рабочего процесса ГТД СТ проводилось моделирование полёта вертолёта по заданной траектории (рис. 3).

На этапе параметрических исследований ГТД целесообразно моделировать полётный цикл для заданной траектории, которую можно описать прямолинейными участками, полёт по которым является важным, часто встречающимся в лётной практике видом движения вертолёта.



Рис. 2. Ансат ( $H_{\text{н}} = 2,9 \text{ км}$ ,  $v_{\text{max}} = 275 \text{ км/ч}$ ,  $M_0 = 3,3 \text{ т}$ ,  $L_{\text{н}} = 510 \text{ км}$ ) [28]

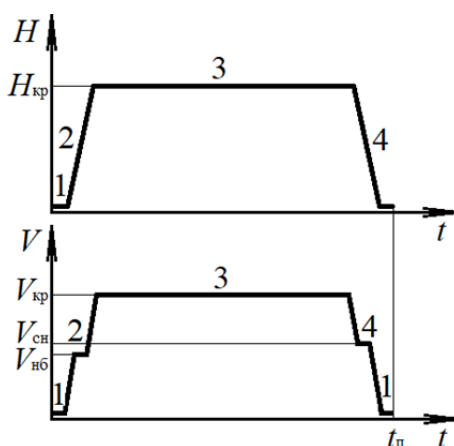


Рис. 3. Типовой профиль полёта транспортного вертолёта:  
1 – висение; 2 – набор высоты; 3 – горизонтальный полёт; 4 – снижение

Для описания участков траектории использовались следующие установившиеся режимы полёта [27]:

- вертикальные (висение, вертикальный подъём и вертикальное снижение);
- горизонтальный полёт;
- набор высоты и снижение по наклонным траекториям;
- планирование на режиме самовращения несущего винта.

В модуле вертолёта заложен аэродинамический расчёт ЛА по методу мощностей заключающийся в определении и последующем сравнении потребных и располагаемых мощностей в различных условиях установившегося полёта (горизонтального, с набором высоты и т.д.).

$$N_{\text{потр}} = N_i + N_{\text{пр}} + N_{\text{движ}}, \quad (10)$$

где  $N_{\text{потр}}$  – мощность, которую необходимо подводить к несущему винту для выполнения установившегося режима горизонтального полёта вертолёта;  $N_i$  – мощность, затрачиваемая для создания индуктивной скорости, необходимой для создания подъёмной силы;  $N_{\text{пр}}$  – мощность для преодоления профильного сопротивления вращению лопастей НВ;  $N_{\text{движ}}$  – мощность для преодоления вредного сопротивления движению вертолёта.

Потребная мощность для совершения полёта меняется по траектории полёта в каждой точке в связи с изменением условий полёта и из-за уменьшения массы ЛА на величину расходуемого топлива, что в совокупности требует изменения режима работы двигателей.

Моделирование полёта вертолёт по заданной траектории осуществлялось на основе работы [27], в которой подробно описан расчёт потребной мощности для совершения полёта вертолёт.

Траектория транспортного вертолёт (рис. 3), состоящая из взлёта (рис. 4), набора высоты и крейсерского полёта, а также участков торможения, снижения и посадки (рис. 5), разбивается на заданное количество участков. В начальной и конечной точке каждого участка рассчитываются текущие параметры вертолёт – высота и скорость полёта, время, за которое был пройден участок, а также масса вертолёт, учитывающая количество затраченного за участок топлива. Рассчитанные параметры являются начальными данными для следующего участка.

Таким образом, в результате моделирования полётного цикла вертолёт вычисляется масса топлива, расходуемая за полёт (учитывая, в том числе, аэродинамический запас на борту). Задача моделирования полётного цикла решается итерационным путём последовательных приближений, в результате которых происходит уточнение всех массовых составляющих вертолёт.

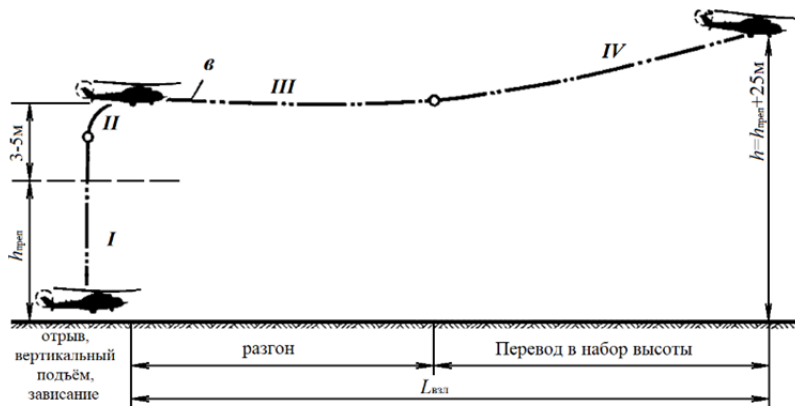


Рис. 4. Траектория взлёта по-вертолётному:

*I* – отрыв вертолёт от земли и вертикальный подъём; *II* – кратковременное зависание и плавный переход на разгон; *III* – горизонтальный или наклонный разгон; *IV* – переход в набор высоты

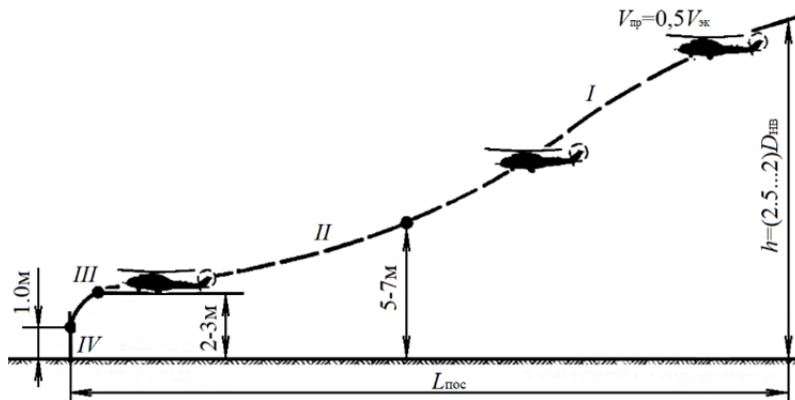


Рис. 5. Траектория посадки по-вертолётному:

*I* – выравнивание (снижение); *II* – выдерживание (дальнейшее уменьшение скорости до зависания); *III* – кратковременное зависание и вертикальное снижение до высоты 1 м; *IV* – вертикальное снижение с высоты 1 м и приземление

### Результаты исследования

В данном исследовании степень регенерации  $\theta_p$  задавалась равной 0; 0,5; 0,7. Мощность двигателя определялась исходя из потребной для вертолѐта мощности силовой установки с учётом его аэродинамических характеристик.

В качестве примера на рис. 6 – 8 приведены результаты оптимизации параметров газотурбинного двигателя с рекуператором по критериям  $M_{cy+t}$ ,  $C_{TKM}$  и эффективному КПД двигателя  $\eta_e$  с учётом зависимости гидравлических потерь в каналах теплообменника от степени регенерации ( $\sigma_p = var$ ).

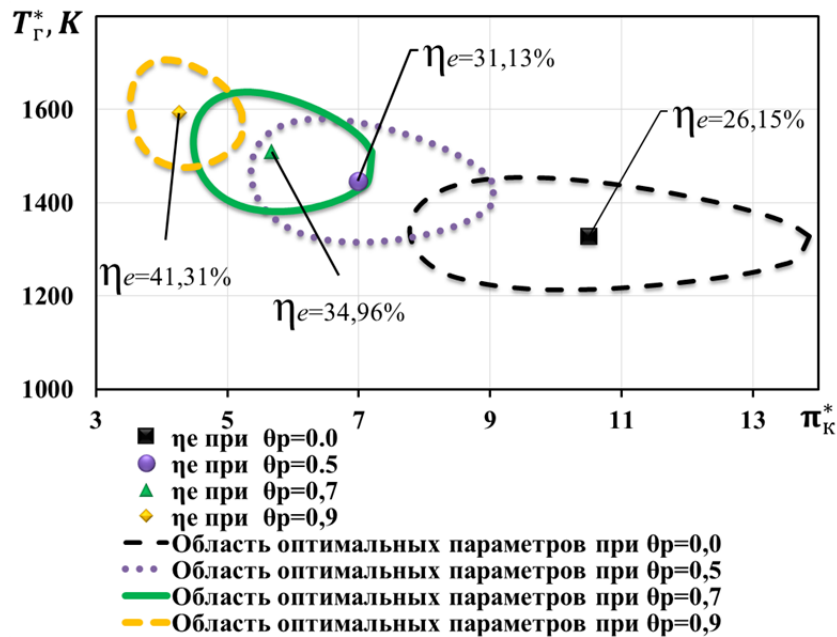


Рис. 6. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию  $\eta_e \rightarrow \max$  ( $H_{II} = 2,9 \text{ км}$ ,  $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$ ,  $M_0 = 3,3 \text{ т}$ ,  $L_{II} = 510 \text{ км}$ )

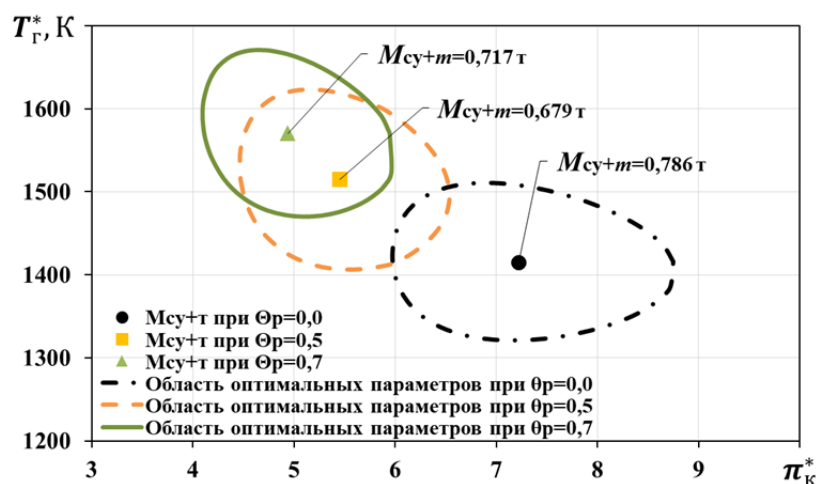


Рис. 7. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию  $M_{cy+t} \rightarrow \min$  ( $H_{II} = 2,9 \text{ км}$ ,  $v_{\max} = 275 \text{ км/ч}$ ,  $M_0 = 3,3 \text{ т}$ ,  $L_{II} = 510 \text{ км}$ )



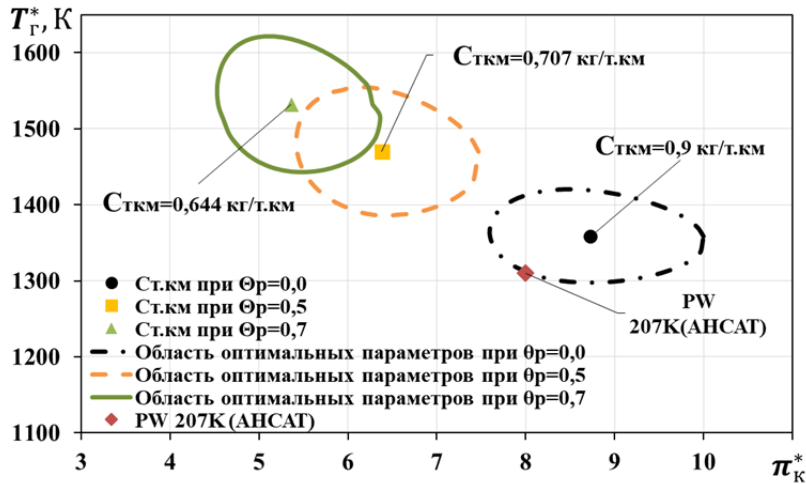


Рис. 8. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором по критерию  $C_{ТКМ} \rightarrow \min$   
 ( $H_{II} = 2,9 \text{ км}, v_{\max} = 275 \text{ км/ч}, M_0 = 3,3 \text{ т}, L_{II} = 510 \text{ км}$ )

Из рисунков видно, что при увеличении степени регенерации от 0 до 0,7 оптимальные значения степени повышения давления по всем рассмотренным критериям  $M_{\text{су+т}}, C_{\text{ТКМ}}$  и  $\eta_e$  существенно уменьшаются, примерно в 2 раза. Оптимальная температура газа увеличивается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 10...15%. За счёт применения утилизации теплоты эффективность двигателя повышается по критерию  $M_{\text{су+т}}$  на 15%, а по критерию  $C_{\text{ТКМ}}$  на 20...30%.

На рис. 9 представлено сопоставление оптимальных параметров по рассматриваемым критериям при степени регенерации  $\theta_p = 0,5$ .

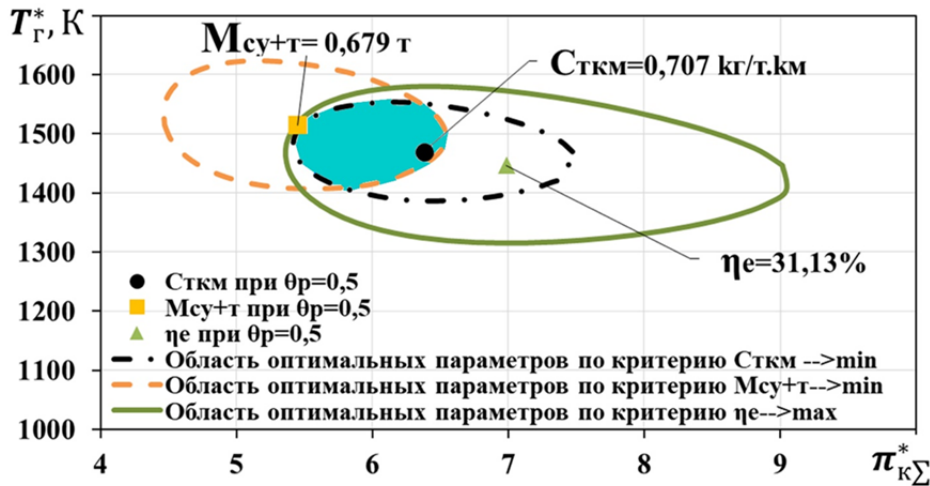


Рис. 9. Области оптимальных параметров ГТД СТ с рекуператором  
 $M_{\text{су+т}} \rightarrow \min, C_{\text{ТКМ}} \rightarrow \min, \eta_e \rightarrow \max$   
 ( $H_{II} = 2,9 \text{ км}, v_{\max} = 275 \text{ км/ч}, M_0 = 3,3 \text{ т}, L_{II} = 510 \text{ км}$ )

Из рис. 9 следует отметить, что существует зона компромиссов по всем критериям.

### **Заключение**

Приведена постановка задачи и результаты оптимизации параметров рабочего ГТД СТ с регенерацией теплоты в системе вертолёта по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, необходимого на полёт, и удельных затрат топлива ЛА на тонно-километр, а также по эффективному КПД (удельному расходу топлива) двигателя.

Из анализа результатов расчётов следует, что оптимальные значения степени повышения давления по критериям  $M_{\text{сy+т}}$ ,  $C_{\text{ткм}}$  и  $\eta_e$  существенно уменьшаются при увеличении степени регенерации от 0 до 0,7, примерно в 2 раза. Оптимальная температура газа увеличивается с ростом степени регенерации, но существенно меньше, примерно на 10...15%.

Установлено, что утилизация теплоты выхлопных газов позволяет увеличить эффективный КПД ГТД СТр на 25...35%, уменьшить  $M_{\text{сy+т}}$  на 15...20% и  $C_{\text{ткм}}$  на 20...30%.

### **Библиографический список**

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364

2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719

3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773

4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants // Applied Thermal Engineering. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119

5. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587

6. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts // Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden). P. 736-741.

7. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme // Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (September, 19-24, 2010, Nice, France).

8. Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>

9. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счёт регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.

10. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
11. Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения интеркулера и рекуператора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 85-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99
12. Омар Х.Х.О., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счёт применения рекуператора // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 4. С. 133-146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
13. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1996. 147 с.
14. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008
15. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // Heat Mass Transfer. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3
16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas). V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971
17. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine // Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA). V. 4. P. 2636-2649.
18. Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // Авиационные двигатели. 2019. № 4 (5). С. 11-18.
19. Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счёт утилизации тепла // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 83-89.
20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093
21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // Applied Thermal Engineering. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications // Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany). V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167
23. Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ТРДД с регенерацией тепла // Сборник трудов по материалам VI Международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии (ИТНТ-2020)» (26-29 мая 2020 г., Самара). Т. 3. Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. С. 233-238.
24. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в

САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28ceb188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.

25. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарёв Б.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. 202 с.

26. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

27. Григорьев В.А., Загребельный А.О. Учёт степени совершенствования массы ГТД со свободной турбиной для вертолётов // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (12-14 сентября 2018 г., Самара). Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 154-155.

28. АНСАТ. Лёгкий многоцелевой вертолёт. <http://roe.ru/catalog/vozdushno-kosmicheskie-sily/vertolety/ansat/>

## THE EFFECT OF HEAT RECOVERY ON THE OPTIMAL VALUES OF HELICOPTER TURBOSHAFT ENGINE PARAMETERS

© 2020

**H. H. Omar** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [dr.hewa.omar@gmail.com](mailto:dr.hewa.omar@gmail.com)

**V. S. Kuz'michev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

**A. O. Zagrebelyi** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [zao\\_sam156@mail.ru](mailto:zao_sam156@mail.ru)

**V. A. Grigoriev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [grigva47@gmail.com](mailto:grigva47@gmail.com)

Recent studies related to fuel economy in air transport conducted in our country and abroad show that the use of recuperative heat exchangers in aviation gas turbine engines can significantly, by up to 20...30%, reduce fuel consumption. Until recently, the use of cycles with heat recovery in aircraft gas turbine engines was restrained by a significant increase in the mass of the power plant due to the installation of a heat exchanger. Currently, there is a technological opportunity to create compact, light, high-efficiency heat exchangers for use on aircraft without compromising their performance. An important target in the design of engines with heat recovery is to select the parameters of the working process that provide maximum efficiency of the aircraft system. The article focused on setting of the optimization problem and the choice of rational parameters of the thermodynamic cycle parameters of a gas turbine engine with a recuperative heat exchanger. On the basis of the developed method of multi-criteria optimization the optimization of thermodynamic cycle parameters of a helicopter gas turbine engine with a ANSAT recuperative heat exchanger was carried out by means of numerical simulations according to such criteria as the total weight of the engine and fuel required for the flight, the specific fuel consumption of the aircraft for a ton- kilometer of the payload. The results of the optimization are presented in the article. The calculation of engine efficiency indicators was carried out

on the basis of modeling the flight cycle of the helicopter, taking into account its aerodynamic characteristics. The developed mathematical model for calculating the mass of a compact heat exchanger, designed to solve optimization problems at the stage of conceptual design of the engine and simulation of the transport helicopter flight cycle is presented. The developed methods and models are implemented in the ASTRA program. It is shown that optimal parameters of the working process of a gas turbine engine with a free turbine and a recuperative heat exchanger depend significantly on the heat exchanger effectiveness. The possibility of increasing the efficiency of the engine due to heat regeneration is also shown.

*Turboshaft gas turbine engine; recuperative heat exchanger; mathematical model; optimization; criteria; working process parameters; heat exchanger effectiveness; optimal parameters; helicopter flight cycle; thermodynamic cycle*

*Citation:* Omar H.H., Kuz'michev V.S., Zagrebelnyi A.O., Grigoriev V.A. The effect of heat recovery on the optimal values of helicopter turboshaft engine parameters. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 43-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-43-57

## References

1. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part I: early development activities. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 2. P. 139-157. DOI: 10.1108/00022660810859364
2. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines, part II: engine design studies following early development testing. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 3. P. 280-294. DOI: 10.1108/00022660810873719
3. McDonald C.F., Massardo A.F., Rodgers C., Stone O. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008. V. 80, Iss. 4. P. 408-426. DOI: 10.1108/00022660810882773
4. Zhang Ch., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Applied Thermal Engineering*. 2019. V. 154. P. 548-561. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119
5. Zhao X., Grönstedt T. Conceptual design of a two-pass cross-flow aeroengine intercooler. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2015. V. 229, Iss. 11. P. 2006-2023. DOI: 10.1177/0954410014563587
6. Bouty E., Cheftel-Py B., Paty G. SAGE 5 cleansky's approach to greener helicopter turboshafts. *Proceedings of the XX International Symposium on Air Breathing Engines (September, 12-16, 2011, Gothenburg, Sweden)*. P. 736-741.
7. Rolt A., Kyprianidis K.G. Assessment of new aero engine core concepts and technologies in the EU framework 6 NEWAC programme. *Proceedings of the 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (September, 19-24, 2010, Nice, France)*.
8. Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.H. Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units. *Trudy MAI*. 2017. No. 92. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
9. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 4. P. 133-141. (In Russ.)
10. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/matecconf/201822003010

11. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbofan engines by using an intercooler and a recuperative heat exchanger. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 85-99. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-85-99

12. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Efficiency improving of aviation bypass turbojet engines through recuperator application. *Aerospace MAI Journal*. 2020. V. 27, no. 4. P. 133-146. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146

13. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigor'ev V.A. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* [Theory and methods of the conceptual stages of aircraft gas turbine engines design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1996. 147 p.

14. Zhang Ch., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 88. P. 84-94. DOI: 10.1016/j.ast.2019.03.008

15. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

16. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Tashfeen M., Pilidis P. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2013 (June, 3-7, 2013, San Antonio, Texas)*. V. 2. DOI: 10.1115/GT2013-94971

17. Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., Pervier H., Tashfeen M. Helicopter mission analysis for a regenerative turboshaft engine. *Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013 (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona, USA)*. V. 4. P. 2636-2649.

18. Osipov I.V., Lomazov V.S. Development of various types of small-scale gas turbine engines based on a unified core engine. *Aviation Engines*. 2019. No. 4 (5). P. 11-18. (In Russ.)

19. Omar H.H.O., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbo-shaft gas turbine engine by using heat recovery. *Vestnik UGATU*. 2020. V. 24, no. 3 (89). P. 83-89. (In Russ.)

20. Utriainen E., Sundén B. Evaluation of the cross corrugation and some other candidate heat transfer surface for microturbine recuperators. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2002. V. 124, Iss. 3. P. 550-560. DOI: 10.1115/1.1456093

21. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2

22. McDonald C.F. Low cost recuperator concept for microturbine applications. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2000 (May, 8-11, 2000, Munich, Germany)*. V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0167

23. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Optimization of the parameters of the working process of aviation turbofan engines with heat recovery. *Proceedings of the VI International Conference on Information Technology and Nanotechnology (May, 26-29, 2020, Samara)*. V. 3. Samara: Samara University Publ., 2020. P. 233-238. (In Russ.)

24. Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. Generation of the gas turbine engine working process virtual model Subject area of the case. *Trudy MAI*. 2013. No. 67. (In Russ.). Available at: <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>.

25. Grigor'ev V.A., Zhdanovskiy A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh*

*dvigateley* [Parameter selection and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. 202 p.

26. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 67-80. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

27. Grigoriev V.A., Zagrebelnyi A.O. Accounting for the degree of improvement of the mass of GTE with free turbine for helicopters. *Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigateloestroyeniya» (September, 12-14, 2018, Samara)*. Samara: Samara University Publ., 2018. 54-155. (In Russ.)

28. ANSAT. *Legkiy mnogotsel'voy vertolet* [ANSAT. Light multipurpose helicopter]. Available at: <http://roe.ru/catalog/vozdushno-kosmicheskie-sily/vertolety/ansat/>

## ВЫБОР БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СХЕМ ПОЛЁТА И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ

© 2020

**В. В. Салмин** доктор технических наук, профессор, директор НИИ космического машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

**А. А. Кветкин** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[emancipee163@yandex.ru](mailto:emancipee163@yandex.ru)

**А. С. Русских** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

В работе поставлена задача повышения эффективности транспортных операций в космосе. Для этого проведено исследование возможности создания космической транспортной системы с комбинированной двигательной установкой, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, способной выполнить заданный диапазон космических маневров. Проводится расчёт проектно-баллистических характеристик перелёта, отыскание оптимальной программы выведения космического аппарата с малой тягой. Предложена методика определения проектных параметров космической транспортной системы и формирования её проектного облика. Рассчитаны основные проектные характеристики, а также сформирован проектный облик электроракетного транспортного модуля в среде РТС Steo Parametric. По результатам работы можно сделать вывод о возможности создания космической транспортной системы с заданными параметрами.

