

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДИНАМИКИ
ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА
С ПРОИЗВОЛЬНЫМИ ТЕНЗОРОМ ИНЕРЦИИ
И ПОЛОЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС**
Д. В. Верещиков 7
- РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА
ПРИ ЕГО ПОДАЧЕ ЧЕРЕЗ ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ ФОРСУНКИ
МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**
*Н. И. Гураков, И. А. Зубрилин, М. Эрнандэс Моралес,
Д. В. Якушкин, А. А. Диденко, С. Г. Матвеев, Ю. В. Комисар* 19
- РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ КОНТРОЛЯ И ПРОДУВКИ
СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ
ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЁТОВ**
Н. А. Зотин, Е. П. Лисман 36
- УЧЁТ ТРЕБОВАНИЙ ЖЁСТКОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ
ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА САМОЛЁТА
ИЗ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**
В. А. Комаров, С. А. Павлова 45
- МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АКУСТИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ПЕНОПОЛИУРЕТАНА,
ПРИМЕНЯЕМОГО ДЛЯ ЗВУКОПОГЛОЩЕНИЯ
В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**
*А. В. Кузнецов, А. А. Иголкин,
А. И. Сафин, А. О. Пантюшин* 53
- РАЗВЁРТЫВАНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ
НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ**
Т. А. Ледкова, Ю. М. Заболотнов 63
- ТРЕХМЕРНЫЕ НЕОДНОРОДНЫЕ ТЕПЛОВЫЕ ПОЛЯ
ЭЛЕКТРОННОЙ ПЛАТЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ
«ФОТОН-АМУР 2.0», РАЗРАБОТАННОЙ
ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ**
*Д. В. Фомин, М. А. Барулина, А. В. Голиков,
Д. О. Струков, А. С. Герман, А. А. Огородников* 74

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

**МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ТОРЦЕВЫХ БИЕНИЙ РОТОРА
С ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ СВЯЗЯМИ ДЕТАЛЕЙ**

И. А. Грачев, Е. В. Кудашов, М. А. Болотов, Н. Д. Проничев

83

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ
ТИПА ПРИВОДА НА ДИНАМИЧЕСКОЕ НАГРУЖЕНИЕ И РЕСУРС
КЛАПАННЫХ УПЛОТНЕНИЙ АГРЕГАТОВ**

Ю. И. Кондрашов, Е. Н. Ермилова, А. Н. Видяскина

97

ЮБИЛЕИ УЧЁНЫХ

**РОЛЬ ПРОФЕССОРА А.П. МЕРКУЛОВА В ПРОЦЕССЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ ВИХРЕВОГО ЭФФЕКТА**

В. В. Бирюк, С. В. Лукачев, В. Т. Волов, Ш. А. Пиралишвили

105

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

- SYSTEM OF DIFFERENTIAL EQUATIONS OF AIRCRAFT
SPATIAL MOTION DYNAMICS WITH ARBITRARY TENSOR
OF INERTIA AND CENTER OF GRAVITY POSITION**
D. V. Vereshchikov 7
- CALCULATION OF FLOW CHARACTERISTICS
OF LIQUID FUEL SUPPLIED THROUGH PRESSURE JET
ATOMIZERS OF SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINES**
*N. I. Gurakov, I. A. Zubrilin, M. Hernandez Morales,
D. V. Yakushkin, A. A. Didenko, S. G. Matveev, Yu. V. Komisar* 19
- DESIGNING OF CONTROL AND EXPULSION EQUIPMENT
FOR THE PITOT-STATIC SYSTEM OF PASSENGER AIRPLANES**
N. A. Zotin, E. P. Lisman 36
- OPTIMAL DESIGN OF SANDWICH FLOOR PANELS
MADE OF HIGH-STRENGTH COMPOSITE MATERIALS
CONSIDERING STIFFNESS CONSTRAINTS**
V. A. Komarov, S. A. Pavlova 45
- MATHEMATICAL MODEL OF ACOUSTIC CHARACTERISTICS
OF POLYURETHANE FOAM USED FOR SOUND ABSORPTION
IN AEROSPACE ENGINEERING**
A. V. Kuznetsov, A. A. Igolkin, A. I. Safin, A. O. Pantyushin 53
- DEPLOYMENT AND STABILIZATION OF THE MOTION
OF A SPACE TETHERED SYSTEM IN A LUNAR ORBIT**
T. A. Ledkova, Yu. M. Zabolotnov 63
- THREE-DIMENSIONAL INHOMOGENEOUS THERMAL FIELDS
OF THE “PHOTON-AMUR 2.0” PAYLOAD ELECTRONIC
BOARD DEVELOPED FOR NANOSATELLITES**
*D. V. Fomin, M. A. Barulina, A. V. Golikov,
D. O. Strukov, A. S. German, A. A. Ogorodnikov* 74