*Космическая транспортная система; комбинированная схема выведения; химический разгонный блок; электроракетный транспортный модуль*

---

**Цитирование:** Салмин В.В., Кветкин А.А., Русских А.С. Выбор баллистических схем полёта и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных нагрузок на околоземные орбиты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 58-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

### Введение

В настоящее время проблема повышения эффективности транспортных операций в космосе выходит на первый план. Одним из способов решения данной проблемы является использование электроракетного транспортного модуля (ЭРТМ), способного выполнить широкий диапазон задач по доставке полезных нагрузок на удаленные орбиты. Применение ЭРТМ в составе космической транспортной системы (КТС) и схемы выведения с комбинацией двигателей большой и малой тяги позволяет увеличить массу выводимых ею полезных грузов на орбиту, снижая тем самым стоимость пусковых услуг, а также повысить надёжность выведения. В настоящее время активно развивается применение ЭРДУ для задач довыведения КА на геостационарную орбиту. В отечественной космонавтике примером могут послужить схемы выведения КА «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6» [1]. Одними из первых зарубежных КА, использующих ЭРДУ для довыведения, стали аппараты на платформе Boeing 702 [2; 3].



## 1. Задача системного проектирования

Космическая транспортная система является сложной технической системой. На первом уровне иерархии выделяются крупные подсистемы: космическая головная часть (КГЧ), ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления. В общем виде в состав КГЧ входит:

- головной обтекатель (ГО);
- полезная нагрузка (ПН);
- электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ);
- химический разгонный блок (ХРБ);
- переходный отсек.

В свою очередь, ЭРТМ можно представить состоящим из подсистем двух уровней иерархии и элементов:

- конструкция;
- бортовые обеспечивающие системы:
  - бортовой радиотехнический комплекс;
  - двигательная система с исполнительными органами;
  - система обеспечения теплового режима;
  - система электропитания;
  - антенно-фидерная система и др.;
- бортовой комплекс управления:
  - система ориентации и управления движением;
  - система управления бортовыми системами.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в ее составе предполагается максимально возможное использование уже разработанных и серийно выпускаемых изделий. Это ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления, переходный отсек и разгонный блок, головной обтекатель. Таким образом, для разработки КТС недостающим звеном является лишь ЭРТМ, для формирования проектного облика которого необходимо получить проектные параметры.

Комбинированная схема межорбитального перелёта предполагает использование на первом этапе химического разгонного блока для формирования промежуточной орбиты, а на втором ЭРТМ для доведения орбиты до целевой. В качестве целевой может рассматриваться любая достаточно удалённая от начальной орбита, отличающаяся от неё по величине большой полуоси, наклонению и эксцентриситету. Например, по такой схеме выводятся на геостационарную орбиту космические аппараты, построенные на базе космических платформ «Экспресс».

Для космической транспортной системы можно определить круг задач, для которого она способна выполнить каждую из них с минимальной степенью неоптимальности по основному критерию эффективности – относительной массе полезной нагрузки. В работе рассматривается проблема выведения на орбиты КА типа «Меридиан», «Арктика-М», «Глонасс-К1» и «Глонасс-К2» с помощью ракеты-носителя (РН) типа «Союз-2», ХРБ типа «Волга» и ЭРТМ, включающего электроракетную двигательную установку.

## 2. Проектно-баллистические параметры перелёта и управление вектором тяги

Сформулируем задачу определения параметров ЭРТМ, позволяющих сформировать рабочую орбиту с заданными характеристиками из определенного диапазона. Исходными данными для решения проектной задачи служат параметры начальных и рабочих орбит, диапазон масс выводимых полезных грузов (табл. 1), предельное

значение продолжительности маневра довыведения ПН – 200 суток. Предполагается, что РН формирует низкую орбиту выведения высотой порядка 200 км. Затем ХРБ типа «Волга» осуществляет перевод ЭРТМ вместе с ПН на промежуточную эллиптическую орбиту, дальнейшее довыведение осуществляется ЭРТМ с помощью электроракетных двигателей (ЭРД).

При выведении космического аппарата с применением электроракетных двигателей возникает проблема отыскания оптимального закона управления. Методика оптимизации баллистических параметров перелёта при комбинированной схеме выведения с применением приближённо-оптимального метода сформирована на основе результатов, изложенных в работе [4].

Таблица 1. Параметры КА и их рабочих орбит

Полезная нагрузка	Масса, кг	Характеристики целевой орбиты
Глонасс-К1	935	$i = 64,8^\circ, H = 19400$ км
Глонасс-К2	1800	
Меридиан	2100	$i = 62,8^\circ, H_{II} = 500$ км, $H_A = 40000$ км
Арктика	2100	$i = 63^\circ, H_{II} = 1000$ км, $H_A = 40000$ км

Масса ЭРТМ включает массу конструкции, массу энергетической установки, массу двигательной установки, массу системы подачи и хранения рабочего тела (СПХ), массу самого рабочего тела (ксенона). Стартовую массу орбитального блока (ОБ) можно представить как сумму масс отдельных систем:

$$M_0 = M_K^{ХРБ} + M_{ТΣ}^{ХРБ} + M_Э^{ЭРДУ} + M_Д^{ЭРДУ} + M_{СПХ}^{ЭРДУ} + M_Т^{ЭРДУ} + M_К^{ЭРДУ} + M_{ПН}, \quad (1)$$

где  $M_0$  – начальная масса ОБ;  $M_K^{ХРБ}$  – масса конструкции ХРБ (сухая масса);  $M_{ТΣ}^{ХРБ}$  – масса топлива ХРБ;  $M_Э^{ЭРДУ}$  – масса источника и преобразователя энергии ЭРДУ;  $M_Д^{ЭРДУ}$  – масса двигательной установки электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);  $M_{СПХ}^{ЭРДУ}$  – масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ;  $M_Т^{ЭРДУ}$  – масса рабочего тела ЭРДУ;  $M_К^{ЭРДУ}$  – масса корпуса ЭРТМ, прочих элементов и систем ЭРТМ;  $M_{ПН}$  – масса полезной нагрузки.

Для космических аппаратов с двигателями малой тяги характерна большая длительность перелёта. Учитывая эту особенность, наиболее часто для описания движения таких КА используются модели движения в оскулирующих или равноденственных элементах орбит. В данной работе для удобства будет использоваться модель в оскулирующих элементах, где ускорение от работающей ЭРДУ рассмотрено как возмущающее.

В реальных схемах на первом этапе (дальнего наведения) КА приводится в некоторую область параметров целевой орбиты  $Q$  по большой полуоси, эксцентриситету, наклонению и долготе стояния. На втором этапе точного наведения устраняются ошибки первого этапа. Поэтому перед интегрированием будем задавать фиксированные конечные значения эксцентриситета и наклонения, соответствующие требуемой точности решения задачи.

Запишем выражения для компонент реактивного ускорения в орбитальной системе координат:

$$\begin{aligned} T_r &= \delta a \cos \lambda \cos \psi, \\ S_r &= \delta a \sin \lambda \cos \psi, \\ W_r &= \delta a \sin \psi. \end{aligned} \tag{2}$$

Здесь  $a$  – модуль полного реактивного ускорения;  $\delta$  – функция включения-выключения двигателей ( $\delta = \{0, 1\}$ );  $\lambda$  – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты и трансверсалью  $\vec{T}$  ( $\lambda \in [0^\circ; 180^\circ]$ );  $\psi$  – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость местного горизонта и трансверсалью  $\vec{T}$  ( $\psi \in [-90^\circ; 90^\circ]$ ) (рис. 1).

В дальнейшем будем считать, что на теневых участках траектории двигатели отключены. Управлениями являются углы ориентации вектора тяги  $\lambda, \psi$ .

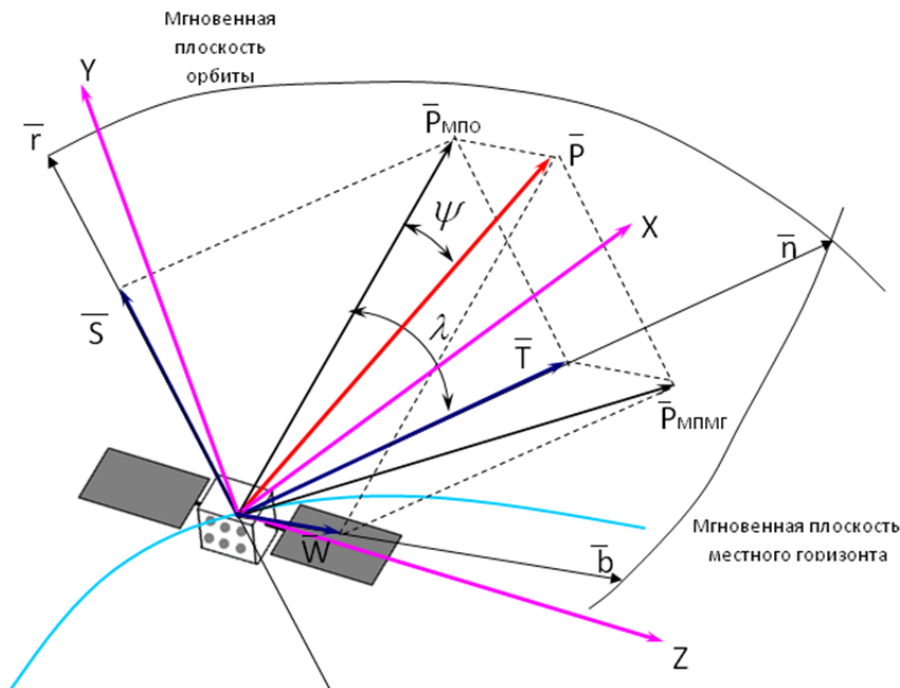


Рис. 1. Углы ориентации вектора тяги, компоненты реактивного ускорения в орбитальной системе координат

Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из формализма Лагранжа – Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями, кроме того, на первый план выходит проблема сходимости и единственности решения, устойчивости алгоритма решения краевой задачи. С учётом вышеописанных трудностей исходная задача расширялась до задачи локальной оптимизации, подробное решение которой приведено в работе [4].

В соответствии с принципом взаимности в теории оптимального управления вариационная задача о минимуме продолжительности динамического маневра с фиксированными граничными условиями эквивалентна задаче минимизации обобщённой невязки по отклонениям терминальных значений компонент вектора состояния при фиксированной продолжительности маневра [5].

Для оценки моторного времени перелёта конечные условия на переменные  $\omega, \Omega, u$  не накладываются.

Введём терминальный критерий в виде квадратичного функционала, представляющий собой сумму квадратов невязок по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению орбиты, умноженные на соответствующие им постоянные весовые (неопределённые) коэффициенты:

$$I = \Delta x_K^T \alpha \Delta x_K \rightarrow \min . \quad (3)$$

Здесь

$$\Delta x_K = [\Delta A, \Delta e, \Delta i]^T, \quad \Delta A = A(t) - A_k, \quad \Delta e = e(t) - e_k, \quad i = i(t) - i_k,$$

$$\alpha = [\alpha_{ij}] = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \alpha_{33} \end{bmatrix}, \quad \sum \alpha_{ij} = 1,$$

где  $\alpha_A = \alpha_{11}$ ,  $\alpha_e = \alpha_{22}$ ,  $\alpha_i = \alpha_{33}$  – весовые коэффициенты (элементы диагональной матрицы) по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению соответственно.

Локально-оптимальными управлениями в дальнейшем будем называть такие управления  $\tilde{u}(t, x)$ , которые минимизируют не функционал динамической задачи  $I$  (интегральный), а подынтегральное выражение, то есть производную  $\frac{dI}{dt}$  в каждый момент времени. Если подынтегральное выражение не меняет знака и представляет собой монотонную функцию, описанная постановка эквивалентна исходной [5].

Результатом поиска максимума  $\frac{dI}{dt} = \frac{dI}{dt}(\lambda(t), \psi(t))$  по двум переменным являются аналитические выражения для углов ориентации вектора тяги  $\lambda$  и  $\psi$ , где  $\psi$  – угол отклонения тяги от мгновенной плоскости орбиты,  $\lambda$  – угол между проекцией вектора тяги на плоскость орбиты и трансверсалью [4]. Полученный закон управления  $\tilde{\psi}(t), \tilde{\lambda}(t)$  имеет достаточно простую структуру и позволяет провести расчёт динамического манёвра без процедуры решения краевой задачи.

Как следует из (3), от значений весовых коэффициентов  $\alpha_A, \alpha_e, \alpha_i$  зависит скорость изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклонения орбиты. За счёт подбора значений весовых коэффициентов можно добиться одновременности выполнения конечных условий.

### 3. Результаты расчёта проектных характеристик ЭРТМ

В результате итерационной процедуры оптимизации показано, что для выведения полезных нагрузок, указанных в табл. 1, ЭРТМ имеет проектные характеристики, представленные в табл. 2.

Указанный ЭРТМ способен сформировать диапазон эллиптических рабочих орбит с высотой перигея от 500 до 25000 км и апогея до 40000 км за время от 60 до 190 суток, а также круговых с высотой до 20000 км. Массы выводимых на рабочую орбиту ПН при этом составляют от 900 до 2100 кг.

Таблица 2. Проектные параметры ЭРТМ

Параметр	Значение
Сухая масса ЭРТМ, кг, в том числе:	500
- масса энергоустановки, кг	170
- масса ЭРДУ, кг	30
- масса СПХ, кг	59,8
- масса конструкции, кг	210
- вспомогательные системы, кг	30,2
Масса рабочего тела, кг	до 850 кг
Количество работающих ЭРД СПД-140	3
Полная тяга, мН	870
Удельный импульс, с	1770
Площадь солнечных батарей, м <sup>2</sup>	63,3
Мощность энергоустановки, кВт	15

В ходе проектно-баллистических расчётов были найдены параметры переходной орбиты, формируемой РБ, потребные запасы рабочего тела ЭРТМ, время перелёта, зависимости орбитальных параметров от времени.

Для выведения КА «Глонасс – К1» потребные запасы рабочего тела составили 296 кг, при времени перелёта 62 дня. Для КА «Глонасс-К2», за счёт большей массы аппарата, затраты рабочего тела и время выведения возросли, и составили 463 кг и 107 суток соответственно.

Практически одинаковые значения масс и параметров целевых орбит КА «Меридиан» и «Арктика» определяют схожие результаты расчёта. Для данного типа аппаратов время перелёта лежит в пределах 191-192 дней, а затраты рабочего тела составляют 828-830 кг.

Характер изменения орбитальных параметров в общем случае определяется характеристиками начальной и конечной орбиты. В качестве начальной орбиты, формируемой разгонным блоком, выбрана эллиптическая, с высотой перигея равной 350 км. Высота апогея зависит от массы выводимой полезной нагрузки и лежит в интервале 2800 – 4800 км. Для рассмотренных в работе полезных нагрузок наклонение целевой орбиты обеспечивается на участке полёта РН. Зависимости орбитальных параметров по времени полёта получены на основе моделирования, с использованием приближённо-оптимального закона управления [4].

При перелёте КА типа «Глонасс-К2» прослеживается монотонный рост величины большой полуоси, замедляющий свою скорость на последних 10 сутках полёта. Эксцентриситет орбиты линейно уменьшается, с увеличением скорости изменения также на последних 10 сутках.

При перелёте КА типа «Арктика», «Меридиан» замечен рост величины большой полуоси, прекращающийся к 170 суткам. Можно отметить, что эксцентриситет орбиты незначительно увеличивается в первой половине полёта со значительным возрастанием скорости в период 120-130 суток, которая далее остаётся неизменной до окончания перелёта.

Результаты баллистических расчётов показывают, что полученная космическая транспортная система с ЭРТМ способна доставлять существующие космические аппараты на их рабочие орбиты.

Для орбит системы «Глонасс» был проведён дополнительный анализ возможности выведения максимальной ПН при полной заправке модуля ЭРТМ рабочим телом. Полученные энергетические возможности обеспечивают доставку на целевую орбиту массы, сопоставимой с тремя КА типа «Глонасс-К1», либо одним тяжёлым навигационным спутником массой 3400 кг. Время перелёта относительно случая выведения «Глонасс-К2» увеличивается со 106,9 до 193,6 суток.

Масса КА в 2100 кг на рабочей орбите аппаратов «Арктика» и «Меридиан» является максимальной для созданного ЭРТМ с заправкой рабочего тела в 850 кг. Увеличение энергетических характеристик в данном случае можно добиться путём установки дополнительных ёмкостей с рабочим телом. Так, при установке одного дополнительного шар-баллона, вмещающего 140 кг рабочего тела, масса ПН на целевой орбите возрастает до 2500 кг, с ростом времени перелёта со 191,7 до 226,0 суток.

Учитывая высокую эффективность транспортных операций в космическом пространстве с использованием электроракетных двигателей, рассмотрена возможность использования баллистической схемы с многократным использованием ЭРТМ для целевой орбиты системы «Глонасс», состоящей из следующих этапов:

- выведение ЭРТМ с ПН на промежуточную орбиту;
- перелёт на целевую орбиту;
- возвращение ЭРТМ на орбиту встречи со следующей ПН;
- выведение ПН на РН типа «Союз-2» с запасом рабочего тела на орбиту встречи с ЭРТМ;
- стыковка ПН и ЭРТМ, перелёт на целевую орбиту.

Многократная схема позволяет доставлять ПН массой до 2500 кг на орбиту системы «Глонасс» с периодичностью в 180 суток. Со второго пуска РН ожидается повышение экономической эффективности выведения за счёт многократного использования ЭРТМ. При этом, учитывая малую массу груза на переходной орбите при втором пуске, для доставки его на данную орбиту можно ограничиться только РН без использования ХРБ типа «Волга».

#### **4. Проектный облик ЭРТМ**

На основе полученных характеристик формируется облик ЭРТМ в виде электронной модели. Электронная модель предназначена для решения следующих задач:

- рассмотрение различных вариантов построения двигательной установки;
- проработка размещения приборов и агрегатов;
- проработка схемы монтажа основных трасс бортовой кабельной сети;
- проработка возможности использования транспортного модуля с ХРБ «Волга» – соединение через проставку-переходник;
- размещение ЭРТМ под головным обтекателем.

Для решения двух последних задач дополнительно создаются габаритные модели составных частей КГЧ головного обтекателя, полезной нагрузки, ХРБ типа «Волга», переходного отсека (рис. 2).

ЭРТМ состоит из адаптера ПН и двух отсеков – приборного и энергодвигательного. Его проектный облик представлен на рис. 3.



Рис. 2. Состав космической транспортной системы с КА «Глонасс-К1»

Приборный отсек служит для размещения приборов и антенн служебных систем. Корпус приборного отсека представляет собой шестигранный каркас, закрытый со всех сторон сотопанелями, на которые устанавливаются приборы.

Энергодвигательный отсек предназначен для размещения объединённой двигательной установки (ОДУ), энергетической установки и солнечных батарей транспортного модуля. Обеспечивает тягу и электроснабжение транспортного модуля.

Адаптер ПН предназначен для конструкторской и функциональной связи полезной нагрузки с транспортным модулем. На него устанавливается космический аппарат с устройством отделения. Адаптер ПН представляет собой конструкцию из фермы и обшивки и обеспечивает переход от шестигранного корпуса ЭРТМ к цилиндрическому шпангоуту, на который устанавливается устройство отделения ПН.

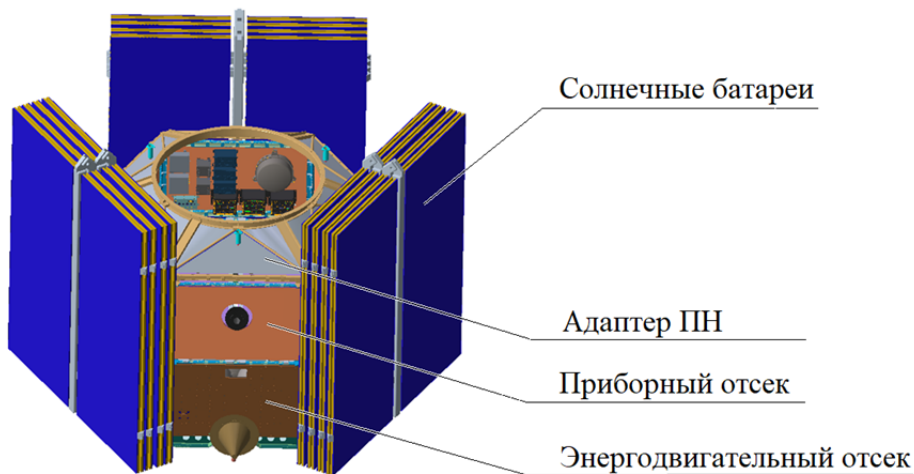
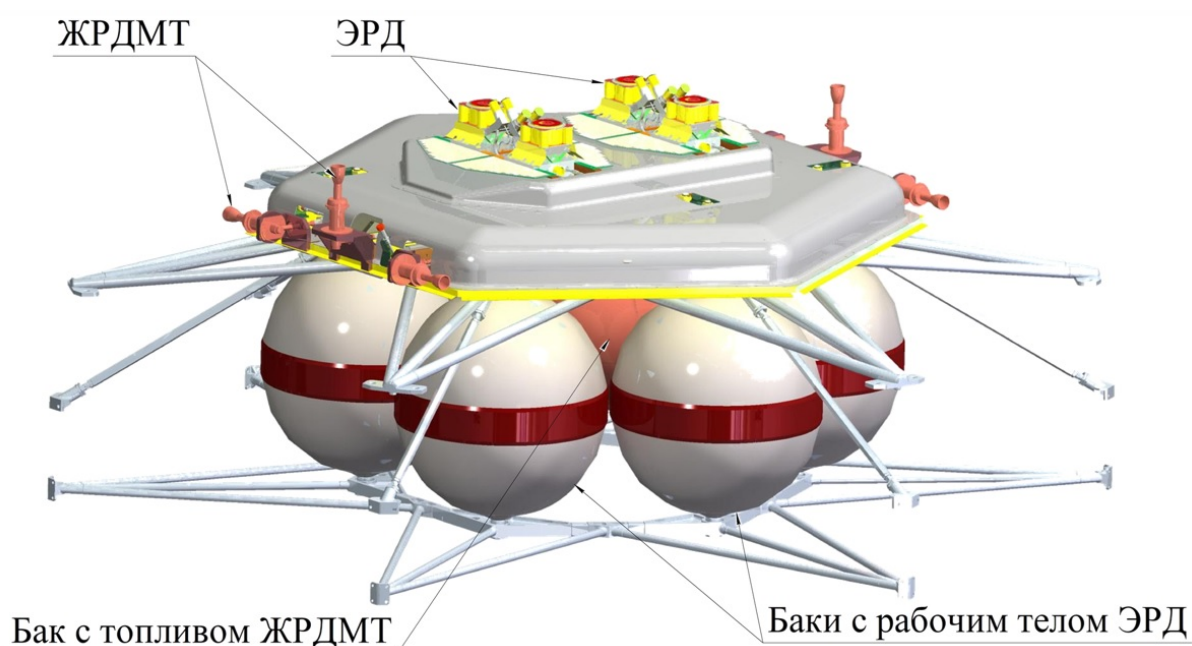


Рис. 3. Состав ЭРТМ

Корпус ЭДО по конструкции аналогичен корпусу приборного отсека. На внутренних поверхностях панелей и приборной раме располагаются приборы, а на наружной – СБ.

Основное пространство энергодвигательного отсека занимает объединённая двигательная установка, состоящая из ЭРДУ и дополнительной двигательной установки (ДДУ). ОДУ функционально является исполнительным органом системы управления движением ЭРТМ.

ДДУ предназначена для создания тяги, воздействующей на центр масс ЭРТМ или создающей управляющие моменты вокруг его центра масс. В её состав входят шесть жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) (рис. 4), баллоны с гидразином и гелием для обеспечения вытеснительной подачи гидразина к ЖРДМТ.



*Рис. 4. Объединённая двигательная установка*

ЭРДУ предназначена для доведения КА на заданную орбиту и увод ЭРТМ с орбиты по истечении срока эксплуатации. Она включает четыре ЭРД СПД-140 и СПХ.

СПХ предназначена для хранения и подачи рабочего тела в ЭРД и включает в себя шесть баллонов для хранения рабочего тела, трубопроводы с клапанами, дросселирующими устройствами, теплообменниками-газификаторами и редукторами для подачи ксенона с необходимыми характеристиками (температурой, давлением и расходом) в ЭРД, а также датчики давления и предохранительный клапан.

СБ предназначены для преобразования электромагнитной энергии солнечного излучения в электрическую энергию и являются первичным источником электроэнергии в период эксплуатации изделия на орбите, включая участок выведения.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) в совокупности с элементами конструкции ЭРТМ предназначена для обеспечения в процессе лётной эксплуатации заданного теплового режима элементов конструкции и приборно-агрегатного оборудования. Данная СОТР относится к пассивному типу. Электронагреватели СОТР используются для местного обогрева элементов ЭРТМ. Радиаторы с контурными тепловыми трубами обеспечивают локальный забор подводимого к ним тепла через контактные



поверхности панелей, транспортировку и последующее излучение его с отдельных радиационных панелей в окружающее космическое пространство.

Экранно-вакуумная теплоизоляция обеспечивает сведение к минимуму теплообмена поверхностей ЭРТМ с окружающим космическим пространством.

Для формирования проектного облика ЭРТМ использовалось программное обеспечение PTC Creo Parametric [6].

PTC Creo Parametric – система автоматизированного проектирования, представляющая расширяемое и совместимое параметрическое решение для максимально эффективной разработки инноваций, повышения качества 3D-конструкций изделий и ускорения вывода изделий на рынок. Это программное средство помогает быстро разрабатывать очень качественные и точные цифровые модели. Более того, надёжные цифровые модели являются полностью ассоциативными. Любые внесенные в изделие изменения приводят к комплексному обновлению моделей и чертежей.

Это программное обеспечение позволяет группам конструкторов создавать, анализировать, просматривать и максимально использовать проекты изделий на последующих этапах с помощью средств 2D CAD, 3D CAD, параметрического и прямого моделирования.

### Заключение

В работе поставлена задача создания космической транспортной системы для доставки полезных грузов на различные удаленные целевые орбиты. Для повышения эффективности решения данной задачи предложен вариант создания КТС на основе электроракетного транспортного модуля, выполняющего довыведение полезной нагрузки с переходной орбиты на целевую. Для снижения стоимости выведения предлагается формировать состав КТС с максимальным заимствованием разработанных и серийно выпускаемых изделий, а именно РН типа «Союз-2» и ХРБ типа «Волга».

Показано, что задача создания КТС, способной выполнять заданный диапазон маневров в космическом пространстве, может быть успешно решена. Получены основные проектные и баллистические характеристики перелёта для различных полезных грузов.

Создана электронная модель ЭРТМ, с помощью которой решены задачи формирования проектного облика, компоновки внутреннего пространства. Для оценки возможности размещения ЭРТМ с полезной нагрузкой и ХРБ типа «Волга» в зоне полезного груза головного обтекателя сформирована габаритная электронная модель КГЧ.

### Библиографический список

1. Булынин Ю.Л., Попов В.В., Яковлев А.В. Результаты баллистического обеспечения запуска на геостационарную орбиту спутника «ЭкспрессАМ5» // Сб. тезисов докладов 19-й Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (29 июня-6 июля 2014 г., Анапа, Краснодарский край, Россия). М.: Изд-во МАИ, 2014. С. 256-262.

2. Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien K. Evaluation of 25-cm XIPS thruster life for deep space mission application // Proceedings of the 31th International Electric Propulsion Conference (September, 20-24, 2009, Ann Arbor, Michigan, USA).

3. Clark S. Boeing's first two all-electric satellites ready for launch. <https://spaceflightnow.com/2015/03/01/boeings-first-two-all-electric-satellites-ready-for-launch/>

4. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // *Космическая техника и технологии*. 2019. № 4 (27). С. 94-108. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2019-4-94-108

5. Моисеев Н.Н. *Элементы теории оптимальных систем*. М.: Наука, 1975. 526 с.

6. Салмин В.В., Петрухина К.В., Сафронов С.Л., Русских А.С., Ключин Д.И., Надеев Н.А., Рахмеева В.Р., Тулупов С.А. Формирование проектного облика космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, в среде Creo Elements/Pro // Сб. материалов V Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения). Т. 1. Самара: СамНЦ РАН, 2017. С. 108-116.

## CHOICE OF MISSION TRAJECTORY PLANS AND CONCEPTUAL DESIGN OF ELECTRICAL PROPULSION MODULE FOR LAUNCHING PAYLOADS INTO CIRCUMTERRESTRIAL ORBITS

© 2020

**V. V. Salmin** Doctor of Science (Engineering), Full Professor, Director of the Research Institute of Space Engineering;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

**A. A. Kvetkin** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[emancipee163@yandex.ru](mailto:emancipee163@yandex.ru)

**A. S. Russkikh** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

The problem of increasing the efficiency of transport operations in space is currently coming to the fore. In the context of this problem, we investigated the possibility of developing a space transportation system including a chemical upper stage and an electric propulsion transport module capable of performing a specified range of space maneuvers. Electric propulsion module design was carried out for a given range of target orbits and payload mass with the provision of restrictions on the flight time. Calculation of the ballistic characteristics of the flight is performed and an optimal program of placing a low-thrust vehicle into orbit is defined. A procedure for defining the design parameters of a space transportation system and its conceptual design is proposed. The conceptual design of the space transportation system and the electric propulsion module were formed in the PTC Creo Parametric environment. On the basis of the results of the work, it can be concluded that it is possible to create a space transportation system with given parameters.

*Space transportation system; combined propulsion system; chemical upper stage; electric propulsion module*

---

*Citation:* Salmin V.V., Kvetkin A.A., Russkikh A.S. Choice of mission trajectory plans and conceptual design of electrical propulsion module for launching payloads into circumterrestrial orbits. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 58-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

## References

1. Bulynin Yu.L., Popov V.V., Yakovlev A.V. Rezul'taty ballisticheskogo obespecheniya zapuska na geostatsionarnuyu orbitu sputnika «EkspressAM5». *Sb. tezisov dokladov 19-y Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (June 29-July 6, 2014, Anapa, Russia)*. Moscow: MAI Publ., 2014. P. 256-262. (In Russ.)

2. Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien K. Evaluation of 25-cm XIPS thruster life for deep space mission application. *Proceedings of the 31th*

*International Electric Propulsion Conference (September 20-24, 2009, Ann Arbor, Michigan, USA).*

3. Clark S. Boeing's first two all-electric satellites ready for launch. Available at: <https://spaceflightnow.com/2015/03/01/boeings-first-two-all-electric-satellites-ready-for-launch/>

4. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 4 (27). P. 94-108. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-94-108

5. Moiseev N.N. *Elementy teorii optimal'nykh system* [Elements of the theory of optimal systems]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 526 p.

6. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Safronov S.L., Russkikh A.S., Klyushin D.I., Nadeev N.A., Rakhmeeva V.R., Tulupov S.A. Formirovanie proektnogo oblika kosmicheskoy transportnoy sistemy, vklyuchayushchey khimicheskiiy razgonnyy blok i elektroraketnyy transportnyy modul', v srede Creo Elements/Pro. *Sb. materialov V Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye Problemy Raketno-kosmicheskoy Tekhniki» (V Kozlovskie Chteniya)*. V. 1. Samara: SamNTs RAN Publ., 2017. P. 108-116. (In Russ.)

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ВИБРАЦИИ РЕДУКТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ, ВЫЗЫВАЮЩЕЙ УСТАЛОСТНЫЕ ПОЛОМКИ ЭЛЕМЕНТОВ ЕГО КОНСТРУКЦИИ ПРИ ИЗНОСЕ БОКОВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЗУБЬЕВ

© 2020

**А. Е. Сундуков** кандидат технических наук, технический директор;  
ООО «Турбина СК», г. Самара;  
[sunduckov@mail.ru](mailto:sunduckov@mail.ru)

В работе представлен анализ составляющей вибрации дифференциального редуктора турбовинтового двигателя НК-12МП, которая генерируется износом боковых поверхностей зубьев пары «солнечная шестерня – сателлиты» и при определённых значениях её интенсивности может вызывать усталостную поломку элементов конструкции двигателя. Определён комплекс диагностических признаков на базе данной составляющей. Показано, что её интенсивность максимальна на стационарном режиме работы двигателя, имеющего наибольшую наработку в условиях эксплуатации. Выявлена большая информативность данных, полученных по спектру максимумов по сравнению с данными автоспектра. Предложенный комплекс диагностических признаков, на базе рассматриваемой составляющей, позволяет успешно контролировать техническое состояние дифференциального редуктора по дефектам «износ боковых поверхностей его зубьев».

*Газотурбинный двигатель; планетарный редуктор; износ боковых поверхностей зубьев; диагностические признаки*

---

**Цитирование:** Сундуков А.Е. Исследование характеристик составляющей вибрации редуктора газотурбинного двигателя, вызывающей усталостные поломки элементов его конструкции при износе боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 70-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79

### Введение

Рядом работ показано, что износ боковых поверхностей зубьев планетарных редукторов газотурбинных двигателей приводит к генерации колебаний, вызывающих усталостные поломки элементов их конструкций [1 – 4]. Исследования, выполненные на двигателе НК-12МП с дифференциальным редуктором, позволили установить, что эти колебания происходят на гармонике с кратностью 19,148 ( $f_{изн}$ ) в абсолютном движении или 21 – в относительном [1]. Данная составляющая принадлежит ряду, генерируемому редуктором, при появлении дефектов в зубчатом зацеплении пары «солнечная шестерня – сателлиты» в предложенной ранее имитационной модели [5]. Исследования динамики упругой системы: компрессор, редуктор, воздушные винты показывают, что двигатель представляет собой единую взаимосвязанную упругую динамическую систему, возбуждающую параметрические резонансы, неустойчивость и крутильные колебания [6 – 8]. Работа редуктора осуществляется в широком диапазоне изменения нагрузок и частот вращения ротора, значительная часть наработки осуществляется на переходных режимах работы (приёмистость, сброс, переход с режима на режим). В этих случаях необходим подробный анализ исследуемой составляющей с использованием всего диапазона рабочих режимов эксплуатации двигателя с привлечением широкого спектра методов обработки процессов.

## Методы решения

Исследование составляющей  $f_{изн}$  выполнено по вибропреобразователям, установленным на передней опоре двигателя (место постановки «штатных» при оценке вибро-состояния двигателя в нормируемом диапазоне частот) и на картере вала заднего винта (ВЗВ). Оценивание зависимостей  $f_{изн}$  от величины износа проводилось для его четырёх вариантов:

- 1) текущий – максимальный износ зубьев солнечной шестерни (максимальный износ относительно эвольвенты после последнего ремонта) – износ 1;
- 2) текущий полный – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно исходной эвольвенты – износ 2;
- 3) текущий суммарный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов – износ 3;
- 4) суммарный полный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент – износ 4.

При анализе использовались: результаты следящего анализа, данные автоспектра и спектра максимумов [9], соответствующие им  $n$ -мерные вектора, взаимные характеристики, ширина исследуемой спектральной составляющей, параметры частотной (ЧМ) и амплитудной (АМ) модуляций.

## Результаты и их обсуждение

Был выполнен следящий анализ составляющей  $f_{изн}$  на режиме приёмистость с целью выявления частот вращения ротора ( $f_p$ ), соответствующих её максимальному уровню ( $A$ ). Полученные данные представлены в табл. 1.

Таблица 1. Частоты вращения ротора, соответствующие максимальной интенсивности  $f_{изн}$

Износ 4, мм	0,018	0,021	0,024	0,026	0,026	0,027	0,030	0,032	0,034	0,036	0,036
$f_p$ , Гц	139,0	130,0	138,1	138,	139,3	139,0	139,0	135,3	136,0	135,3	136,0

Максимальный коэффициент корреляции ( $r$ ) между исследуемыми параметрами не превышал 0,40. Анализ данных табл. 1 показывает, что наибольший уровень составляющей может быть реализован на любом стационарном режиме работы двигателя, начиная с 0,4 номинала.

Анализ соответствующих уровней на стационарных режимах работы двигателя показал, что её максимальное значение реализуется на режиме 0,85 номинала. Именно на нём обеспечивается основная наработка двигателя в условиях эксплуатации и для него выполнен весь дальнейший анализ применительно к стационарным режимам. На рис. 1, 2 представлены соответствующие зависимости интенсивности от величины износа.

Здесь и везде далее приводятся данные для случая  $r \geq 0,70$ . Соответствующие уравнения аппроксимации и величины параметра  $r$  имеют вид:

$$y = 63867x^2 - 1289x + 10,26, \quad r = 0,74,$$

$$y = 19962x^2 - 399,6x + 3,733, \quad r = 0,75.$$

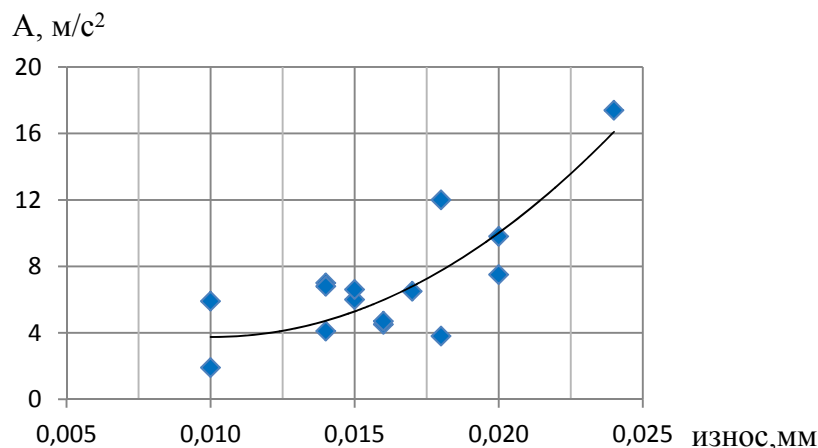


Рис. 1. Зависимость интенсивности (♦) составляющей  $f_{изн}$  по автоспектру от износа 2

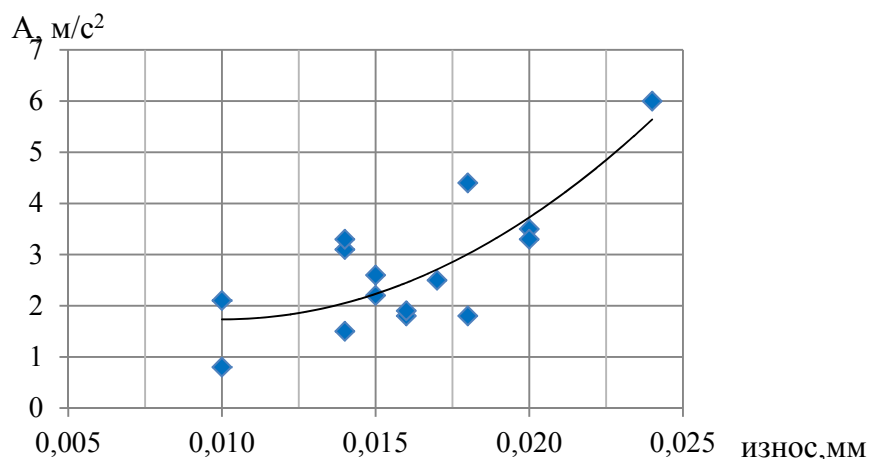


Рис. 2. Зависимость интенсивности (♦) составляющей  $f_{изн}$  по спектру максимумов от износа 2

На основе статистики отремонтированных двигателей был выполнен расчёт норм в соответствии с действующей нормативной документацией [10]. Расчётные значения составили: для данных по автоспектру – 15,60 м/с<sup>2</sup>, для спектра максимумов – 6,67 м/с<sup>2</sup>. Для обоих случаев превышение рассчитанных норм получено для двигателя, на котором выявлена усталостная поломка на пере рабочей лопатки третьей ступени компрессора. Был выполнен анализ интенсивности составляющих ряда с шагом  $3f_p^*$  предложенной имитационной модели вибрации на режиме работы двигателя «приёмистость» (здесь 3 – число сателлитов редуктора,  $f_p^*$  – частота вращения ротора ТК в приведённом движении). Соответствующие данные представлены в табл. 2. Здесь кратность – отношение частоты исследуемой составляющей к частоте вращения ротора турбокомпрессора (ТК) в абсолютном движении.

Таблица 2. Параметры гармоник ряда с шагом  $3f_p^*$

Кратность	2,74	5,47	8,21	10,94	13,687	16,41	19,15	21,88	24,629	27,35	30,09	32,83
A, м/с <sup>2</sup>	3,5	14,0	6,9	19,8	16,8	37,2	51,4	89,3	20,6	19,7	5,1	14,3
$f_p$ , Гц	139	128	112	139	130	139	138	144	112	135	140	136

Из представленных данных видно, что наибольшие уровни отмечаются для составляющей  $f_{изн}$  и гармоники с кратностью 21,88. При этом максимальная интенсивность последней реализуется при забросе оборотов вращения ротора ТК (максимальная частота вращения ротора ТК на стационарных режимах работы двигателя не превышает 139 Гц), а  $f_{изн}$  – на частоте, соответствующей стационарному режиму. Следовательно можно заключить, что наибольшую потенциальную опасность представляют колебания с частотой  $f_{изн}$ .

Были рассчитаны интенсивности  $n$ -мерных векторов ( $A_{\Sigma}$ ) по пяти составляющим ряда с шагом  $f_{изн}$ . Соответствующие данные представлены на рис. 3, 4.

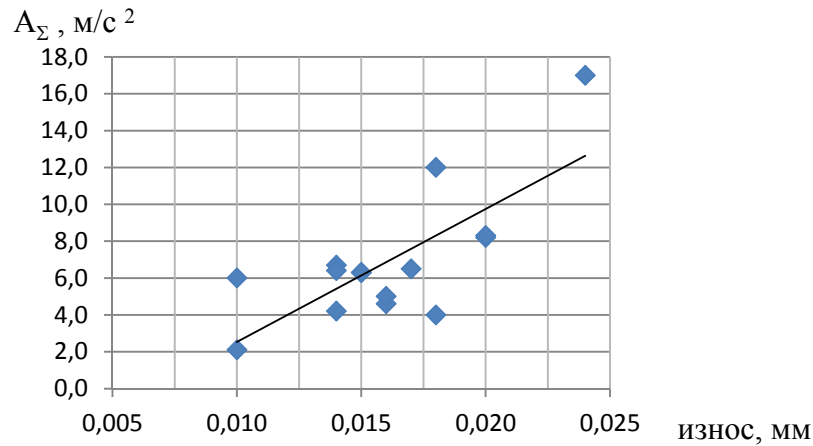


Рис. 3. Зависимость интенсивности ( $\blacklozenge$ )  $n$ -мерного вектора от износа 2 по данным автоспектра

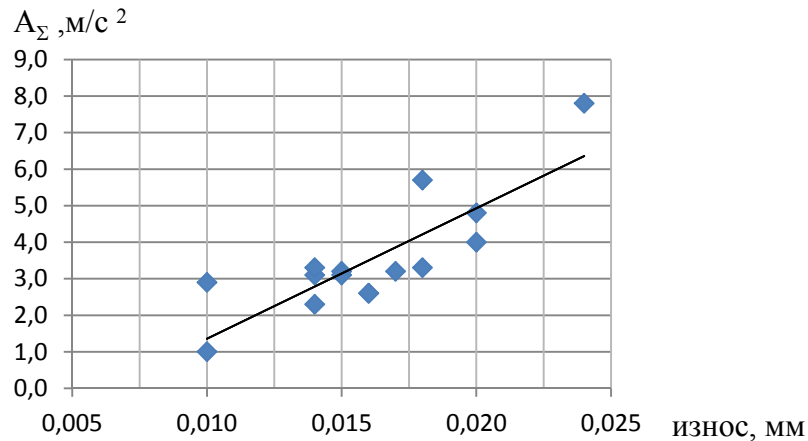


Рис. 4. Зависимость интенсивности ( $\blacklozenge$ )  $n$ -мерного вектора от износа 2 по данным спектра максимумов

Соответствующие уравнения аппроксимации и величины параметра  $r$  имеют вид:

$$y = 721,6x - 4,688, \quad r = 0,76,$$

$$y = 357,0x - 2,21, \quad r = 0,83.$$

Расчёт величины  $A_{\Sigma}$  выполнен по соотношению

$$A_{\Sigma} = \left( \sum_{i=1}^n A_i^2 \right)^{1/2},$$

здесь  $A_i$  –  $i$ -я составляющая ряда,  $n$  – число составляющих.

Расчёт норм дал следующие результаты: по автоспектру составляет 14,82 м/с<sup>2</sup>, по спектру максимумов составляет 7,28 м/с<sup>2</sup>. Здесь также превышение норм отмечается для двигателя с полумкой. Как видно из представленных данных, расчёт с использованием спектра максимумов обеспечивает получение большей величины коэффициента корреляции, особенно для величины  $n$ -мерного вектора.

Рассматриваемая компонента уверенно идентифицируется по вибропреобразователям, установленным как на передней опоре двигателя, так и на картере вала заднего винта. Подтверждением этого является высокий коэффициент корреляции модуля взаимного спектра и функции когерентности, полученные по датчикам, установленным в вышеотмеченных местах. Соответствующие данные представлены на рис. 5, 6.

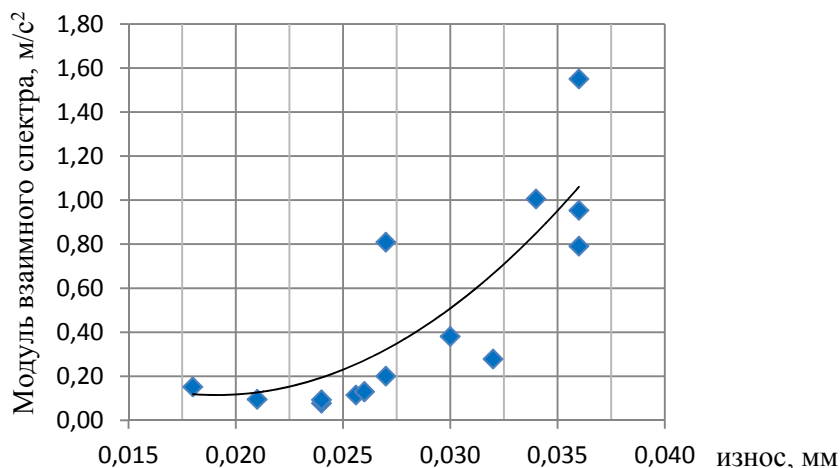


Рис. 5. Зависимость модуля взаимного спектра (♦) от износа 4

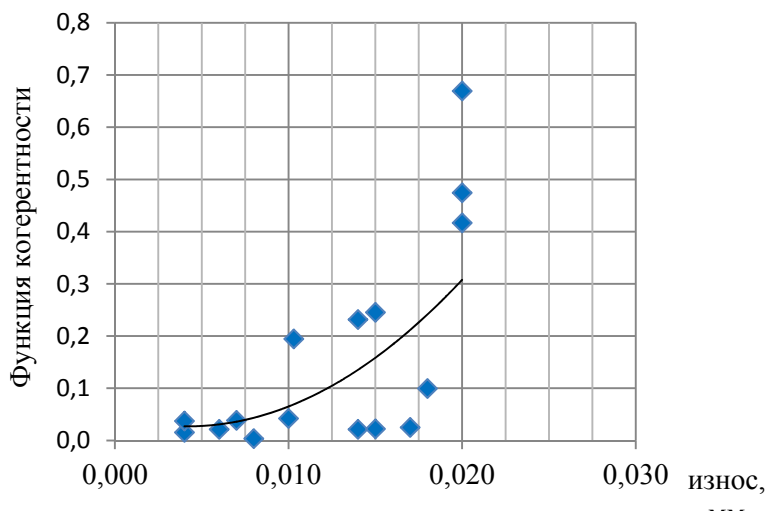


Рис. 6. Зависимость функции когерентности (♦) от износа 2



Соответствующие уравнения аппроксимации и величины параметра  $r$  имеют вид:

$$y = 3311x^2 - 126,4x + 1,322, \quad r = 0,79,$$

$$y = 1121x^2 - 9,357x + 0,046, \quad r = 0,72.$$

Рост степени износа боковых поверхностей зубьев должен привести к увеличению ширины исследуемой спектральной составляющей. Оценивалось её максимальное значение ( $\Delta_{\max}$ ), которое определялось в нижней части спектральной составляющей по точкам пересечения справа и слева её огибающей с уровнем вибрационного шума. Для уменьшения его влияния анализ выполнялся в режиме спектральной плотности мощности. Соответствующие данные представлены на рис. 7, 8.

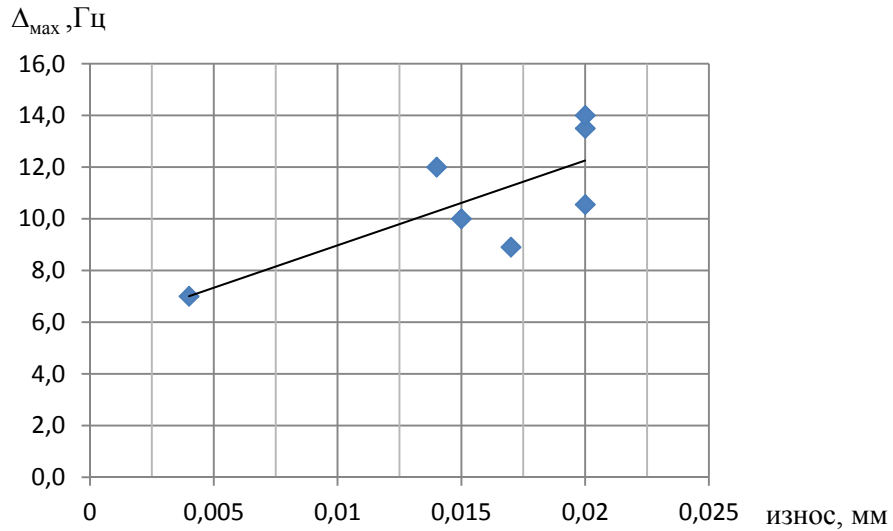


Рис. 7. Зависимость  $\Delta_{\max}$  (♦) от износа 1

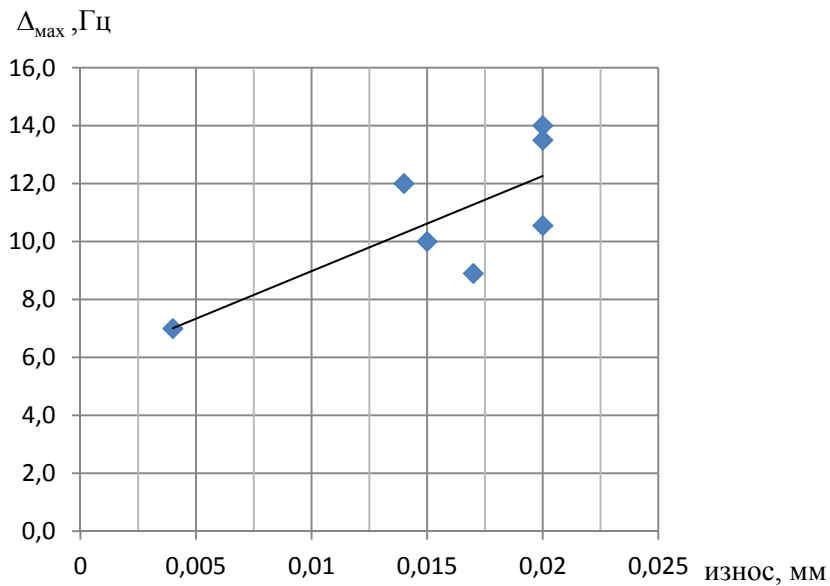


Рис. 8. Зависимость  $\Delta_{\max}$  (♦) от износа 4

Соответствующие уравнения аппроксимации и величины параметра  $r$  имеют вид:

$$y = 328,2x + 5,692, \quad r = 0,75,$$

$$y = 395,3x - 1,496, \quad r = 0,86.$$

Меньшее значение количества точек на рис. 7, 8 связана с использованием спектральной плотности мощности, при которой интенсивность дискретных составляющих существенно снижается, что не позволяет уверенно определить ширину компоненты для всех ранее рассмотренных вариантов износа.

Ниже представлены результаты оценки параметров ЧМ и АМ исследуемой составляющей. Соответствующие данные представлены на рис. 9, 10. Здесь 15,8 Гц – половинная гармоника от комбинационной составляющей с минимально возможной частотой для исследуемой пары [11].

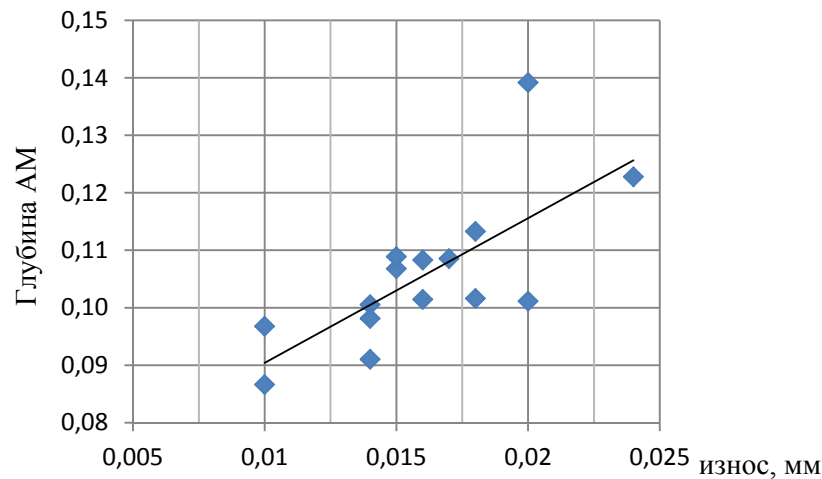


Рис. 9. Зависимость глубины АМ на частоте 15,8 Гц (♦) от износа 2

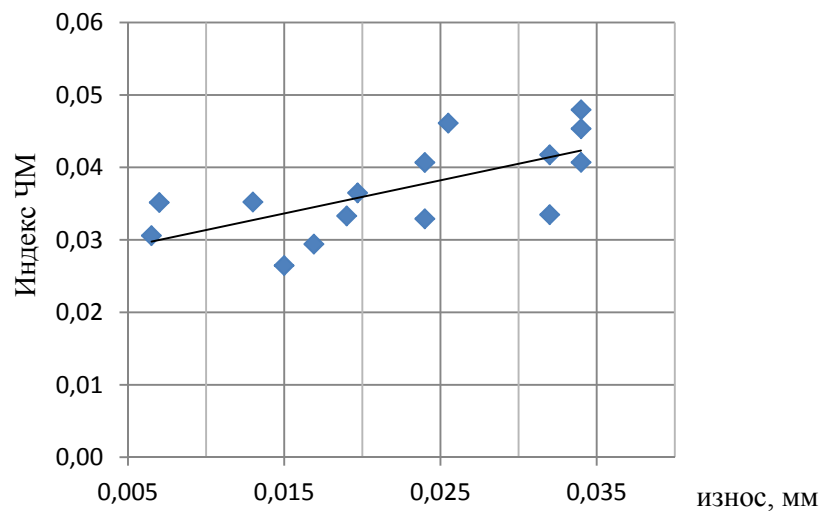


Рис. 10. Зависимость индекса ЧМ на частоте  $2f_p$  (♦) от износа 3

Соответствующие уравнения аппроксимации и величины параметра  $r$  имеют вид:

$$y = 2,516x + 0,065, \quad r = 0,73,$$

$$y = 0,456x + 0,026, \quad r = 0,68.$$

В результате выполненного анализа установлено:

- интенсивность составляющей  $f_{изн}$  и  $n$ -мерный вектор от её гармоник связаны с величиной износа нелинейными зависимостям как для данных по автоспектру, так и по спектру максимумов;
- спектр максимумов обеспечивает получение исследуемых зависимостей с большим значением коэффициента корреляции в основном для износа 2;
- с ростом износа существенно увеличивается ширина спектральной составляющей и глубина амплитудной и индекс частотной модуляций.

### Заключение

Износ боковых поверхностей зубьев дифференциального редуктора двигателя НК-12МП приводит к генерации колебаний на частоте 21 гармоники в приведенном движении с максимальным уровнем при работе двигателя на режиме 0,85 от номинала, имеющего наибольшую наработку в условиях эксплуатации. Оценку степени развития износа можно выполнять по комплексу диагностических признаков на базе рассматриваемой составляющей. Наибольшей информативностью из рассмотренных признаков обладает интенсивность  $n$ -мерного вектора с шагом  $f_{изн}$ , полученного по данным спектра максимумов.

### Библиографический список

1. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
2. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И.П., Новиков В.С., Рыжов Н.М. Производство зубчатых колёс газотурбинных двигателей. М.: Высшая школа, 2001. 493 с.
3. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.
4. Чуйко В.М. А.Г. Ивченко – стратег, организатор, учёный, конструктор // Конверсия в машиностроении. 2004. № 4. С. 103-106.
5. Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Имитационная модель колебаний пары «солнечная шестерня – сателлиты» планетарного редуктора турбовинтового двигателя при наличии дефектов боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 87-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95
6. Курушин М.И., Балякин В.Б., Оссала В.Б. Исследование крутильных колебаний ротора турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Динамика и виброакустика. 2018. Т. 4, № 2. С. 27-42. DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-2-27-42

7. Курушин М.И., Курушин А.М. Динамическое возбуждение редуктором турбовинтового двигателя // Сб. докладов Объединённой международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе» и «Проблемы конструкционной прочности двигателей» (23-25 июня 1999 г., Самара). Вып. 3, ч. 1. Самара: СГАУ, 1999. С. 191-199.

8. Курушин М.И., Осиала В.Б.А., Хоссейн Н. Исследования вынужденных вибраций ротора с перекрытием одно- двухпарного зацепления шестерён редуктора // Вестник транспорта Поволжья. 2019. № 3 (75). С. 28-37.

9. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Исследования вибрационного состояния подшипников качения в процессе их износа. Анализ экспериментальных данных на базе спектра максимумов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2006. № 2 (10), ч. 1. С. 90-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-2-1(10)-90-93

10. ГОСТ Р ИСО 13373-2-2009. Контроль состояния и диагностика машин. Вибрационный контроль состояния машин. Часть 2. Обработка, анализ и представление результатов измерения вибрации. М.: Стандартинформ, 2010. 33 с.

11. Динамические процессы в механизмах с зубчатыми передачами: сб. статей / под ред. М.Д. Генкина, Э.И. Айрапетова. М.: Наука, 1976. 155 с.

## **INVESTIGATION OF THE CHARACTERISTICS OF THE COMPONENT OF VIBRATION OF GAS TURBINE ENGINE GEARBOX THAT CAUSES FATIGUE FAILURES OF ITS STRUCTURAL ELEMENTS IN CASE OF TOOTH FLANK WEAR**

© 2020

**A. E. Sundukov** Candidate of Science (Engineering), Engineering Director;  
Turbine SK LLC, Samara, Russian Federation;  
[Sunduckov@mail.ru](mailto:Sunduckov@mail.ru)

The paper presents an analysis of the component of vibration of the NK-12MP turboprop engine differential gearbox that is generated by the wear of the flanks of the teeth of the “sun gear – planet gear assembly” pair and at certain values of its intensity may cause fatigue breakdown of the engine’s structural elements. A complex of diagnostic indicators is determined on the basis of this component. Its intensity is shown to be maximal in steady-state operation of the engine with the greatest run time. The data obtained by the spectrum of maxima are shown to have higher information content as compared to the autospectrum data. The complex of diagnostic indicators proposed on the basis of the component under consideration makes it possible to successfully control the technical condition of the differential gearbox by the defects of “gear tooth flank wear”.

*Gas turbine engine; planetary gear reducer; tooth flank wear; diagnostic indicators*

---

*Citation:* Sundukov A.E. Investigation of the characteristics of the component of vibration of gas turbine engine gearbox that causes fatigue failures of its structural elements in case of tooth flank wear. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 70-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79

### **References**

1. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Refining methods of vibration diagnostics of wear of turbo-prop engine differential speed reduction unit gear teeth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 16-26. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

2. Eliseev Yu.S., Krymov V.V., Nezhurin I.P., Novikov V.S., Ryzhov N.M. *Proizvodstvo zubchatykh koles gazoturbinykh dvigateley* [Production of gear wheels for gas turbine engines]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2001. 493 p.
3. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)
4. Chuyko V.M. A.G. Ivchenko – strategist, organizer, scientist, designer. *Conversion in Mechanical Engineering*. 2004. No. 4. P. 103-106. (In Russ.)
5. Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Simulation model of oscillations of the «sun gear – satellites» pair of turboprop engine planetary reduction gearbox in the presence of defects of tooth flanks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 87-95. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95
6. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Ossiala V. Investigation of the torsional vibrations of a rotor turbine engine with a differential reduction gearbox. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. 2018. V. 4, no. 2. P. 27-42. (In Russ.). DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-2-27-42
7. Kurushin M.I., Kurushin A.M. Dinamicheskoe vozbuzhdenie reduktorom turbovintovogo dvigatelya. *Sb. dokladov Ob"edinennoy mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya v Povolzhskom regione» i «Problemy konstruktsionnoy prochnosti dvigateley» (June, 23-25, 1999, Samara)*. Iss. 3, part 1. Samara: Samara State Aerospace University, 1999. P. 191-199. (In Russ.)
8. Kurushin M.I., Ossiala V.B.A, Khossein N. Investigation of forced the rotor vibrations with an overlap of one-two pair engagement of pinion gears. *Vestnik Transporta Povolzhya*. 2019. No. 3 (75). P. 28-37. (In Russ.)
9. Sundukov A.E., Sundukov E.V. Investigation of vibrational state of rolling contact bearings during their runout. Experimental data analysis based upon the spectrum of peaks. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 2 (10), part. 1. P. 90-93. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-2-1(10)-90-93
10. GOST R ISO 13373-2-2009. Condition monitoring and diagnostics of machines. Vibration condition monitoring. Part 2. Processing, analysis and presentation of vibration data. Moscow: Standartinform Publ., 2010. 33 p. (In Russ.)
11. *Dinamicheskie protsessy v mekhanizmax s zubchatymi peredachami: sb. statey / pod red. M.D. Genkina, E.I. Ayrapetova* [Dynamic processes in geared mechanisms. Collected papers edited by M.D. Genkin, E.L. Airapetov]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 155 p.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗОК НА ПЕРФОРИРОВАННУЮ ПЕРЕГОРОДКУ БАКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2020

**А. Г. Филипов** инженер; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [iskander-filipov@yandex.ru](mailto:iskander-filipov@yandex.ru)

**И. Е. Глазков** инженер; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [reiser733@yandex.ru](mailto:reiser733@yandex.ru)

Рассмотрено решение задачи динамического нагружения перфорированной перегородки, находящейся в баке с топливом ракеты-носителя. Описана методика расчёта динамического нагружения перегородки. Разложено её уравнение движения на составляющие и проведён расчёт нагрузок при гармонических колебаниях ракеты-носителя. В качестве исходных данных для динамического расчёта нагрузок были заданы ускорения узлов крепления и ускорения осцилляторов, моделирующих колебания топливного бака, полученные из решения общей динамической задачи для оценки гидродинамической силы для ракеты-носителя. На этом этапе была рассчитана нагрузка на перегородку с учётом присоединённой массы жидкости в случае аварийного выключения двигательной установки, как одном из самых нагруженных для данной системы. При расчёте нагрузок на перфорированную перегородку использовался нелинейный динамический анализ. В результате расчёта были получены усилия в узлах крепления рассматриваемого элемента.

*Переходный процесс; ракета-носитель; динамическая модель; конечно-элементная модель; перегрузки; амплитудно-частотная характеристика; квазистатика*

---

**Цитирование:** Филипов А.Г., Глазков И.Е. Определение нагрузок на перфорированную перегородку бака ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 80-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-80-86

### Введение

Добавление гидроупругого звена в сложную систему упругих конструкций существенно усложняет задачу исследования динамических характеристик данной системы. Такие конструкции часто представляют собой тонкостенные сосуды, содержащие жидкость.

В отечественной и зарубежной практике решения подобных задач связаны с исследованиями таких учёных как Рабинович Б.И. [1], Шмаков В.П. [2], Моисеев Н.Н. [3], Григолюк Э.И., Горшков А.Г., Лампер Р.Е. [4; 5], Kana D.D., Bauer H.F., Lindholm U.S. и другие.

Первые работы в области динамики колебаний упругих оболочек с жидкостью принадлежат таким исследователям как Рэлей, Жуковский Н.Е. и другие. Развитие космонавтики середины 21 века ускорило разработки вышеуказанной проблемы.

Следует отметить, что в основном все решения задач данной системы связаны с оболочками определённой формы (конические, плоские, сферические). Однако проблема решения задачи динамического нагружения перфорированной оболочки обтекаемой жидкостью остаётся открытой. Здесь решение усложняется тем, что жидкость

протекает сквозь оболочку через отверстия. Такие перегородки устанавливаются на днище внутри баков ракет-носителей (РН). Схема бака с перфорированной перегородкой приведена на рис. 1. Самые «худшие» режимы перегрузок для таких перегородок наступают при переходных процессах, максимальной продольной перегрузке, аварийном выключении двигателей при старте и на участке полёта.

### Расчёт нагрузок

В качестве действующих силовых факторов в данной задаче можно определить: весовую составляющую с учётом квазистатических и динамических перегрузок, инерционную гидродинамическую силу, равную произведению присоединённой массы жидкости к соответствующему навесному элементу на относительное ускорение этого элемента (относительно жидкости).

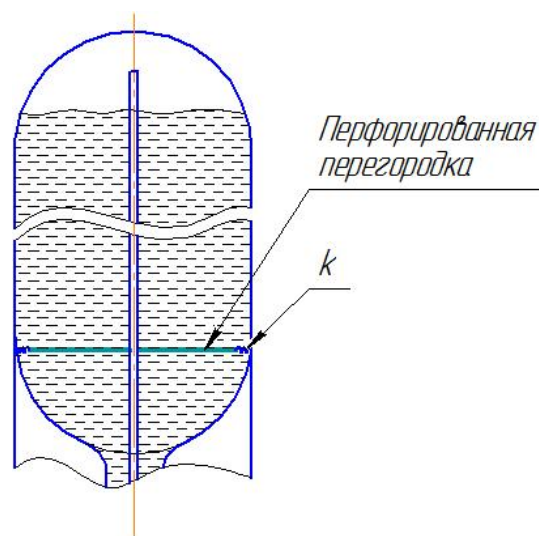


Рис. 1. Схема бака РН с перфорированной перегородкой

При определении усилия в узлах крепления элемента учитывается вся совокупность внешних факторов – квазистатические и динамические ускорения, гидродинамические силы.

В качестве исходных данных для динамического расчёта нагрузок задаются ускорения узлов крепления и ускорения осцилляторов, моделирующих колебания топливного бака, полученные из решения общей динамической задачи для оценки гидродинамической силы для РН.

При построении уравнения движения перегородки считаются заданными масса перегородки, погруженной в жидкость  $m_0$ , жёсткость узлов крепления  $k$  (жёсткость крепления перегородки к стенкам топливного бака), масса присоединённой жидкости к перегородке  $m_{\text{ж}}$ , соприкасающейся с жидкостью обеими сторонами [6].

$$\bar{m}_0 = 0,668 \frac{\gamma_1}{g} R, \quad (1)$$

где  $\bar{m}_0$  – присоединённая масса жидкости, отнесённая к единице площади пластины, для жёстко заделанной по контуру круглой пластины, соприкасающейся с жидкостью обеими сторонами;  $\gamma_1$  – удельный вес жидкости.

Зная, что удельный вес жидкости есть произведение её плотности  $\rho$  и ускорения свободного падения  $g$ , мы получим:

$$m_{\text{ж}} = 0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}}, \quad (2)$$

где  $R_{\text{п}}$  – радиус перегородки;  $S_{\text{п}}$  – площадь перегородки.

Предварительно была построена динамическая конечно-элементная модель топливного бака и РН в целом. Далее необходимо провести расчёты динамического нагружения РКН от соответствующих продольных воздействий при различных случаях нагружения РН. То есть, при расчёте нагрузок на перегородку известны законы продольных перемещений узлов подвеса перегородки  $u_0(t)$  и перемещения топлива в баке  $u_{\text{ж}}(t)$  относительно системы координат, связанной с РН.

В связи с этим уравнение движения перегородки будет иметь следующий вид:

$$m_0 \ddot{u} = -k(\tilde{u} - u_0) - m_{\text{ж}}(\ddot{u} - \ddot{u}_{\text{ж}}) - a(\dot{u} - \dot{u}_0) + (ng + \ddot{u}_{\text{ж}})0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}} - m_0 ng, \quad (3)$$

где  $\tilde{u}$  – перемещение перегородки в системе координат, связанной с РН, состоящее из квазистатической составляющей  $u_{\text{ст}}$  и динамической  $u(t)$ ;  $a$  – диссипативная характеристика.

$$\tilde{u}(t) = u(t) + u_{\text{ст}}. \quad (4)$$

В уравнении (3) предпоследнее слагаемое является выталкивающей силой с учётом продольной квазистатической перегрузки  $n$  и последнее слагаемое – инерционной силой, действующими на массу перегородки  $m_0$  от квазистатического ускорения системы координат  $ng$ .

Подставив (4) в уравнение (3), для квазистатической составляющей получим равенство

$$-ku_{\text{ст}} + ng 0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}} - m_0 ng = 0, \quad (5)$$

откуда

$$u_{\text{ст}} = \frac{ng}{k} (0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}} - m_0). \quad (6)$$

При этом динамическая составляющая будет удовлетворять уравнению

$$m_0 \ddot{u} = -k(u - u_0) - m_{\text{ж}}(\ddot{u} - \ddot{u}_{\text{ж}}) - a(\dot{u} - \dot{u}_0) + \ddot{u}_{\text{ж}} 0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}}. \quad (7)$$

С учётом равенства  $0,668 S_{\text{п}} R_{\text{п}} \rho_{\text{ж}} = 2m_{\text{ж}}$  для перегородки приведём уравнение (7) к виду

$$(m_0 + m_{\text{ж}})\ddot{u} + a\dot{u} + ku = ku_0 + 3m_{\text{ж}}\ddot{u}_{\text{ж}} + a\dot{u}_0. \quad (8)$$



Интегрирование уравнения (8) ведётся в силу равенства (4) и отсутствия импульсных воздействий на перегородку с нулевыми начальными данными  $u(0) = \dot{u}(0) = 0$ .

После определения  $u(t)$  из уравнения (8) усилие в узлах крепления перегородки находится из соотношения  $F(t) = k(u(t) + u_{ст} - u_0(t))$ .

Выталкивающую силу мы в нашей задаче не будем учитывать ввиду незначительных её величин.

На данном этапе мы рассчитаем нагрузку на перегородку с учётом присоединённой массы жидкости при случае «Старт-АВДУ» (аварийное выключение двигательной установки), как одном из самых нагруженных для данной системы. При расчёте нагрузок на перфорированную перегородку использовался нелинейный динамический анализ Nonlinear Transient Response (SOL 129) [7], в котором в качестве нагружения было приложено воздействие на топливный бак от двигателей при случае «Старт-АВДУ» (рис. 2).

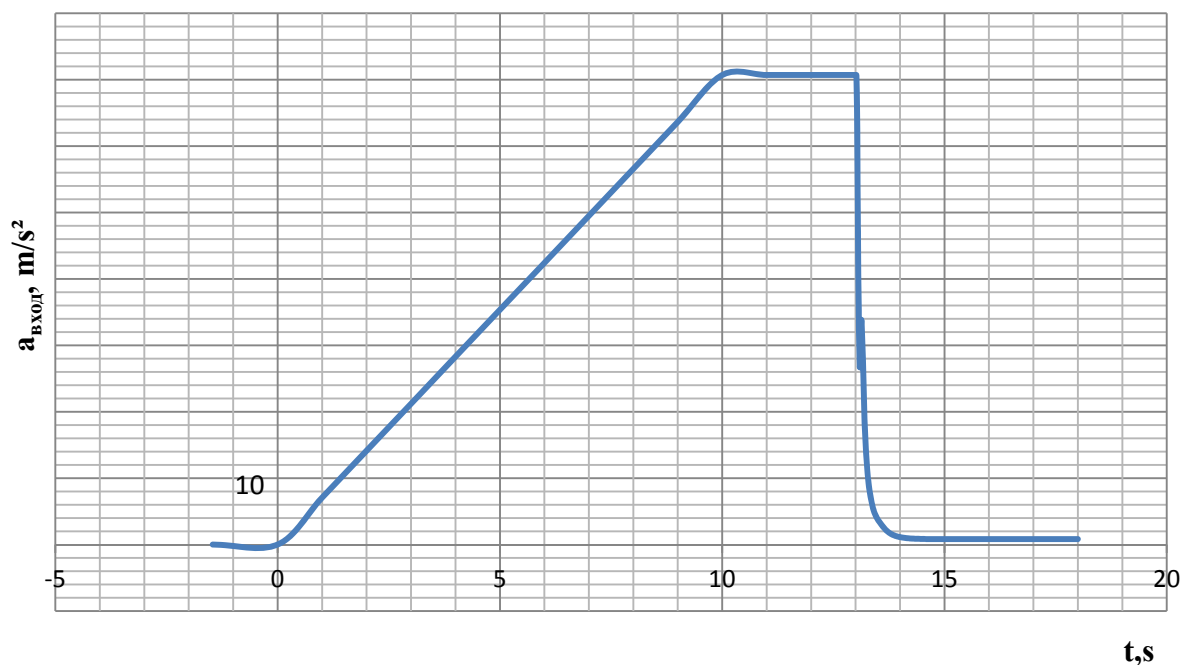


Рис. 2. График воздействия на бак от двигателей при случае нагружения «Старт-АВДУ»

### Результаты расчётов

Определили нагрузку на перегородку или усилие в пружинах  $k$  при гармонических колебаниях РН при случае «Старт-АВДУ» (от пульсаций тяги двигателя).

На рис. 3 изображён график результата расчёта, где видно, что максимальная перегрузка на перфорированную перегородку в данном случае нагружения имеет значение  $\sim 0,5g$ . Полученные результаты приведены вдоль оси  $X$  РН, что соответствует «наихудшему» (максимальному) случаю нагружения для узлов подвеса перегородки. По другим осям ( $Y$  и  $Z$ ) результаты расчёта значительно меньше.

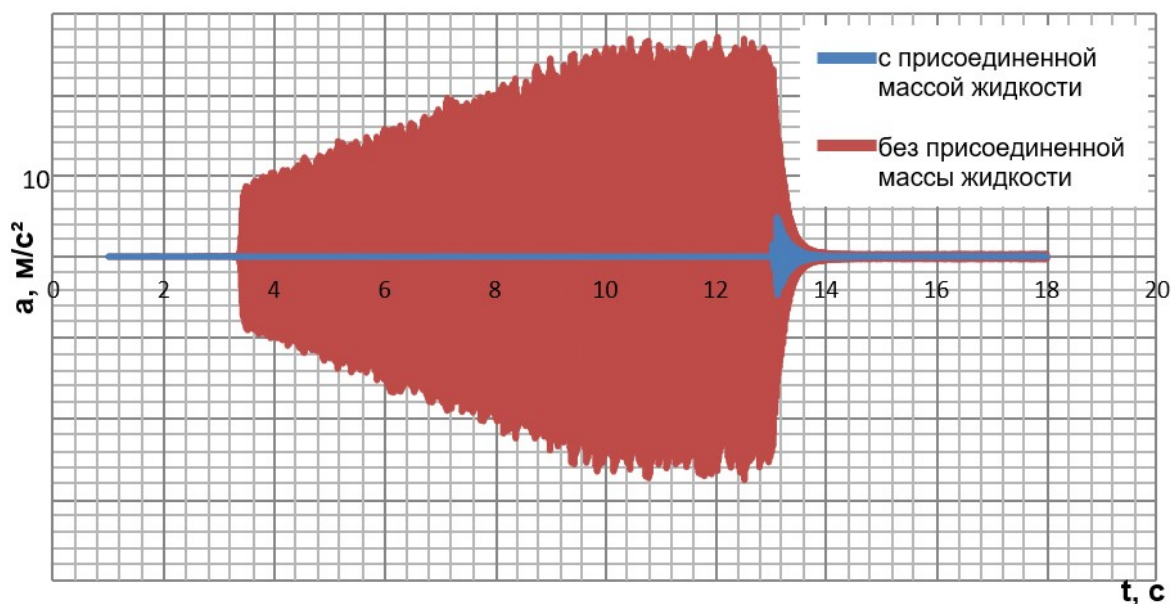


Рис. 3. График результатов расчёта от воздействия на перегородку с присоединённой массой жидкости и без присоединённой массы жидкости при случае нагружения «Старт-АВДУ»

Для сравнения на рис. 3 приведены результаты расчёта той же перегородки и при том же случае, но без учёта присоединённой массы жидкости ( $\sim 2,8\text{ г}$ ). В данной системе жидкость в баке РН сыграла роль демпфера для возмущающего воздействия, но ещё большую роль сыграло «увеличение» массы перегородки за счёт присоединённой массы жидкости.

### Заключение

Таким образом, в настоящей статье мы определили нагрузки на узлы крепления перегородки, погруженной в жидкость. На следующем этапе исследования необходимо провести расчёты инерционной гидродинамической силы, распределённого гидроудара по поверхности перегородки, а также расчёт максимального перепада давления (разница давлений, приложенных к верхней и нижней поверхности) на перегородке при начале работы двигателя и его аварийном выключении с главной ступени тяги при максимальном уровне топлива в баке. Результаты расчёта послужат исходными данными для расчёта суммарных нагрузок на перфорированную перегородку топливного бака РН. Затем эти данные послужат для прочностного расчёта перегородки.

### Библиографический список

1. Рабинович Б.И. Об уравнениях упругих колебаний тонкостенных стержней с жидким заполнением при наличии свободной поверхности // Известия Академии наук СССР. Отделение технических наук. 1959. № 4. С. 63-68.
2. Шмаков В.П. Об уравнениях осесимметричных колебаний цилиндрической оболочки с жидким заполнением // Известия АН СССР. Механика и машиностроение. 1964. № 1. С. 170-173.
3. Моисеев Н.Н. К теории колебаний упругих тел, имеющих жидкие полости // Прикладная математика и механика. 1959. Т. 23, № 5. С. 862-878.
4. Александрович Л.И., Лампер Р.Е. Собственные колебания упругого осесимметричного сосуда произвольного контура // Труды VI Всесоюзной конференции по теории оболочек и пластинок. М.: Наука, 1966. С. 25-27.

5. Лампер Р.Е. К расчёту собственных колебаний баков методом Ритца с варьируемым параметром // Труды VII Всесоюзной конференции по теории оболочек и пластинок. М.: Наука, 1970. С. 351-354.

6. Шиманский Ю.А. Динамический расчёт судовых конструкций. Ленинград: Судпромгиз, 1963. 444 с.

7. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

## DETERMINATION OF LOADS ON PERFORATED TANK PARTITION

© 2020

**A. G. Filipov** Engineer; Joint Stock Company “Space Rocket Centre Progress”, Samara, Russian Federation;

Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation;

[iskander-filipov@yandex.ru](mailto:iskander-filipov@yandex.ru)

**I. E. Glazkov** Engineer; Joint Stock Company “Space Rocket Centre Progress”, Samara, Russian Federation;

Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation;

[reiser733@yandex.ru](mailto:reiser733@yandex.ru)

The article presents a solution to the problem of dynamic loading of a perforated partition located in the fuel tank of a launch vehicle. A technique for calculating the dynamic loading of the partition is described. Its equation of motion was decomposed into components and the loads at harmonic oscillations of the launch vehicle were calculated. The acceleration of the attachment points and the acceleration of the oscillators simulating the oscillations of the fuel tank, obtained from the solution of the general dynamic problem for assessing the hydrodynamic force for the launch vehicle, were given as the initial data for the dynamic calculation of loads. At this stage, the load on the partition was calculated, taking into account the added mass of the liquid in the event of an emergency shutdown of the propulsion system, as one of the most heavily loaded for the system under discussion. Non-linear dynamic analysis was used to calculate the loads on the perforated partition. As a result of the calculation, forces were obtained in the attachment points of the element in question.

*Transient process; launch vehicle; dynamic model; finite element model; overloads; frequency response; quasi-static*

---

*Citation:* Filipov A.G., Glazkov I.E. Determination of loads on perforated tank partition. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 80-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-80-86

## References

1. Rabinovich B.I. On the equations of elastic vibrations of thin-walled rods with liquid filling in the presence of a free surface. *Izvestiya AN SSSR. Otdelenie Tekhnicheskikh Nauk*. 1959. No. 4. P. 63-68. (In Russ.)

2. Shmakov V.P. On the equations of axisymmetric vibrations of a cylindrical shell with liquid filling. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika i Mashinostroenie*. 1964. No. 1. P. 170-173. (In Russ.)

3. Moiseev N.N. On the theory of vibrations of elastic bodies with liquid cavities. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 1959. V. 23, Iss. 5. P. 1233-1254. DOI: 10.1016/0021-8928(59)90127-3

4. Aleksandrovich L.I., Lamper R.E. *Sobstvennyye kolebaniya uprugogo osesimmetrichnogo sosuda proizvol'nogo kontura. Trudy VI Vsesoyuznoy konferentsii po teorii obolochek i plastinok.* Moscow: Nauka Publ., 1966. P. 25-27. (In Russ.)

5. Lamper R.E. *K raschetu sobstvennykh kolebaniy bakov metodom Rittsa s var'iruемым параметром. Trudy VII Vsesoyuznoy konferentsii po teorii obolochek i plastinok.* Moscow: Nauka Publ., 1970. P. 351-354. (In Russ.)

6. Shimanskiy Yu.A. *Dinamicheskiy raschet sudovykh konstruktsiy* [Dynamic calculation of ship structures]. Leningrad: Sudpromgiz Publ., 1963. 444 p.

7. Rychkov S.P. *Modelirovanie konstruktsiy v srede Femap with NX Nastran* [Simulation of structures in Femapwith NX Nastran]. Moscow: DMK Press Publ., 2013. 784 p.

**ПРЕССОВАНИЕ ПОРИСТЫХ ТЕЛ ИЗ МАТЕРИАЛА МР**

© 2020

- А. И. Ермаков** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, научный руководитель ОНИЛ-1; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ermakov\\_fdla@mail.ru](mailto:ermakov_fdla@mail.ru)
- Д. П. Давыдов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, старший научный сотрудник ОНИЛ-1; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [dpdavydov@yandex.ru](mailto:dpdavydov@yandex.ru)
- В. И. Щемелев** аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, инженер-конструктор ОНИЛ-1; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [vadimmenn@rambler.ru](mailto:vadimmenn@rambler.ru)
- Г. В. Лазуткин** доктор технических наук, ведущий научный сотрудник ОНИЛ-1; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [lazutkin.gennadij@mail.ru](mailto:lazutkin.gennadij@mail.ru)

В работе излагается решение задачи определения основного уравнения прессования пористых тел из материала МР, связывающего не только давление прессования с плотностью МР, но и другие физические параметры, в том числе и технологические параметры формирования заготовок. В работе были изложены основные положения теории прессования изделий из волоконного материала МР. Доказано, что идеальный процесс прессования пористых тел содержит два этапа для диапазона относительных плотностей  $[0,15; 0,7]$ . Было определено основное уравнение прессования изделий из МР. Доказано, что уравнения идеального прессования (при отсутствии сил внешнего трения) имеют вид степенных зависимостей давления прессования от плотности пористого тела. Получена степенная функция упрочнения материала проволоки в прессовке. Была проведена экспериментальная проверка выдвинутых гипотез и принятых допущений, которая показала их правомерность. Полученную теорию осесимметричного прессования волоконных тел и полученное основное уравнение прессования материала МР можно распространить на различные характеры режимов прессования и формы изделий. Результаты проведенных теоретических и экспериментальных исследований, а также их обобщение могут служить основой при изучении объёмного прессования пористых тел из волоконных материалов с учётом неравномерного распределения плотности по объёму.

*Материал МР; пористое тело; прессование; плотность; усилие; уравнение*

---

**Цитирование:** Ермаков А.И., Давыдов Д.П., Щемелев В.И., Лазуткин Г.В. Прессование пористых тел из материала МР // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 87-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-87-98

---

**Введение**

В России широко применяются упругопористые изделия из волоконного материала, получившего название «металлическая резина» (МР). Материал МР представляет собой пористую металлическую структуру (рис. 1), получаемую путем холодного прессования заготовки из взаимоперекрещивающихся проволочных спиралей.



*Рис. 1. Изделия из материала МР*

Материал МР способен длительно противостоять агрессивным средам, высоким и низким температурам, глубокому вакууму, влажности, соленому морскому туману, радиации, плесневым грибкам и другим неблагоприятным внешним воздействиям. Такие уникальные возможности материала МР обусловили широкие области применения получаемых из него изделий:

- защита объектов от вибрации и ударов, подавление шума;
- термозащита объектов и их элементов;
- фильтрация различных сред с тонкостью очистки 10 – 300 мкм;
- уплотнение неподвижных стыков в конструкциях.

Метод получения МР допускает гибкое управление его характеристиками, главным образом за счёт соответствующего выбора свойств материала проволоки, а также параметров процесса прессования.

Технологический рывок в создании новых пористых материалов с уникальными свойствами определил особую важность и актуальность теоретических и экспериментальных исследований особенностей процессов формования изделий из таких материалов.

В настоящей работе решается задача определения основного уравнения прессования пористых тел из материала МР, связывающего не только давление прессования с плотностью МР, но и другие физические параметры, в том числе и технологические параметры формирования заготовок. Поставленная задача решается экспериментально и теоретически с учётом обобщения существующих результатов, полученных с помощью континуального представления пористых тел, а также на основе их общих и частных принципов консолидации [1 – 14].

### **Уравнение идеального прессования изделий из материала МР**

Первоначально проведём анализ и обобщение основных результатов по прессованию порошковых и волоконных тел без учёта сил внешнего трения (идеальное прессование).

Изучение процессов прессования как порошковых, так и волоконных тел осуществляется обычно по двум направлениям. Первое из них основывается на применении гипотезы сплошности пористых материалов, получаемых при прессовании порошков или волокон [1; 2]. Второе направление базируется на теории контактных явлений [3; 4] и, согласно теории Ю.А. Бальшина, связано с процессом консолидации отдельных частиц порошка или волокон в пористом теле (неполная консолидация).

Теорию прессования волоконного тела, основанную на рассмотрении суммарного сопротивления его волокон изгибу, впервые сформулировал Ю.Г. Дорофеев [5]. Основываясь на допущениях о неизменности распределения точек контакта на длинах единичных отрезков, а также об отсутствии упрочнения материала волокна, Дорофеев предлагает уравнение прессования волокна в следующем виде:

$$\sigma_n = K \sigma_m \bar{\rho}_k^m, \quad (1)$$

где  $\sigma_n$  – давление прессования;  $K$  – постоянный коэффициент, зависящий от гипотез и допущений в модели, а также геометрических характеристик волокна;  $\sigma_m$  – предел текучести для материала волокна;  $\bar{\rho}_k = \rho_k / \rho_i$ ,  $\rho_k$  – соответственно относительная и размерная плотности прессовки;  $\rho_i$  – размерная плотность материала волокна;  $m$  – показатель степени, подлежащий определению.

М. Ю. Бальшин [3] уточнил рассмотренную теорию для начального этапа прессования  $\forall \bar{\rho}_k \in [0,25; 0,35]$  волоконных тел. Основываясь на методах теории вероятности, он полагает длину единичного отрезка обратно пропорциональной относительной плотности –  $\bar{\rho}_k$ , а их число пропорциональным величине  $\bar{\rho}_k^2$ . В результате полученное уравнение прессования контактного типа для начального этапа прессования волокна имеет вид, аналогичный уравнению (1) для  $m = 3$ :

$$\sigma_n = K \sigma_m \bar{\rho}_k^3 = \sigma_k \bar{\rho}_k^3, \quad (2)$$

где  $\sigma_k = K \sigma_m$  – критическое (контактное) напряжение прессования.

Углубляя анализ вопросов формирования пористых тел, отметим, что в работе [4] для всех реализуемых плотностей порошковых тел доказано, что основное уравнение прессования может интерполироваться зависимостью:

$$\sigma_n = \frac{\sigma_k \bar{\rho}_k^m \left( 1 - \frac{\bar{\rho}_3^m}{\bar{\rho}_k^m} \right)}{1 - \bar{\rho}_3^m}. \quad (3)$$

В практике изготовления волоконных тел, в том числе из материала МР, относительная плотность заготовок  $\bar{\rho}_3 = \rho_3 / \rho_i$  обычно изменяется от 0,035 до 0,15, а величина  $\bar{\rho}_3 / \bar{\rho}_k$  – от 0,1 до 0,25. Следовательно величины  $\bar{\rho}_3^m$  и  $(\bar{\rho}_3 / \bar{\rho}_k)^m$  при  $m \geq 3$  приобретают значения второго порядка малости по сравнению с единицей. Тогда уравнение прессования порошковых тел (3) можно записать в виде  $\sigma_n \approx \sigma_k \bar{\rho}_k^m$ , аналогичном для уравнений прессования волоконных тел (1) и (2).

Следовательно между процессами прессования пористых тел с различной структурой существует взаимно однозначное соответствие, объясняемое наличием общих признаков, таких как пористость, упруго-пластичные и фрикционные связи между структурными элементами (гранулы порошка, проволоочные волокна). Этот важный вывод позволяет при создании теории прессования изделий из материала МР в равной степени использовать полученные ранее результаты исследований как волоконных, так и порошковых тел.

Начальный этап прессования для волоконного материала МР в диапазоне  $\forall \bar{\rho}_k \in [0,25; 0,35]$  характеризуется наличием в большей мере упругих деформаций витков спиралей. Следующий, основной этап прессования МР  $\forall \bar{\rho}_k \in [0,35; 0,7]$ , отличается резко возрастающими пластическими деформациями проволоки за счёт её изгиба. Основной этап сопровождается упрочнением материала проволоки, постепенно расширяющимся по всей её длине в прессовке. Это явление не учитывается в работах Дорофеева и Бальшина.

Поскольку материал металлической проволоки МР на растяжение или сжатие имеет одинаковые характеристики упрочнения, то для их учёта по аналогии с порошковыми телами можно принять модель жёстко упрочняющегося тела с пределом текучести  $\sigma_m = \sigma_{02}$ , где  $\sigma_{02}$  – условный предел текучести (напряжение при деформации, равной 0,2%). Такая постановка позволяет воспользоваться приведенными в работе [4] расчётными данными относительной функции упрочнения в зависимости от плотности прессовки порошкового тела. Их аппроксимация степенной функцией с показателем 0,6 позволила найти зависимость (4) упрочнения материала проволоки МР от плотности.

$$\sigma_k = K_B \sigma_{02} \bar{\rho}_k^{0,6}, \quad (4)$$

где  $K_B$  – постоянный коэффициент, учитывающий влияние параметров материала МР.

Преобразуя выражение (2), запишем уравнение для основного этапа прессования МР  $\forall \bar{\rho}_k \in [0,35; 0,7]$  с учётом упрочнения материала проволоки:

$$\sigma_n = K_B \sigma_{02} \bar{\rho}_k^{3,6}. \quad (5)$$

Для начального этапа идеального прессования ( $\bar{\rho}_k < 0,35$ ) упрочнение проволоки практически не происходит и уравнение (5) преобразуется к виду, аналогичному (2):

$$\sigma_n = K \sigma_{02} \bar{\rho}_k^3. \quad (6)$$

Полученные уравнения (5), (6) не учитывают влияние сил внешнего трения на процесс прессования, что приводит к значительным погрешностям при проектировании пористых тел из материала МР.

### **Уравнение прессования изделий из материала МР с учётом внешнего трения**

Проанализируем основные силовые факторы процесса одностороннего прессования порошковых и волоконных изделий цилиндрической формы (рис. 2).

Усилие прессования  $P_n$  складывается из усилия, необходимого для уплотнения порошка или проволоки, и сил внешнего трения  $P_T$  при взаимодействии с прессформой.



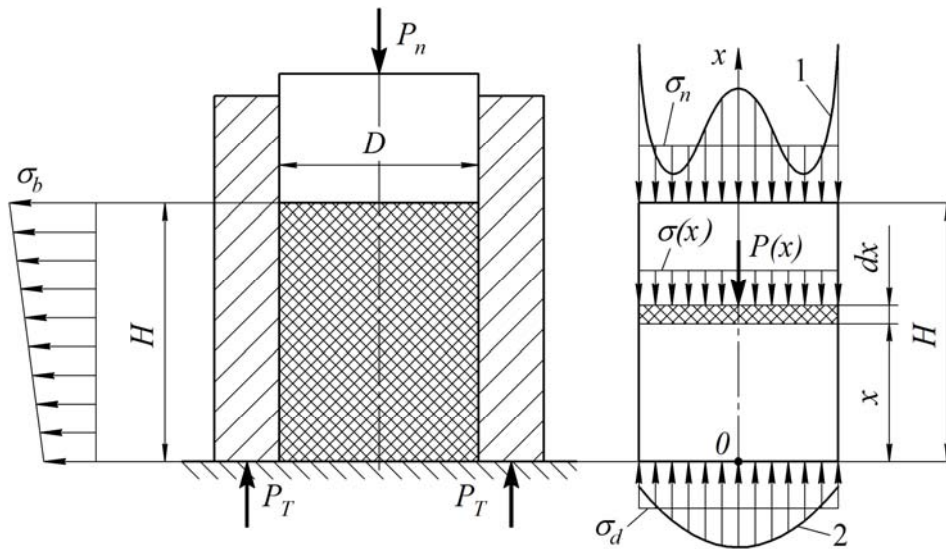


Рис. 2. Схема одностороннего прессования цилиндрических пористых тел из МР:  
1, 2 – характерный вид эпюр давления прессования на верхнем пуансоне и дне пресс-формы

Рассматривая прессуемое тело как квазисплошную среду, запишем выражение для элементарной силы трения  $dP_T$ :

$$dP_T = \frac{4fK_b}{D} P(x) dx, \quad (7)$$

где  $f$  – коэффициент внешнего трения о гильзу пресс-формы;  $K_b = \sigma_b(x)/\sigma(x)$  – коэффициент бокового давления;  $\sigma(x)$  – давление прессования в сечении  $x$ ;  $\sigma_b(x)$  – давление на стенку пресс-формы в сечении  $x$ ;  $dx$  – толщина элементарного кольца диаметром  $D$ ;  $P(x) = P_n - P_T(x) = \sigma(x)\pi D^2/4$  – усилие прессования в сечении  $x$ ;  $P_T(x)$  – сила внешнего трения в сечении  $x$ ;  $P_n = \sigma_n \pi D^2/4$  – усилие прессования;  $\sigma_n$  – осредненное полное давление прессования.

Из анализа выражения (7) следует, что коэффициенты внешнего трения  $f$  и бокового давления  $K_b$  являются главными факторами, определяющими величину силы трения  $P_T$ . Причём сила трения, изменяющаяся по высоте прессовки  $H$  и вызывающая неравномерность эпюры давления прессования (рис. 2, кривые 1 и 2), способствует возникновению регулярной неоднородности плотности изделия по объёму.

Обратимся к анализу экспериментальных данных по закономерностям поведения коэффициентов внешнего трения и бокового давления при прессовании порошковых тел. Так, в работе [4] приведённые данные для пористых тел из железного восстановленного порошка показывают, что произведение  $fK_b$ , именуемое в дальнейшем комплексом трения, в диапазоне относительных плотностей  $\bar{\rho}_k \in [0,4; 0,85]$  изменяется соответственно в пределах  $fK_b \in [0,095; 0,11]$ . Следовательно с погрешностью около 7% можно указать среднее значение величины  $(fK_b)_{cp} = 0,1025$ .

В свою очередь, взаимно однозначное соответствие процессов прессования порошковых и волоконных тел позволяет предположить, что для них условие

$f K_b = \text{const}$  является общим. Тогда уравнение (7) можно записать в интегральном виде:

$$\int_0^{P_T(x)} \frac{dP_T}{P_n - P_T(x)} = \frac{4fK_b}{D} \int_0^x dx. \quad (8)$$

Решение этого уравнения позволяет получить выражение для силы трения в сечении  $x$ :

$$P_T(x) = P_n \left( 1 - e^{-\frac{4fK_b x}{D}} \right). \quad (9)$$

Соответственно для давления в сечении  $x$  прессовки получим:

$$\sigma(x) = \sigma_n e^{-\frac{4fK_b(H-x)}{D}}. \quad (10)$$

Принимая в выражении (9)  $x = H$ , а в выражении (10)  $x = 0$ , соответственно получим:

для полной силы трения  $P_T$

$$P_T = P_n \left( 1 - e^{-\frac{4fK_b H}{D}} \right); \quad (11)$$

для осреднённого давления на дно пресс-формы  $\sigma_d$  (рис. 2)

$$\sigma_d = \sigma_n e^{-\frac{4fK_b H}{D}}. \quad (12)$$

Рассмотрим влияние внешнего трения на процесс прессования изделий из МР. Высоту элементарного кольца  $dx$  (рис. 2) можно выразить с помощью массовых характеристик прессовки:

$$dx = \frac{4dM}{\rho(x)\pi D^2}, \quad (13)$$

где  $M$  – масса проволоки в прессовке;  $\rho(x)$  – плотность прессовки в сечение  $x$ .

Тогда плотность  $\rho(x)$  с учётом выражений (5), (10) и (13), на основном этапе прессования может быть представлена в виде соотношения

$$\rho(x) = \rho_i \left( \frac{\sigma_n}{K_B \sigma_{02}} \right)^{0,278} e^{-\frac{1,11fK_b}{D}(H-x)}. \quad (14)$$

С помощью выражения (14) запишем уравнение (13) в квадратурах:

$$\int_0^M dM = \rho_i \frac{\pi D^2}{4} \left( \frac{\sigma_n}{K_B \sigma_{02}} \right)^{0,278} \int_0^H e^{-\frac{1,11f K_b}{D}(H-x)} dx. \quad (15)$$

Массу  $M$  можно выразить с помощью параметров заготовки и прессовки:

$$\rho_3 H_3 = \rho_k H, \quad (16)$$

где  $H_3$  – высота цилиндрической заготовки с плотностью  $\rho_3$ .

Интегрируя уравнение (15) с учётом выражения (16), получаем уравнение основного этапа прессования материала МР с учётом внешнего трения:

$$\sigma_n = 1,46 K_B \sigma_{02} \left( \frac{f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3}{1 - e^{-\frac{1,11f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3}{\bar{\rho}_k}}} \right)^{3,6}, \quad (17)$$

где  $\Phi_3 = H_3/D$  – фактор формы заготовки.

Учитывая выражение (6), аналогично получаем уравнение начального этапа прессования материала МР с учётом внешнего трения:

$$\sigma_n = 2,37 K \sigma_{02} \left( \frac{f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3}{1 - e^{-\frac{1,33f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3}{\bar{\rho}_k}}} \right)^3. \quad (18)$$

Запишем в классе кусочно-непрерывных функций основное уравнение прессования пористых тел из волоконного материала МР на начальном и основном этапах. Для этого произведём сшивку уравнений (17) и (18) в точке  $(\bar{\rho}_k, \sigma_n(\bar{\rho}_k))$ . Неизвестное значение коэффициента  $K$  найдём из условия  $\bar{\rho}_k = 0,35$ :

$$K = 0,616 K_B \frac{(1 - e^{-3,8f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3})^3}{(1 - e^{-3,17f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3})^{3,6}} (f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3)^{0,6}. \quad (19)$$

Значение коэффициента  $K_B$  определяется экспериментально с помощью соотношения

$$K_B^{(e)} = 0,685 \frac{\sigma_n^{(e)}}{\sigma_{02}} \left( \frac{1 - e^{-\frac{1,33f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3}{\bar{\rho}_k^{(e)}}}}{f K_b \bar{\rho}_3 \Phi_3} \right)^{3,6}, \quad (20)$$

где  $\sigma_n^{(e)}$  и  $\bar{\rho}_k^{(e)}$  – соответственно экспериментальные значения давления прессования и плотности, связанные теоретической зависимостью (17).

Таким образом, получение корректного основного уравнения прессования изделий из МР должно быть неразрывно связано с результатами экспериментальных исследова-

дований. Они должны подтвердить степенной вид функций на начальном и основном этапах прессования, а также уточнить теоретически найденные значения показателей  $m$ . С помощью указанных выше результатов должна быть осуществлена проверка достоверности гипотезы  $fK_b = \text{const}$  и определено осреднённое значение коэффициента  $K_B^{(e)}$ .

### Экспериментальное изучение процесса прессования материала МР

Проверка гипотезы  $fK_b = \text{const}$  и определение его значений осуществлялась на основе расчётной зависимости (21), полученной из выражения (11):

$$fK_b = \frac{\bar{\rho}_k^{(e)}}{4\bar{\rho}_3^{(e)}\Phi_3^{(e)}} \ln \left( 1 - \frac{P_T^{(e)}}{P_n^{(e)}} \right), \quad (21)$$

где  $\bar{\rho}_k^{(e)}$ ,  $\bar{\rho}_3^{(e)}$ ,  $\Phi_3^{(e)}$ ,  $P_T^{(e)}$ ,  $P_n^{(e)}$  – экспериментальные значения соответствующих величин.

На рис. 3 представлены результаты испытаний образцов из материала МР в интересующем диапазоне плотностей  $\bar{\rho}_k \in [0,11; 0,7]$ , полученные обработкой с помощью формулы (21) экспериментальных данных, приведённых в работе [6]. При этом среднее значение комплекса трения оказалось равным  $(fK_b)_{cp} = 0,105$ , а значение коэффициента  $K_B^{(e)} = 2,089$ .

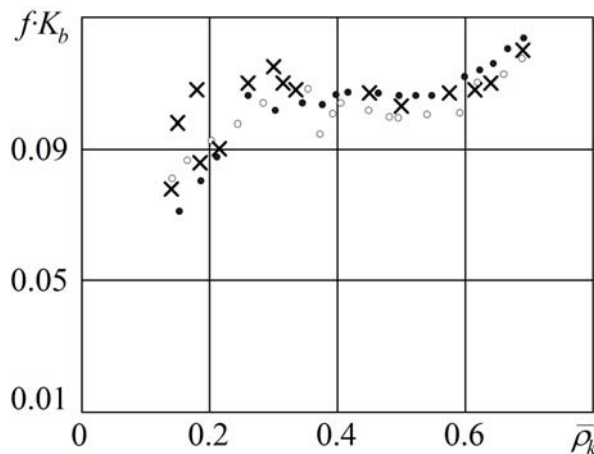


Рис. 3. Зависимость комплекса трения от плотности пористого тела из материала МР:

• –  $\Phi_3^{(e)} = 2$ ; ○ –  $\Phi_3^{(e)} = 4$ ; × –  $\Phi_3^{(e)} = 6$

На рис. 4 представлены результаты экспериментальных исследований по определению зависимости безразмерных давления прессования  $\bar{\sigma}_n$  от средней плотности прессовки при различных параметрах материала МР и механических характеристиках материала проволоки.

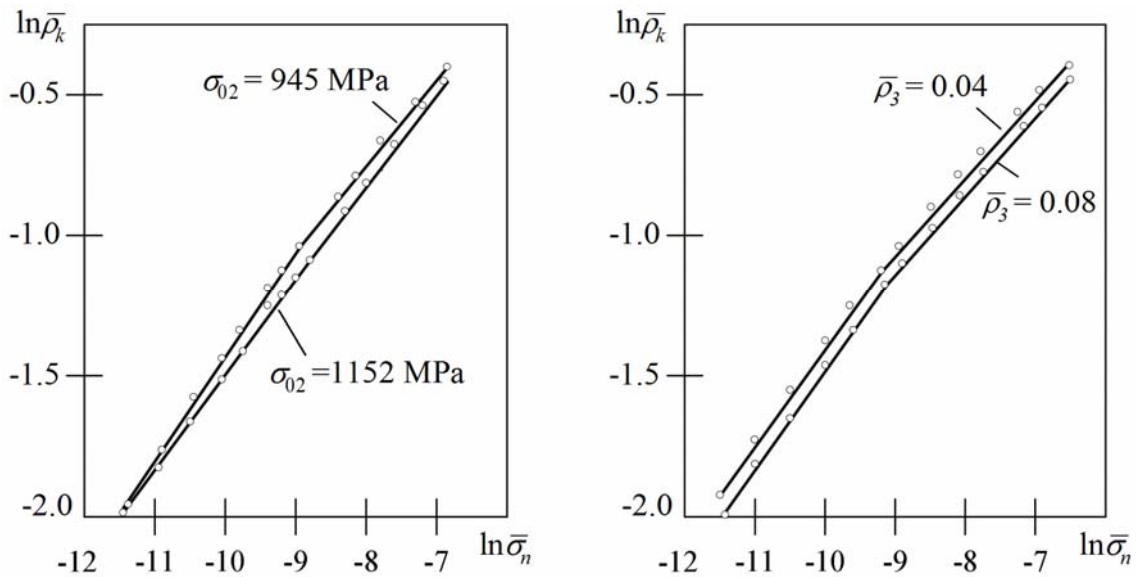


Рис. 4. Исследования процесса прессования пористых цилиндрических тел из материала МР

Все полученные зависимости характеризуются двумя явно выраженными участками (два этапа прессования). Диапазоны изменения показателя степени  $m$  для начального этапа составили [2,42; 2,89], а для основного – [3,46; 4,0]. То есть для основного этапа оказывается справедливой гипотеза об упрочнении материала проволоки, по характеру близкому к упрочнению частиц в порошковых прессовках. Уменьшение показателя степени для начального этапа прессования до 2,89 определяется, по-видимому, влиянием сил внешнего трения.

Оказалось, что давление  $\sigma_n$  при других зафиксированных параметрах прямо пропорционально величине  $\sigma_{02}$ . Эти результаты хорошо согласуются с теоретическими данными (смотри выражения (5), (6)). Кроме того, было выявлено влияние на процесс прессования плотности заготовки (степени радиального прессования заготовки)  $\bar{\sigma}_n = K_p \bar{\rho}_3^{0,22}$ , где  $K_p$  – постоянный коэффициент). Влияние геометрических параметров проволочных спиралей и фактора формы  $\Phi_3$  на характер процессов прессования находится в пределах погрешности эксперимента.

В итоге, обобщая результаты теоретических и экспериментальных исследований с учётом выражений (17) – (21), запишем полуэмпирическое основное уравнение для одностороннего прессования пористых тел из материала МР в следующем виде:

$$\sigma_n = \sigma_{02} \bar{\rho}_3^{0,22} \cdot 10^{-3} \begin{cases} 4,839 \left( \frac{\bar{\rho}_3 \Phi_3}{1 - e^{-\frac{0,133 \bar{\rho}_3 \Phi_3}{\bar{\rho}_k}}} \right)^3, & \forall \bar{\rho}_k \in [0,11; 0,35]; \\ 1,406 \left( \frac{\bar{\rho}_3 \Phi_3}{1 - e^{-\frac{0,111 \bar{\rho}_3 \Phi_3}{\bar{\rho}_k}}} \right)^{3,6}, & \forall \bar{\rho}_k \in [0,35; 0,7]. \end{cases} \quad (22)$$

### **Заключение**

Разработанную теорию осесимметричного прессования волоконных тел и полученное основное уравнение прессования материала МР (22) можно распространить на различные характеры режимов прессования и формы изделий.

Так, для двухстороннего режима прессования цилиндрических изделий достаточно принять  $\Phi_3^{(d)} = 0,5\Phi_3$ .

В случае произвольного контура боковой поверхности изделия, имеющего внутреннюю полость, достаточно определить фактор формы заготовки:

$$\Phi_3 = \frac{(L_H + L_B)H_3}{4S_n},$$

где  $L_H, L_B$  – геометрические параметры наружного и внутреннего контуров поперечного сечения прессуемого тела;  $S_n$  – площадь поперечного сечения.

Результаты проведённых теоретических и экспериментальных исследований, а также их обобщение могут служить основой при изучении объёмного прессования пористых тел из волоконных материалов с учётом неравномерного распределения плотности по объёму.

### **Библиографический список**

1. Перельман В.Е. Формование порошковых материалов. М.: Металлургия, 1979. 232 с.
2. Штерн М.Б., Сердюк Г.Г., Максименко Л.А. Феноменологические теории прессования порошков. Киев: Наукова думка, 1982. 140 с.
3. Бальшин М.Ю. Научные основы порошковой металлургии и металлургии волокна. М.: Металлургия, 1972. 336 с.
4. Жданович Г.М. Теория прессования металлических порошков. М.: Металлургия, 1969. 264 с.
5. Дорофеев Ю.Г. Динамическое горячее прессование пористых материалов. М.: Наука, 1977. 216 с.
6. Лазуткин Г.В., Суханов К.И. Исследование процесса прессования изделий из материала МР // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев: КуАИ, 1987. С. 85-93.
7. Sokol L. Metal-fibre filters // Powder Metallurgy. 1965. V. 8, Iss. 15. P. 114-128. DOI: 10.1179/pom.1965.8.15.007
8. Карпинос Д.М. Особенности уплотнения проницаемых материалов на основе непрерывных металлических волокон // Порошковая металлургия. 1985. № 1. С. 15-18.
9. Косторнов А.Г. Проницаемые металлические волокнистые материалы. Киев: Техника, 1983. 128 с.
10. Шайморданов Л.Г. Статическая механика деформирования волокнистых нетканых пористых тел. Красноярск: Красноярский государственный университет, 1989. 152 с.
11. Reut O., Boginskyi L., Petiushik Y. Dry isostatic pressing of compactable materials. Minsk: Debor, 1998.
12. German R.M. Particle packing characteristics. Princeton: Metal Powder Industries Federation, 1989. 443 p.

13. Huo S.H., Qian M., Schaffer G.B., Crossin E. Aluminium powder metallurgy // *Fundamentals of Aluminium Metallurgy: Production, Processing and Applications*. 2010. P. 655-701. DOI: 10.1533/9780857090256.3.655

14. Lee M.G., Lee K.W., Hur H.K., Kang K.J. Mechanical behavior of a wire-woven metal under compression // *Composite Structures*. 2013. V. 95. P. 264-277. DOI: 10.1016/j.compstruct.2012.06.016

## PRESSING OF POROUS BODIES MADE OF MR WIRE MATERIAL

© 2020

- A. I. Ermakov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Engine Construction and Design, Scientific Director of ONIL-1; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [ermakov\\_fdla@mail.ru](mailto:ermakov_fdla@mail.ru)
- D. P. Davydov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Aircraft Engine Construction and Design, Senior Researcher of ONIL-1; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [dpdavydov@yandex.ru](mailto:dpdavydov@yandex.ru)
- V. I. Shchemelev** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Construction and Design, Design Engineer of ONIL-1; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [vadimmenn@rambler.ru](mailto:vadimmenn@rambler.ru)
- G. V. Lazutkin** Doctor of Science (Engineering), Leading Researcher of ONIL-1; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [lazutkin.gennadij@mail.ru](mailto:lazutkin.gennadij@mail.ru)

The paper presents a solution to the problem of determining the basic equation for pressing of porous bodies made of MR material that relates not only the molding pressure to the MR density, but also other physical parameters, including the technological parameters of blank formation. The paper outlines the basic assumptions of the theory of compression molding of items made of MR fibrous material. It has been proved that the ideal process of pressing porous bodies contains two stages for a range of relative densities [0,15; 0,7]. The basic equation of pressing of MR products was determined. It was proved that the equations of ideal pressing (in the absence of external friction forces) have the form of power-law dependences of the molding pressure on the density of the porous body. The power function of hardening of the wire material in the press was obtained. An experimental test of the hypotheses put forward and the assumptions made was carried out, which showed their validity. The obtained theory of axisymmetric pressing of fiber bodies and the obtained basic equation for pressing the MR material can be extended to various types of pressing modes and product shapes. The results of the performed theoretical and experimental studies, as well as their generalization, can serve as a basis for studying mass molding of porous bodies made of fiber materials, taking into account the uneven distribution of density over the volume.

*MR material; porous body; pressing; density; force; equation*

---

*Citation:* Ermakov A.I., Davydov D.P., Shchemelev V.I., Lazutkin G.V. Pressing of porous bodies made of MR wire material. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 87-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-87-98

## References

1. Perel'man V.E. *Formovanie poroshkovykh materialov* [Forming of powder materials]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1979. 232 p.
2. Shtern M.B., Serdyuk G.G., Maksimenko L.A. *Fenomenologicheskie teorii pressovaniya poroshkov* [Phenomenological theories of powder pressing]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1982. 140 p.

3. Bal'shin M.Yu. *Nauchnye osnovy poroshkovoy metallurgii i metallurgii volokna* [Scientific foundations of powder and fiber metallurgy]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1972. 336 p.
4. Zhdanovich G.M. *Teoriya pressovaniya metallicheskih poroshkov* [Theory of metal powder pressing]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1969. 264 p.
5. Dorofeev Yu.G. *Dinamicheskoe goryachee pressovanie poristykh materialov* [Dynamic hot pressing of porous materials]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 216 p.
6. Lazutkin G.V., Sukhanov K.I. Issledovanie protsessa pressovaniya izdeliy iz materiala MR. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1987. P. 85-93. (In Russ.)
7. Sokol L. Metal-fibre filters. *Powder Metallurgy*. 1965. V. 8, Iss. 15. P. 114-128. DOI: 10.1179/pom.1965.8.15.007
8. Karpinos D.M. Features of the compaction of permeable materials based on continuous metal fibers. *Poroshkovaya Metallurgiya*. 1985. No. 1. P. 15-18. (In Russ.)
9. Kostornov A.G. *Pronitsaemye metallicheskie voloknistye materialy* [Permeable metallic fibrous materials]. Kiev: Tekhnika Publ., 1983. 128 p.
10. Shaymordanov L.G. *Sticheskaya mekhanika deformirovaniya voloknistykh netkanykh poristykh tel* [Static mechanics of deformation of nonwoven fibrous porous bodies]. Krasnoyarsk: Krasnoyarsk State University Publ., 1989. 152 p.
11. Reut O., Boginskyi L., Petiushik Y. Dry isostatic pressing of compactable materials. Minsk: Debor, 1998.
12. German R.M. Particle packing characteristics. Princeton: Metal Powder Industries Federation, 1989. 443 p.
13. Huo S.H., Qian M., Schaffer G.B., Crossin E. Aluminium powder metallurgy. *Fundamentals of Aluminium Metallurgy: Production, Processing and Applications*. 2010. P. 655-701. DOI: 10.1533/9780857090256.3.655
14. Lee M.G., Lee K.W., Hur H.K., Kang K.J. Mechanical behavior of a wire-woven metal under compression. *Composite Structures*. 2013. V. 95. P. 264-277. DOI: 10.1016/j.compstruct.2012.06.016



## РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПЫЛИВАНИЯ ЖИДКОСТИ, ПОДАВАЕМОЙ ПОД УГЛОМ К НАПРАВЛЕНИЮ ПОТОКА И ОБОСНОВАНИЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ УГЛА НАКЛОНА ФОРСУНКИ ОТНОСИТЕЛЬНО ПОТОКА ГАЗА

© 2020

**Д. Н. Тесля** преподаватель;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[patmi@rambler.ru](mailto:patmi@rambler.ru)

**С. В. Митяев** курсант;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[sergey2798@mail.ru](mailto:sergey2798@mail.ru)

**П. А. Дробышев** курсант;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[pot.gres.fv@gmail.com](mailto:pot.gres.fv@gmail.com)

В рамках решения задачи повышения эффективности летательных аппаратов с возможностью полёта на сверхзвуковой скорости важным аспектом является снижение расходуемого на этом режиме полёта топлива, так как это наиболее перспективное направление в развитии авиации и эти режимы сопровождаются рядом существенных проблем, требующих решения совместными усилиями ведущих в этой области организаций. Для решения задачи по расширению диапазона использования форсажной камеры сгорания в процессе полёта летательного аппарата и снижения потребного для этого полёта топлива предлагается регулирование угла наклона подачи топлива относительно направления потока газа. Представлены результаты расчёта распределения форсажного топлива по объёму форсажной камеры сгорания, верифицированные с известными экспериментальными данными. Проведён анализ характерных точек на графиках зависимости основных переменных и обозначены возможные причины особенного протекания рабочего процесса в форсажной камере сгорания при изменении угла установки топливных форсунок. Предложены возможные варианты управления рабочим процессом в форсажной камере сгорания.

*Форсажная камера сгорания; газотурбинный двигатель; угол наклона; форсунка*

---

**Цитирование:** Тесля Д.Н., Митяев С.В., Дробышев П.А. Расчёт характеристик распыливания жидкости, подаваемой под углом к направлению потока и обоснование регулирования угла наклона форсунки относительно потока газа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-99-107

Известно [2 – 5], что при проектировании форсажной камеры сгорания для оценки устойчивости и эффективности рабочего процесса горения топлива в ней необходимо иметь данные о полях коэффициента избытка воздуха перед зоной горения (циркуляционной зоной).

В данной статье рассматриваются особенности расчёта распределения топлива в равномерном потоке газа в зависимости от угла наклона струйной форсунки, так как топливные коллекторы с такими форсунками получили широкое распространение в форсажных камерах и камерах сгорания ПВРД [1].

При подаче жидкости струйной форсункой в сносящий поток образуется факел распыливания жидкого топлива (рис. 1).

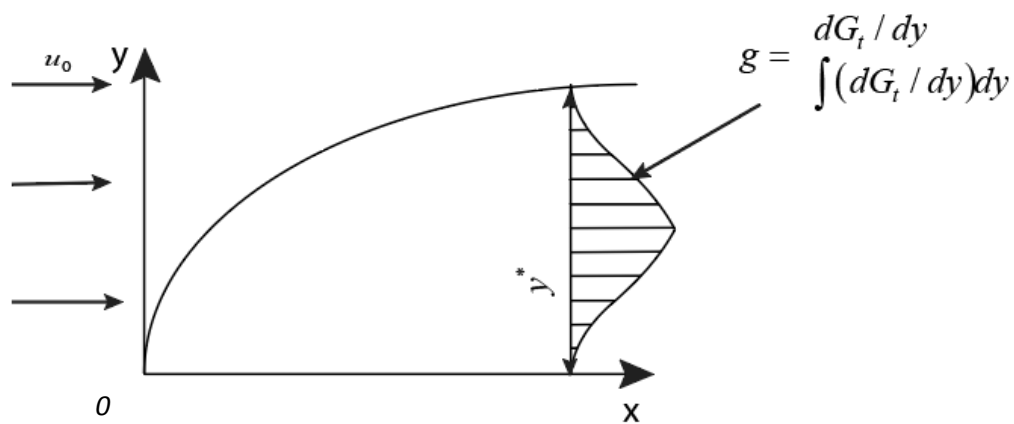


Рис. 1. Схема положения факела распыливания в потоке газа

Согласно экспериментальным исследованиям [1], для определения характеристик факела распыливания струйной форсунки изменялись следующие параметры:

- угол подачи топлива по отношению к направлению потока:  $45^\circ < \beta < 90^\circ$  ;
- диаметр сопла форсунки:  $0,4 < d_0 < 2,0$  мм;
- отношение перепада давления топлива на форсунке к скоростному напору газового потока:  $5 \leq \Delta p/q \leq 200$  ;
- относительное расстояние от сопла форсунки до плоскости измерения:  $20 \leq x/d_0 \leq 700$  ;
- физические свойства топлива.

Обработка экспериментальных данных по определению границ факела распыливания показала, что внутренняя граница факела распыливания совпадает с осью  $OX$  (рис. 1). Анализ результатов экспериментальных данных, полученных специалистами ЦИАМ [1], показал, что существует зависимость положения наружной границы факела распыливания от параметров потока и положения топливной форсунки (рис. 2).

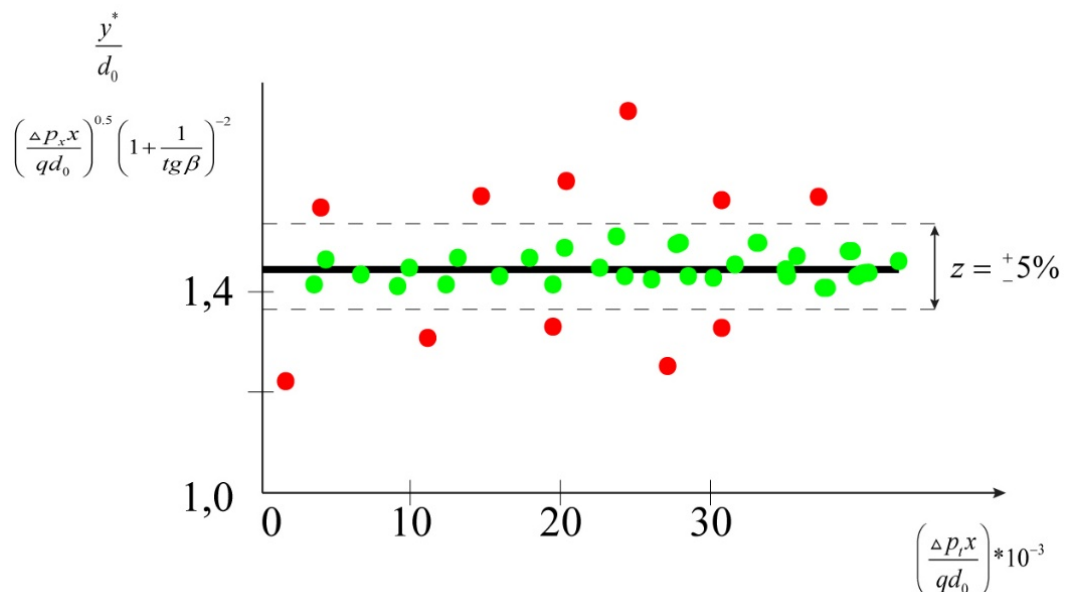


Рис. 2. Зависимость положения внешней границы факела распыливания от параметров потока и положения форсунки

В представленных результатах отражено, что 90% экспериментально полученных значений попадают в интервал от 1,38 до 1,52. При таких условиях допускается учёт того, что изменения искомого параметра близки к осреднённому значению 1,45 ( $\pm 5\%$ ). С другой стороны, 10% экспериментальных точек значительно отклоняются от осреднённого значения, что может быть связано с неточностью аппаратуры или датчиков в экспериментальной установке.

Из графика зависимости следует, что в исследованном диапазоне изменение параметра – положение наружной границы факела распыливания в потоке – описывается уравнением [1]:

$$\frac{y^*}{d_0} = 1,45 \left( \frac{\Delta p}{q} \right)^{0,5} \left( \frac{x}{d_0} \right)^{0,5} \left( 1 + \frac{1}{\operatorname{tg}\beta} \right)^{-2}, \quad (1)$$

где  $y^*$  – внутренняя граница факела;  $\Delta p$  – перепад давления топлива (керосин);  $q$  – скоростной напор газового потока;  $d_0$  – диаметр сопла форсунки;  $\frac{x}{d_0}$  – относительное расстояние от сопла форсунки до плоскости измерения;  $\operatorname{tg}\beta$  – тангенс угла наклона форсунки к направлению потока.

Результаты математического моделирования распределения форсажного топлива по формуле (1) в зависимости от угла наклона форсунки представлены на рис. 3.

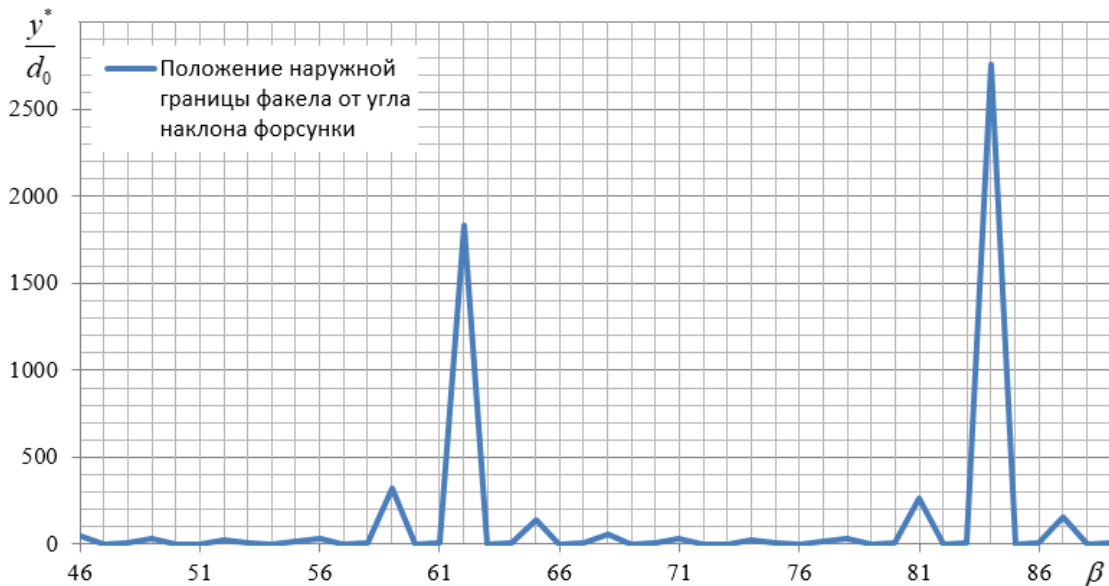


Рис. 3. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 46 до 89°

На представленном графике (рис. 3) видны повышения наружной границы факела на 62° и на 84° – угла наклона форсунки, из чего следует, что это позволяет оказывать влияние на рабочий процесс в форсажной камере сгорания. Для обеспечения заданной зоны горения и предотвращения попадания топлива в зоны, переобогащённые топливом, возможно изменение положения угла впрыска топлива в газовый поток. Представленный график (рис. 3) был построен в диапазоне экспериментальных данных [1].

Положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 180° представлены на рис. 4, 5.



Рис. 4. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 170°

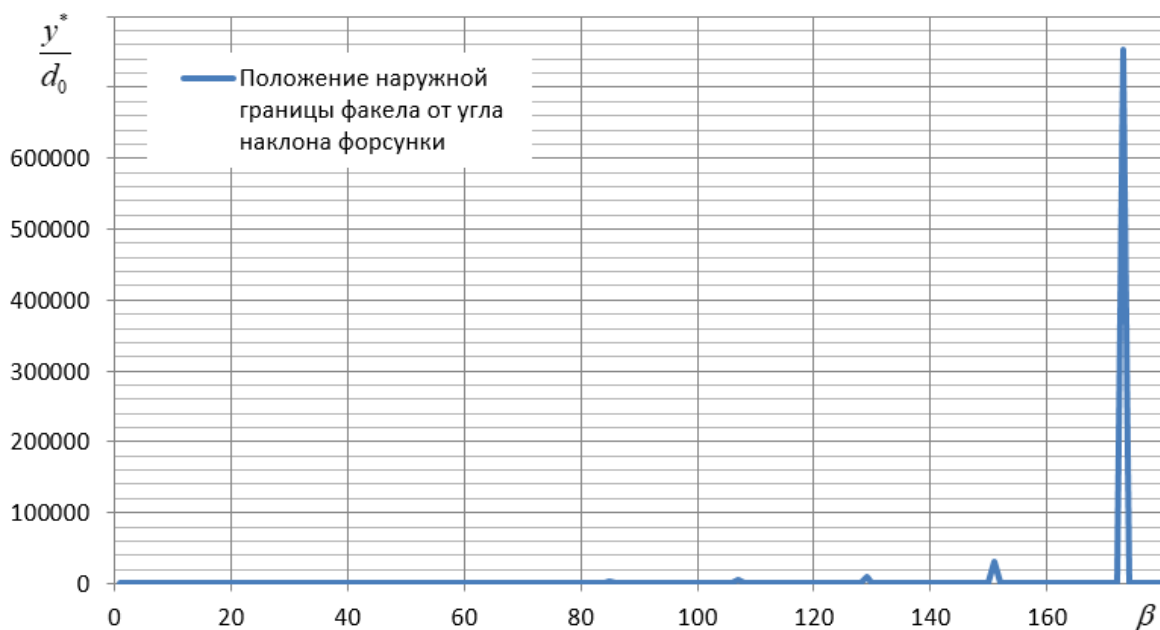


Рис. 5. Зависимость положения наружной границы факела от угла наклона форсунки в диапазоне от 1 до 180°

Анализ полученных результатов (рис. 4) показал, что образование скачков положения наружной границы факела, максимальное значение которых повышается с увеличением угла наклона, имеет графическую зависимость в виде параболы. Это может представлять интерес как с точки зрения достоверности расчётных формул, представленных в [1], которые не учитывают результаты вне указанного диапазона значений (рис. 3), так и с точки зрения использования в качестве ещё одного управляющего фактора для регулирования положения топливной форсунки.

Как следует из выражения (1), поперечный размер области потока ограничения внешней границей факела распыливания  $2y^*$  зависит от перепада давления топлива на форсунках  $\Delta p$  величины скоростного напора  $q$  и расстояния от сопла струйной форсунки  $x$ . Анализ изменения среднего по сечению значения коэффициента избытка воздуха [1] за одиночным элементом топливного коллектора длиной  $l$ , где расположено  $n$  струйных форсунок диаметром сопла форсунки  $d_0$ , показал, что расход воздуха между внешними границами факелов распыливания топливных форсунок равен:

$$G_B = 2\rho_0 U y^* l, \quad (2)$$

где  $G_B$  – расход воздуха между внешними границами факелов распыливания топливных форсунок;  $\rho_0$  – плотность воздуха при нормальных атмосферных условиях;  $U$  – скорость потока;  $y^*$  – область потока ограничения внешней границей факела;  $l$  – длина одиночного топливного коллектора.

Расход топлива в этой области составляет:

$$G_T = \mu n \frac{\pi d_0^2}{4} \sqrt{2\rho_T \Delta p}, \quad (3)$$

где  $G_T$  – расход топлива;  $\mu$  – безразмерный коэффициент;  $n$  – число струйных форсунок за одиночным элементом топливного коллектора;  $d_0$  – диаметр сопла форсунки;  $\rho_T$  – плотность топлива (керосин).

Искомая величина коэффициента избытка воздуха определяется согласно выражению (4):

$$\alpha_0^{КОЛ} = \frac{G_B}{L_0 G_T} = \frac{8\rho_0 U y^* l}{L_0 \mu n \pi d_0^2 \sqrt{2\rho_T \Delta p}}, \quad (4)$$

где  $\alpha_0^{КОЛ}$  – величина коэффициента избытка воздуха;  $L_0$  – стехиометрический коэффициент для топлива и воздуха.

В результате преобразования уравнения (4) с помощью уравнения (1) величина коэффициента избытка воздуха определится по уравнению (5):

$$\alpha_0^{КОЛ} = \frac{5,8(\alpha_0 - 1)}{\pi(1 + \alpha_0 L_0)} \frac{2}{\mu d_0 n} \left(\frac{\rho_0}{\rho_T}\right)^{0,5} \left(\frac{x}{d_0}\right)^{0,5} \left(1 + \frac{1}{\operatorname{tg} \beta}\right)^{-2}. \quad (5)$$

Результаты математического моделирования значения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора в зависимости от угла наклона форсунки представлены на рис. 6.

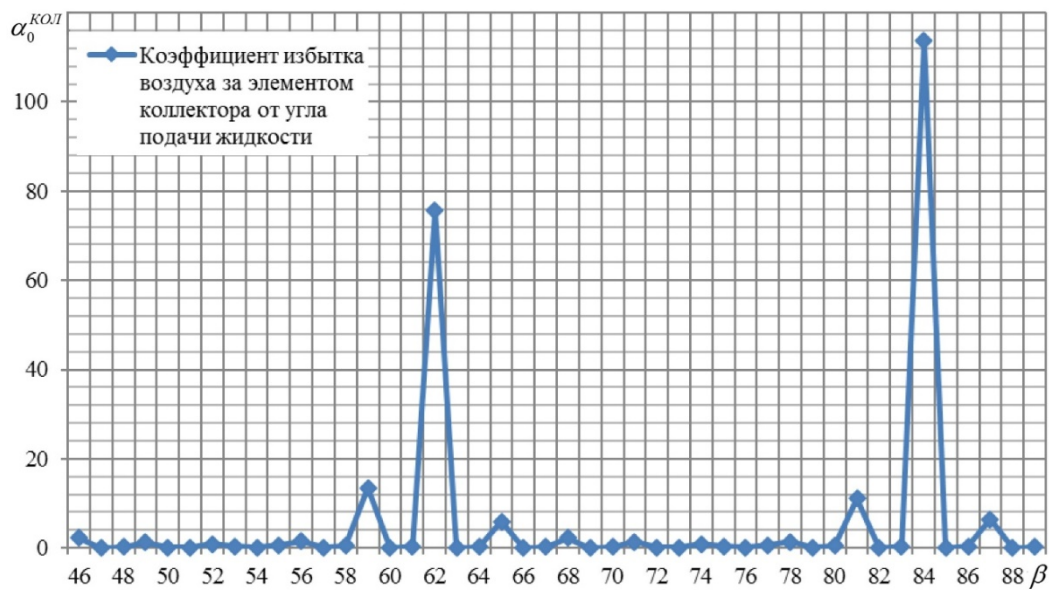


Рис. 6. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 46 до 89°

Из графика (рис. 6) видно, что наблюдается явление резкого повышения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора на 62° и на 84° угла наклона форсунки. Из этого следует, что управлять рабочим процессом в форсажной камере сгорания возможно за счёт изменения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора при изменении угла наклона подачи топлива в процессе неустойчивых режимов работы форсажной камеры сгорания. Представленный график (рис. 6) также построен в диапазоне экспериментальных данных, представленных в [1]. Зависимости значения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом коллектора от угла подачи топлива от 1 до 180° представлены на рис. 7, 8.

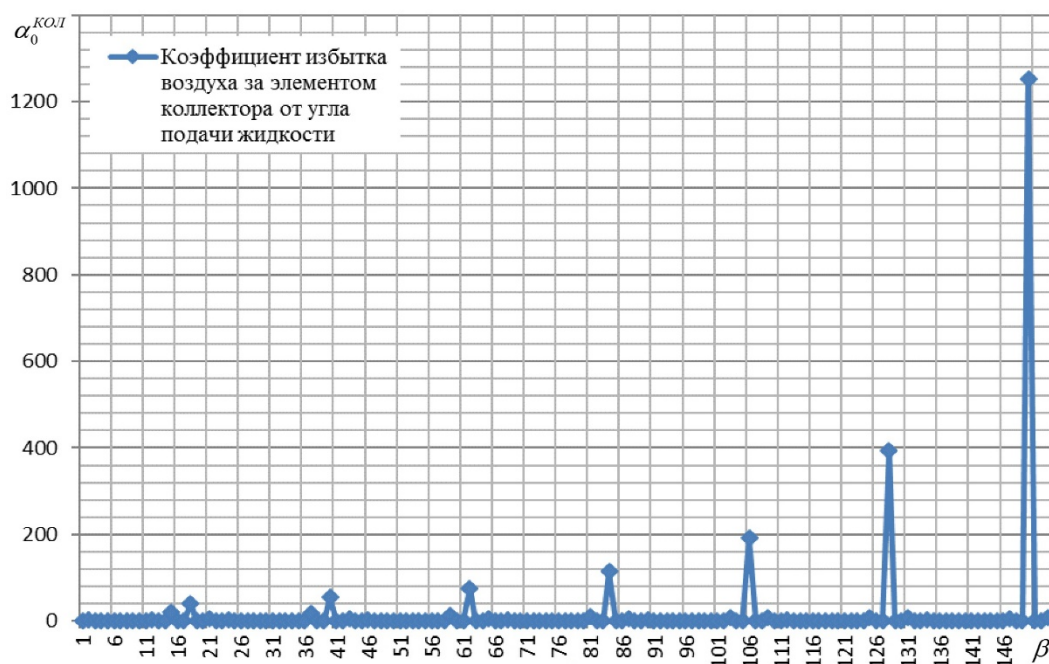


Рис. 7. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 1 до 180°

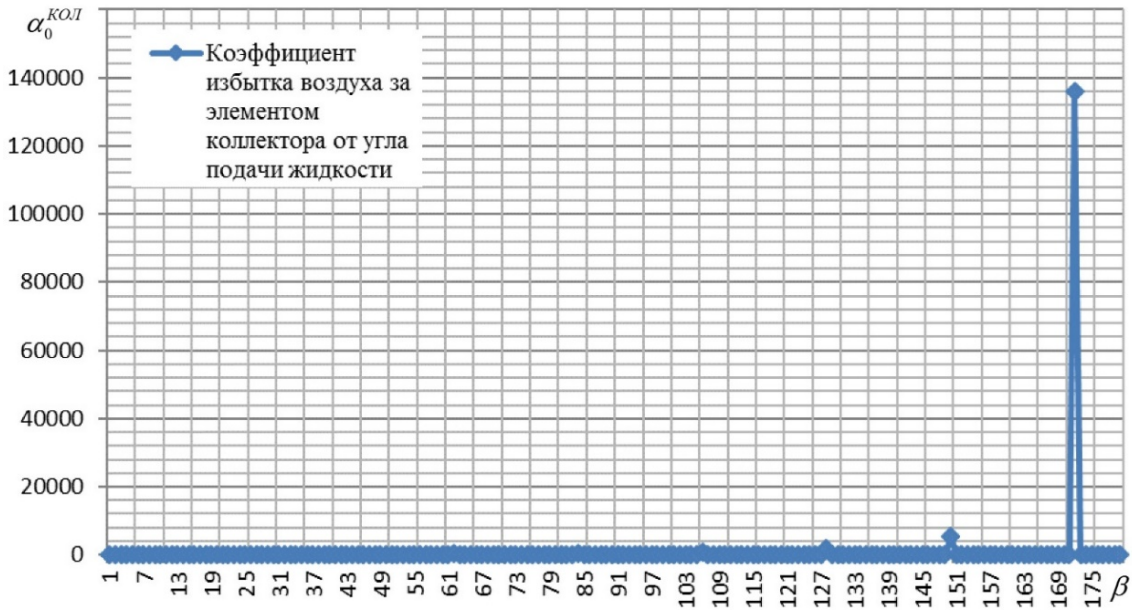


Рис. 8. Коэффициент избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора от угла подачи жидкости от 1 до 180°

Анализ полученных результатов (рис. 7) показал, что образование скачков положения наружной границы факела, максимальные значения которых повышаются с увеличением угла наклона, имеет систематический характер и проявляется каждые 22°.

Однако наиболее значительный скачок положения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом коллектора (рис. 8) при значении 172°. Это может быть как ошибка в формуле, представленной в [1], которая не учитывает результаты вне указанного диапазона значений, так и верные данные, которые впоследствии можно использовать в качестве ещё одного управляющего фактора для регулирования положения топливной форсунки.

### Заключение

В результате проведённого исследования по повышению эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания за счёт изменения коэффициента избытка воздуха за одиночным элементом топливного коллектора и изменения угла наклона впрыска топливной струи в набегающий на форсунку поток газа выявлено, что такое управление углом подачи топлива позволяет обеспечить активное управление рабочим процессом в ней. Активно управлять рабочим процессом в форсажной камере сгорания за счёт изменения внутренней границы факела пламени с помощью корректировки положения топливной форсунки является одним из перспективных направлений при создании адаптивных камер сгорания с широким диапазоном управляющих факторов.

Таким образом, представлены особенности математического моделирования рабочего процесса в форсажной камере сгорания и выявлена возможность активного управления рабочим процессом в ней с целью обеспечения её устойчивой работы, что позволит расширить диапазон высот и скоростей полёта, при которых допускается использование, а самое главное – включение форсированных режимов работы.

### **Библиографический список**

1. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.
2. Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. Теория авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.
3. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.
4. Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. Конструкция и прочность авиадвигателей. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2007. 339 с.
5. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.

### **CALCULATION OF CHARACTERISTICS OF ATOMIZATION OF LIQUID SUPPLIED AT AN ANGLE TO THE FLOW DIRECTION AND JUSTIFICATION OF ADJUSTING THE ANGLE OF THE NOZZLE INCLINATION RELATIVE TO THE GAS FLOW**

© 2020

**D. N. Teslya** Lecturer;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[patmi@rambler.ru](mailto:patmi@rambler.ru)

**S. V. Mityaev** Cadet;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[sergey2798@mail.ru](mailto:sergey2798@mail.ru)

**P. A. Drobyshev** Cadet;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[pot.gres.fv@gmail.com](mailto:pot.gres.fv@gmail.com)

In the context of solving the problem of increasing the efficiency of aircraft with the capability to fly at supersonic speed, an important aspect is to reduce the amount of fuel consumed in this flight mode, since this is the most promising direction in the development of aviation and these modes are accompanied by a number of significant problems that require joint efforts of leading organizations in this field. To solve the problem of expanding the range of use of the afterburner during the flight of the aircraft and reducing the amount of fuel required for this flight, we suggest the angle of inclination of the fuel supply should be adjusted relative to the direction of gas flow. The results of calculating the distribution of the afterburner fuel over the volume of the afterburner, supported by known experimental data, are presented. The analysis of characteristic points on the graphs of the dependence of the main variables is carried out and possible reasons for the peculiar characteristics of the working process in the afterburner in the case of changing the nozzle mounting angle are indicated. Possible options of controlling the working process in the afterburner are suggested.

*Afterburner; gas turbine engine; tilt angle; nozzle*

---

**Citation:** Teslya D.N., Mityaev S.V., Drobyshev P.A. Calculation of characteristics of atomization of liquid supplied at an angle to the flow direction and justification of adjusting the angle of the nozzle inclination relative to the gas flow. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 99-107.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-99-107



## References

1. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Ramjet engine afterburners and combustion chambers. Engineering practices of performance calculation]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2013. 113 p.
2. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: Funktsional'nye element seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.
3. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Textbook for higher educational institutions of the Air Force]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.
4. Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. *Konstruktsiya i prochnost' aviadvigateley* [Aircraft engine design and strength]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2007. 339 p.
5. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovaniye protsessov i raschet: uchebnoe posobie* [Combustion chambers of gas turbine engines. Design, simulation and calculation: Tutorial]. Kazan: Kazan National Research Technical University Publ., 2006. 219 p.

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ С РАССЛОЕНИЯМИ

© 2020

**С. А. Чернякин** старший преподаватель;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[chernyakin-sa@mail.ru](mailto:chernyakin-sa@mail.ru)

В статье изложена разработанная на основании подходов общей теории надёжности методика количественной оценки вероятности безотказной работы композитных конструкций, содержащих ансамбль дефектов в виде расслоений. Апробация предложенной методики проводилась относительно оценки вероятности безотказной работы конического композитного отсека с расслоениями при действии нагрузок на этапе выведения ракеты-носителя. Решение задачи статистической динамики проводилось с использованием метода статистических испытаний, который реализуется за счёт разработанных автором алгоритмов в программном продукте ANSYS. В рамках каждой реализации выполнялось решение нелинейной задачи устойчивости конического отсека. Количественная оценка вероятности безотказной работы проводилась на основании гипотезы о нормальном законе распределения несущей способности и графическим методом. Отмечается хорошее согласование полученных по двум методам результатов.

*Композиционные материалы; вероятность безотказной работы; устойчивость; нелинейный анализ; расслоения; конический отсек*

---

*Цитирование:* Чернякин С.А. Методика оценки вероятности безотказной работы элементов конструкций с расслоениями // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 108-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-108-118

### Введение

В настоящее время обеспечение надёжности современных изделий ракетно-космической и авиационной отрасли является одной из важнейших задач. Связано это в первую очередь с требованиями, предъявляемыми к ним на этапах проектирования, изготовления и эксплуатации. В соответствии с этими требованиями в рамках теории надёжности проводится исследование причин, вызывающих отказы изделий, разработка способов и методов количественной оценки показателей надёжности, а также поиск средств повышения надёжности.

Вопросам оценки предельного состояния, связанного с образованием, ростом и раскрытием дефектов в изделии, в литературе уделено незначительное внимание. Большинство научных работ по данной теме посвящены традиционным конструкционным материалам. Из наиболее значимых следует отметить работы [1; 2]. В работе [1] рассмотрены вопросы развития эллиптических трещин в трубопроводах под действием переменных нагрузок со случайными параметрами. Оценка трещиностойкости здесь выполняется с помощью инвариантного J-интеграла. Стоит отметить, что процесс роста трещины в данном случае рассматривается как совокупность равновесных состояний на конечном приращении длины дефекта. Данный подход удобен для оценки склонности роста трещин при квазистатическом изменении параметров внешних нагрузок, однако не позволяет исследовать процесс распространения магистральных трещин при нагрузках, изменяющихся во времени со средней и высокой интенсивностью, ввиду пренебрежения динамическими эффектами. Вопросы оценки надёжности в данной работе решаются через анализ вероятности безотказной работы с помощью метода Монте Карло и метода интерполяционных полиномов.

В работе [2] представлена методика определения прочности и надёжности элементов конструкций космических летательных аппаратов. При недостаточности исходных данных о входных случайных величинах для решения задачи статистической динамики используется метод интерполяционных полиномов. Отличительной особенностью работы является проведённое экспериментальное исследование трещиностойкости конструкционных материалов и влияния на неё технологических и эксплуатационных факторов.

Вопросы оценки надёжности композиционных материалов с дефектами в литературе отражены весьма небольшим количеством работ [3 – 5], относящихся к рассмотрению влияния различных технологических и эксплуатационных факторов на напряжённо-деформированное состояние изделий с дефектами. При этом оценка вероятности безотказной работы проводится с точки зрения предельного состояния, когда проводится анализ равновесных состояний дефекта. В частности, в монографии [3] рассмотрены математическая постановка и численное решение задачи о стохастическом распределении дефектов на границе волокно – матрица и влиянии указанных дефектов на прочность и жёсткость композиционного материала.

Анализ литературы позволяет сделать вывод о недостаточной проработке вопроса об исследовании вероятности безотказной работы конструкций из композиционных полимерных волокнистых материалов с расслоениями, которые являются наиболее характерным и наиболее опасным дефектом для многослойных композиционных материалов. В связи с этим целью данной работы является разработка методики оценки надёжности элементов конструкций с расслоениями.

#### **Методика оценки вероятности безотказной работы элементов конструкций с расслоениями при внезапном отказе**

При наличии дефектов технологического или эксплуатационного происхождения надёжность можно рассматривать как вероятностную прочность или как вероятность невыброса случайного процесса за заданный уровень. В последнем случае параметр качества системы и область предельного состояния являются функциями времени. Ракетно-космические композитные несущие конструкции и их элементы, как правило, являются одноразовыми. Кроме того, основные нагрузки на них приходятся на этапе выведения ракеты-носителя. В этом случае, когда время выведения в среднем длится около 15 минут, вводить параметр времени не имеет особого смысла. В противном случае должны учитываться динамические эффекты, что существенно усложнит решение задачи. Поэтому несущая способность и эксплуатационная нагрузка рассматриваются как случайные величины. Показателем надёжности в данном случае является вероятность превышения несущей способности над эксплуатационной нагрузкой. Полагая законы распределения несущей способности и эксплуатационной нагрузки известными в заданный момент времени, надёжность можно оценить как вероятность выполнения следующего условия:

$$H(t) = P\{R(t) > N(t)\},$$

где  $R(t), N(t)$  – несущая способность и эксплуатационная нагрузка соответственно. Поскольку несущая способность и эксплуатационная нагрузка являются независимыми величинами, надёжность можно определить исходя из выражения [6]:

$$H(t) = \int_0^{\infty} f_N(N) [1 - F_R(N)] dN, \quad (1)$$

где  $f_N(N)$  – плотность распределения эксплуатационной нагрузки;  $F_R(N)$  – закон распределения несущей способности как функция эксплуатационной нагрузки.

Зачастую на практике законы распределения случайных величин не известны и приходится пользоваться лишь информацией о числовых характеристиках соответствующих величин – математическом ожидании, дисперсии и среднеквадратическом отклонении. Для практической оценки надёжности вводят гипотезы о виде законов распределения случайных величин и применении численных методов.

При отсутствии законов распределения случайных величин методика оценки надёжности композитных конструкций и их элементов с расслоениями включает в себя 4 этапа.

**1. Схематизация системы и внешних воздействий на неё.** На данном этапе выполняется постановка задачи в рамках механики деформируемого твердого тела с учётом изложенной в работах [7; 8] методики численного моделирования роста расслоений в многослойных композиционных материалах.

**2. Выбор параметра качества системы и области допустимых состояний на основании технологических и эксплуатационных требований.** Трудность реализации данного этапа заключается в правильном выборе параметра качества системы и области допустимых состояний. В зависимости от особенности силовой работы и восприятия нагрузок указанные величины могут существенно отличаться. Применительно к задаче о росте расслоений в структуре композиционного материала за параметр качества системы должна выбираться величина несущей способности конструкции с учётом наличия расслоений, а за область допустимых состояний – соответствующее предельное значение несущей способности.

**3. Определение стохастического поведения системы по известным её свойствам и при известных внешних воздействиях.** Реализация данного этапа должна выполняться с применением численных методов статистической динамики на основе данных экспериментальных исследований физико-механических свойств композиционных материалов.

Наибольшее распространение в настоящее время численных методов решения задачи статистической динамики получили метод интерполяционных полиномов и метод статистических испытаний (метод Монте-Карло).

**4. Оценка надёжности системы.** Оценка надёжности системы выполняется с учётом полученных на предыдущем этапе данных. Напрямую выполнить интегрирование по формуле (1) невозможно (поскольку используется численный метод решения задачи статистической динамики). В этом случае применялся графический метод определения надёжности как вероятности безотказной работы. Данный метод подробно описан в [6] и заключается в построении функций  $G = 1 - F_R(N)$  и  $J = F_N(N)$ . Площадь под кривой зависимости  $G(J)$  будет численно равна вероятности безотказной работы.

Другой же подход заключался в использовании соотношения

$$H = \Phi \left( \frac{m_R - m_N}{\sqrt{S_R^2 + S_N^2}} \right) = \Phi(\gamma) \quad (2)$$

в предположении о нормальном законе распределения несущей способности и эксплуатационной нагрузки, где  $\Phi$  – нормальная функция распределения;  $\gamma$  – Гауссова мера надёжности;  $m_R, m_N$  – математические ожидания соответственно несущей способности и эксплуатационной нагрузки;  $S_R, S_N$  – средние квадратические отклонения соответственно несущей способности и эксплуатационной нагрузки.

### Апробация методики

В качестве объекта исследования был выбран конический композитный подкреплённый агрегатный отсек, предназначенный для восприятия и передачи корпусных нагрузок с космического аппарата на конструкцию переходного отсека ракеты-носителя, а также размещения аппаратуры обеспечения жизнедеятельности и размещения двигательной установки для довыведения космического аппарата на заданную орбиту. Схема отсека представлена на рис. 1. Основным видом нагрузок, которые воспринимает данная конструкция на этапе выведения, являются сжимающая и перерезывающая силы, а также изгибающий момент. В данном случае под отказом, т.е. исчерпанием несущей способности, надо понимать потерю устойчивости отсека, когда конструкция теряет способность воспринимать внешнюю нагрузку. В этом случае для анализа возможности потери устойчивости можно свести силовые факторы к эквивалентной сжимающей нагрузке, используя соотношение

$$P = N + \frac{4M}{D},$$

где  $N, M$  – есть осевая сила и изгибающий момент соответственно;  $D$  – средний диаметр отсека.

Воздействием перерезывающей силы на потерю устойчивости в данном случае пренебрегается. При наличии расслоений несущая способность конструкции будет снижаться. Для учёта этого обстоятельства и оценки надёжности при восприятии внешних нагрузок в конструкции предполагается наличие ансамбля таких дефектов, заключающихся в нарушении адгезионной связи между подкреплениями и конической оболочкой отсека. Расположение и размеры расслоений полагаются случайными величинами. Наибольшее число дефектов, которые могут возникнуть в конструкции, полагается равным 3. В табл. 1 приведены числовые характеристики случайных величин, которые были приняты при реализации метода статистических испытаний. Сами реализации конкретных случайных величин получались с использованием датчика псевдослучайных чисел.

В качестве материала конструкции был выбран углепластик с укладкой  $[0/45/90/-45]_s$  для оболочки и  $[0]$  для подкреплений. Для удобства моделирования поведения системы и выполнения заданного количества реализаций на языке APDL была написана программа-макрос. Для удобства использования исходных данных они подготавливались заранее в программе Mathcad с помощью созданной процедуры и записывались в текстовый файл.

В качестве конечных элементов модели был выбран элемент слоистой оболочки SHELL181. Для моделирования условий нагружения от соседнего отсека создавались элементы жёсткого тела (Rigid Body Element), имеющие в качестве независимого созданный заранее узел в центре конструкции, а в качестве зависимых – узлы, принадлежащие верхней торцевой поверхности.

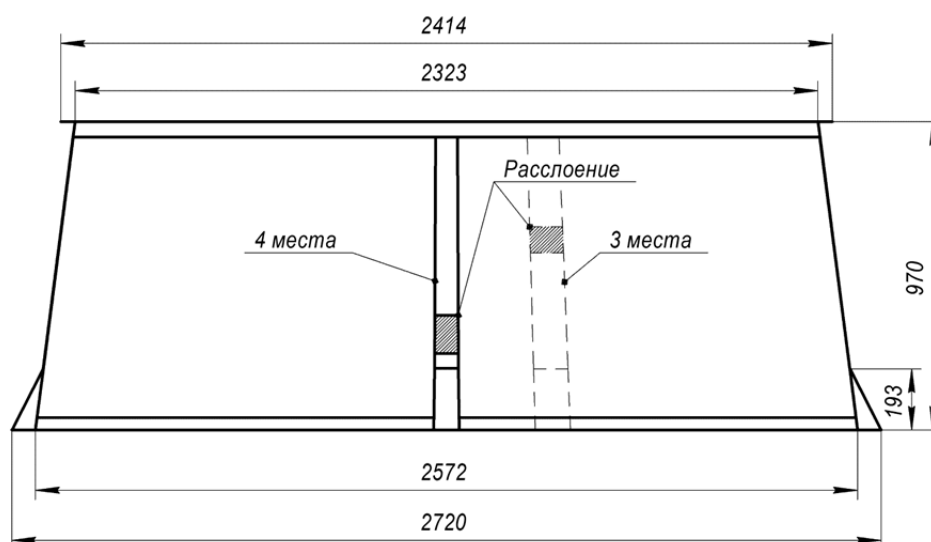


Рис. 1. Схема конструкции

Таблица 1. Числовые характеристики случайных величин

№ п/п	Случайная величина	Закон распределения	Числовые характеристики
1	Модуль упругости вдоль волокон $E_x$	Нормальный	Математическое ожидание $\langle E_x \rangle = 77,3 \cdot 10^3$ МПа Среднеквадратическое отклонение $S_{E_x} = 8,73 \cdot 10^3$ МПа
2	Модуль упругости поперёк волокон $E_y$	Нормальный	Математическое ожидание $\langle E_y \rangle = 7,9 \cdot 10^3$ МПа Среднеквадратическое отклонение $S_{E_y} = 0,15 \cdot 10^3$ МПа
3	Модуль сдвига в плоскости $xу$ $G_{xy}$	Нормальный	Математическое ожидание $\langle G_{xy} \rangle = 4,24 \cdot 10^3$ МПа Среднеквадратическое отклонение $S_{G_{xy}} = 0,596 \cdot 10^3$ МПа
4	Вязкость разрушения по моде I	Нормальный	Математическое ожидание $\langle G_I \rangle = 0,37$ Н/мм Среднеквадратическое отклонение $S_{G_I} = 0,13$ Н/мм
5	Вязкость разрушения по моде II	Нормальный	Математическое ожидание $\langle G_{II} \rangle = 1,44$ Н/мм Среднеквадратическое отклонение $S_{G_{II}} = 0,065$ Н/мм
6	Размер $i$ -го дефекта	Равномерный	$l_{\min} = 0,1 \cdot 727,5$ мм $l_{\max} = 0,9 \cdot 727,5$ мм
7	Эквивалентная осевая сила	Нормальный	Математическое ожидание $\langle P \rangle = 240$ кН Среднеквадратическое отклонение $S_P = 12$ кН

После выполнения всех реализаций проводилась статистическая оценка числовых характеристик распределения выходной случайной величины, в качестве которой была выбрана нагрузка, соответствующая потере устойчивости. Характерный вид зависимости «нагрузка – перемещение» представлен на рис. 2. На данном рисунке цифрой 1 отмечена зависимость, полученная при мягком нагружении, а цифрой 2 – при жёстком нагружении. Видно, что в первом случае критическая нагрузка несколько ниже, что можно отнести в запас прочности. На рис. 3 представлена форма потери устойчивости отсека, полученная при нелинейном анализе.

После выполнения статистической обработки случайной выходной величины по формулам теории вероятности были получены следующие данные:

- 1) математическое ожидание –  $\bar{x} = 296,8 \text{ кН}$ ,
- 2) дисперсия –  $D = 1798 \cdot 10^4 (\text{кН})^2$ ,
- 3) среднее квадратическое отклонение –  $S = 13,41 \text{ кН}$ ;
- 4) коэффициент вариации –  $\nu = 4,518\%$ .

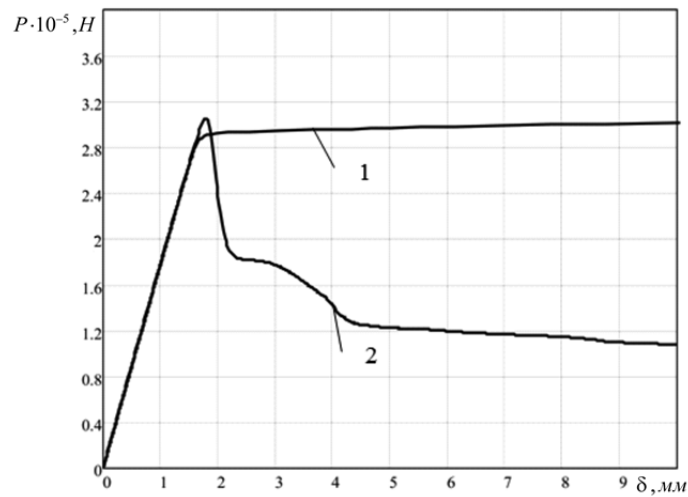
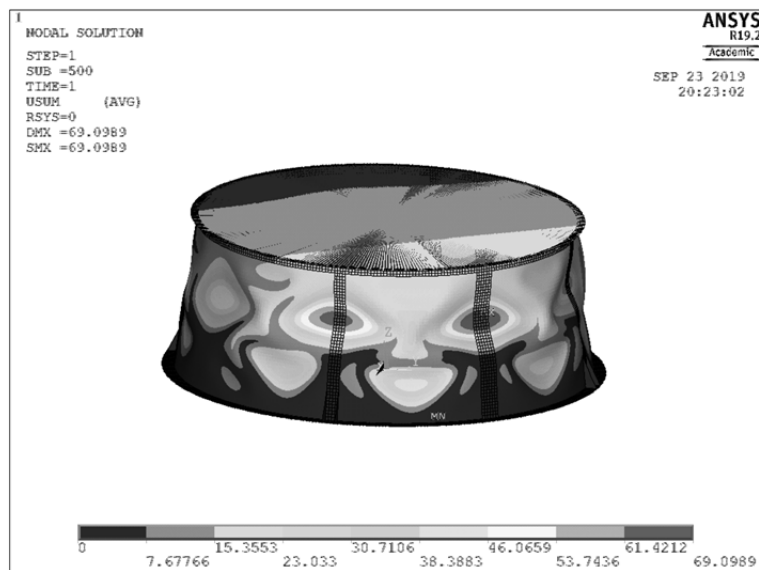


Рис. 2. Кривая устойчивости при различной схеме нагружения



3. Форма потери устойчивости

Рис.

Оценка надёжности проводилась по двум методам, описанным ранее. Полученные результаты сравнивались. Вначале использовали гипотезу о нормальном законе распределения. Для её проверки использовался критерий  $\chi^2$ . В этом случае нулевой гипотезой являлась гипотеза о нормальном законе распределения, альтернативной – гипотеза о равномерном законе распределения. Для использования критерия  $\chi^2$  вычислялись наблюдаемые и теоретические частоты. Диапазон наблюдаемых значений случайной величины был разбит на пять отрезков, после чего было подсчитано количество попаданий случайной величины на заданные участки. Вычисление теоретических частот проводилось по соотношениям:

$$\begin{aligned} n_i &= n p_i; \\ p_i &= \Phi(z_{i+1}) - \Phi(z_i); \\ z_i &= \frac{x_i - \bar{x}}{S}, \end{aligned}$$

где  $n_i$  – теоретические (выравнивающие) частоты;  $n$  – количество реализаций (опытов);  $p_i$  – вероятность попадания на  $i$ -й интервал;  $z$  – нормированная случайная величина.

После вычисления теоретических и наблюдаемых частот выполнялось вычисление  $\chi^2$  – статистики и сравнение её с критическим значением. Результаты вычислений по приведённым выше формулам сведены в табл. 2.

Таблица 2. Проверка согласованности нормального закона распределения по критерию  $\chi^2$

Средины отрезков, $\frac{x_i + x_{i+1}}{2}$ , кН	Наблюдаемые частоты, $n_i$	Теоретические частоты, $n_i$	$\frac{(n_i - n_i')^2}{n_i}$
257,2	1	1	0,000
272,7	12	9	1,000
288,1	29	33	0,485
303,6	49	43	0,837
319	9	14	1,786
$\Sigma$	100	100	4,108

На рис. 4 представлено распределение наблюдаемых частот, полученных на основании расчётных данных, и «выравнивающая» кривая, демонстрирующая теоретические частоты.

Далее по таблице критических точек распределения  $\chi^2$ , задаваясь необходимым уровнем значимости (принято  $\alpha = 0,05$ ), числом интервалов в которых распределена случайная величина (принято 5) и, вычисляя число степеней свободы  $k = 5 - 2 = 3$ , определялось критическое значение  $\chi_{кр}^2 = 6$ .



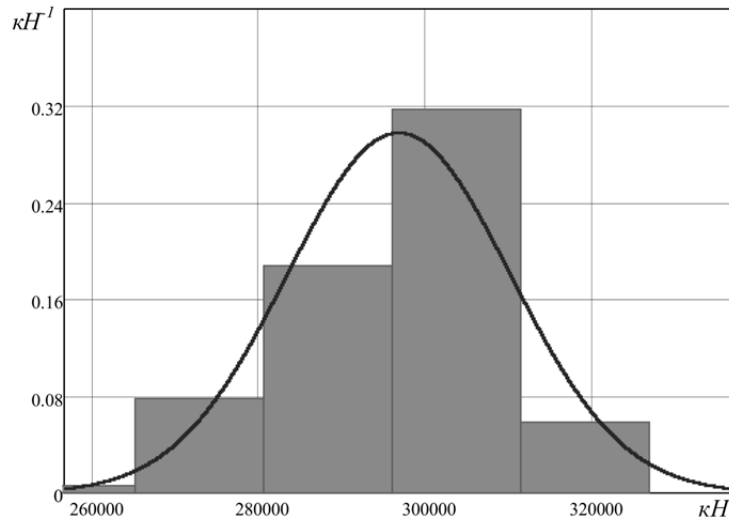


Рис. 4. Распределение наблюдаемых и теоретических частот

Сравнивая полученное значение с критическим, можно сделать вывод о достоверности принятой нулевой гипотезы, т.е. можно считать, что случайная выходная величина распределена по нормальному закону. Тогда в соответствии с формулой (2) и принимая, что  $m_N = 240$  кН,  $S_N = 12$  кН, вероятность безотказной работы будет равна

$$H = \Phi \left( \frac{(296,8 - 240) \cdot 10^3}{\sqrt{(13,41 \cdot 10^3)^2 + (12 \cdot 10^3)^2}} \right) = \Phi(3,1566) = 0,9992.$$

Далее применялся геометрический метод. Для этого строились ряды распределения для эксплуатационной нагрузки и несущей способности. Данные ряды представляют собой законы распределения случайной величины (рис. 5).

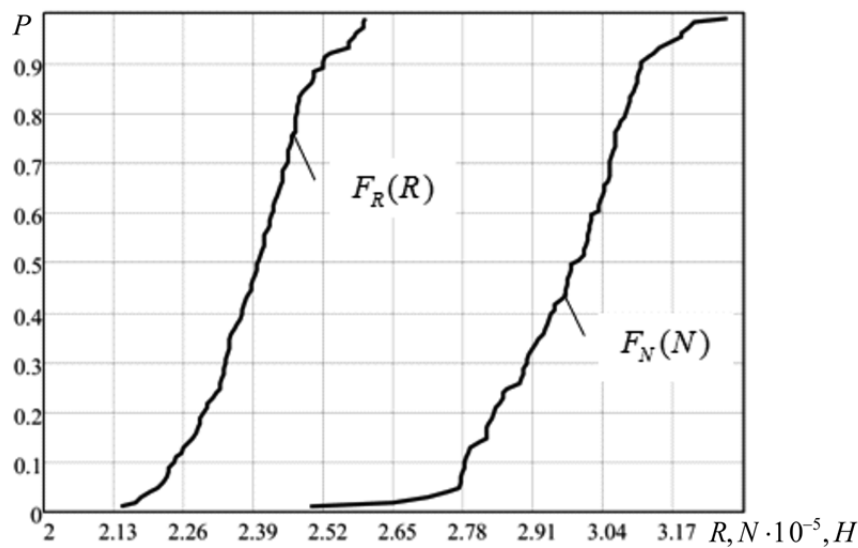


Рис. 5. Законы распределения несущей способности и эксплуатационной нагрузки

После этого были вычислены значения  $G$  и  $J$  и построена зависимость  $G(J)$ , приведённая на рис. 6. Площадь под кривой численно равна вероятности безотказной работы

$$H = \int_0^1 G dJ = 0,9954.$$



Рис. 6. Зависимость  $G(J)$

### Заключение

Представлена разработанная методика оценки вероятности безотказной работы композитных конструкций, содержащих ансамбль дефектов в виде расслоений. Методика базируется на разработанной в более ранних работах методике численного моделирования процессов роста расслоений в структуре многослойных композиционных материалов, а также использовании экспериментальных данных, получаемых при исследовании физико-механических свойств композиционных материалов.

Апробация предложенной методики проводится относительно оценки вероятности безотказной работы конического композитного отсека с расслоениями при действии нагрузок на этапе выведения ракеты-носителя. Решение задачи статистической динамики проводится с использованием метода статистических испытаний. Количественная оценка вероятности безотказной работы проводится с использованием: гипотезы о нормальном законе распределения несущей способности, графического метода. Отмечается хорошее согласование полученных по двум методам результатов.

Разработанная методика позволяет получать достоверные оценки вероятности безотказной работы композитных элементов конструкций с дефектами в виде расслоений на этапе проектирования и эксплуатации изделий авиационной и ракетно-космической отрасли.

### Библиографический список

1. Глушков С.В. Разработка методов оценки надёжности и нормирования размеров поверхностных трещин в нефте- и газопроводах. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2015. 180 с.
2. Русаков А.В. Расчётно-экспериментальное обеспечение надёжности элементов конструкций космических летательных аппаратов на этапе проектирования. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2000. 164 с.
3. Kaminski M.M. Computational mechanics of composite materials: sensitivity, randomness and multiscale behavior. London: Springer-Verlag London, 2005. 418 p. DOI: 10.1007/b137775
4. Riddle T., Donnelly P., Cairns D.S., Nelson J.W. Use of statistical learning in a reliability program for risk assessment of composite structures with defects // 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (April, 8-11, 2013, Boston, Massachusetts). 2013. P. 1686. DOI: 10.2514/6.2013-1686
5. Zhou X.Y., Gosling P.D. Influence of stochastic variations in manufacturing defects on the mechanical performance of textile composites // Composite Structures. 2018. V. 194. P. 226-239. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.04.003
6. Аграфенин Ю.В., Перов С.Н., Скворцов Ю.В., Тарасов Ю.Л. Обеспечение надёжности трубопроводных систем. Самара: Издательство СНЦ, 2008. 246 с.
7. Чернякин С.А., Скворцов Ю.В. Анализ роста расслоений в композитных конструкциях // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2014. № 4 (56). С. 249-255.
8. Skvortsov Yu.V., Chernyakin S.A., Glushkov S.V., Perov S.N. Simulation of fatigue delamination growth in composite laminates under mode I loading // Applied Mathematical Modelling. 2016. V. 40, Iss. 15-16. P. 7216-7224. DOI: 10.1016/j.apm.2016.03.019

### TECHNIQUE FOR ASSESSING THE PROBABILITY OF SURVIVAL OF STRUCTURAL MEMBERS WITH DELAMINATIONS

© 2020

**S. A. Chernyakin** Senior Lecturer;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[chernyakin-sa@mail.ru](mailto:chernyakin-sa@mail.ru)

The paper presents a technique of quantitative assessment of probability of failure-free operation of composite structures containing an ensemble of defects in the form of delamination. This method is based on approaches of general reliability theory. The proposed method was validated relative to the assessment of reliability of a composite conical bay with multiple delaminations generated under loads at the stage of inserting the launch vehicle into orbit. The statistical dynamic problem was solved by using Monte Carlo method which was implemented by means of algorithms developed by the author in ANSYS software. Nonlinear analysis of the conical bay buckling was carried out for each implementation. Quantitative assessment of survival probability was conducted on the basis of the hypothesis of the law of Gaussian distribution of load-bearing capacity and using the graphical method of reliability calculation. Good agreement of the results obtained by both methods was noted.

*Composite materials; reliability; buckling; nonlinear analysis; delaminations; conical bay*

---

*Citation:* Chernyakin S.A. Technique for assessing the probability of survival of structural members with delaminations. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 108-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-108-118

## References

1. Glushkov S.V. *Razrabotka metodov otsenki nadezhnosti i normirovaniya razmerov poverkhnostnykh treshchin v nefte- i gazoprovodakh. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Development of techniques of reliability assessment and surface crack size limitation in petroleum and gas transmission pipelines. Candidate's dissertation (Engineering)]. Samara, 2015. 180 p.
2. Rusakov A.V. *Raschetno-eksperimental'noe obespechenie nadezhnosti elementov konstruktivnykh kosmicheskikh letatel'nykh apparatov na etape proektirovaniya. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Computational and experimental reliability control of spacecraft structural elements at the design stage. Candidate's dissertation (Engineering)]. Samara, 2000. 164 p.
3. Kaminski M.M. *Computational mechanics of composite materials: sensitivity, randomness and multiscale behavior*. London: Springer-Verlag London, 2005. 418 p. DOI: 10.1007/b137775
4. Riddle T., Donnelly P., Cairns D.S., Nelson J.W. Use of statistical learning in a reliability program for risk assessment of composite structures with defects. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (April, 8-11, 2013, Boston, Massachusetts)*. 2013. P. 1686. DOI: 10.2514/6.2013-1686
5. Zhou X.Y., Gosling P.D. Influence of stochastic variations in manufacturing defects on the mechanical performance of textile composites. *Composite Structures*. 2018. V. 194. P. 226-239. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.04.003
6. Agrafenin Yu.V., Perov S.N., Skvortsov Yu.V., Tarasov Yu.L. *Obespechenie nadezhnosti truboprovodnykh sistem* [Reliability control of pipeline systems]. Samara: SNTs Publ., 2008. 246 p.
7. Chernyakin S.A., Skvortsov Yu.V. Analysis of delamination propagation in composite structures. *Vestnik SibGAU*. 2014. No. 4 (56). P. 249-255. (In Russ.)
8. Skvortsov Yu.V., Chernyakin S.A., Glushkov S.V., Perov S.N. Simulation of fatigue delamination growth in composite laminates under mode I loading. *Applied Mathematical Modelling*. 2016. V. 40, Iss. 15-16. P. 7216-7224. DOI: 10.1016/j.apm.2016.03.019