MECHANICAL ENGINEERING

**MODEL FOR EVALUATING THE END RUNOUTS
OF A ROTOR WITH PARALLEL CONNECTIONS OF PARTS**

I. A. Grachev, E. V. Kudashov, M. A. Bolotov, N. D. Pronichev

83

**AN EXPERIMENTAL STUDY OF THE INFLUENCE
OF VALVE DRIVE TYPE ON THE DYNAMIC LOADING
AND SERVICE LIFE OF VALVE SEALS OF UNITS**

Yu. I. Kondrashov, E. N. Ermilova, A. N. Vidyaskina

97

JUBILEES OF SCIENTISTS

**PROFESSOR A. P. MERKULOV' ROLE IN THE PROCESS
OF RESEARCH AND DEVELOPMENT OF THE VORTEX EFFECT**

V. V. Biryuk, S. V. Lukachev, V. T. Volov, Sh. A. Pirallishvili

105

СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДИНАМИКИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА С ПРОИЗВОЛЬНЫМИ ТЕНЗОРОМ ИНЕРЦИИ И ПОЛОЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС

© 2021

Д. В. Верещиков

кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная
академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
[ydvikt@yandex.ru](mailto:vdvikt@yandex.ru).

Представлен вывод аналитических выражений, составляющих основу математической модели динамики полёта самолёта, для дифференциальных уравнений, описывающих изменение скоростей крена, рыскания и тангажа, а также составляющих скорости полёта в проекциях на оси связанной системы координат, начало которой в общем случае не совпадает с центром масс самолёта, а направление осей не совпадает с его главными центральными осями инерции. Дифференциальные уравнения для угловых и линейных скоростей доведены до удобной для применения численных методов и ЭВМ формы и позволяют получать достоверные результаты моделирования динамики пространственного движения самолёта с произвольным тензором инерции и положением центра масс.

Тензор инерции; динамика движения; центр масс; угловая скорость; системы координат

Цитирование: Верещиков Д.В. Система дифференциальных уравнений динамики пространственного движения самолёта с произвольными тензором инерции и положением центра масс // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18

Введение

Динамика пространственного движения самолётов при решении ими различных целевых задач пилотирования описывается системой, включающей большое количество дифференциальных и линейных алгебраических уравнений, связывающих кинематические параметры движения, параметры атмосферы, силовой установки и системы управления. Наличие эффективных численных методов, специального программного обеспечения и современных вычислительных мощностей позволяет создавать и применять на практике в известной степени громоздкие математические модели, освобождающие исследователя от необходимости введения допущений и предположений, упрощающих эти модели и, в ряде случаев, искажающих результаты моделирования. В подавляющем большинстве случаев движение самолёта рассматривается в связанной $OXYZ$ и (или) скоростной $OX_a Y_a Z_a$ системах координат [1], начало которых неподвижно и размещается в условном центре масс симметричного относительно вертикальной плоскости OXY самолёта. Считается, что главные центральные оси инерции совпадают с осями связанной системы координат, а следовательно тензор инерции $|I|$ самолёта в отношении центробежных моментов инерции I_{xz} , I_{yz} , а, иногда и I_{xy} , возможно упростить, приравняв их к нулю. Возможное перемещение центра масс самолёта относительно принятого за основу начала системы координат либо вообще не учитывается, либо учитывается дополнительными моментами в правых частях дифференциальных уравнений, описывающих изменение скоростей крена ω_x , рыскания ω_y и тангажа ω_z . В ряде случаев применяются выражения, учитывающие изменение аэродинамиче-

ских производных, вызванное влиянием центра их приведения на величину аэродинамических моментов, полагая, что центр приведения должен совпадать с центром масс самолёта хотя, вообще говоря, вращательные, например, аэродинамические производные, являются функцией мгновенного центра вращения, а не центра масс самолёта.

Актуальность

Результаты анализа боевого применения самолётов позволяют утверждать, что этапы полёта, сопровождающиеся наличием несимметрично размещённых грузов (авиационных средств поражения, десантируемой техники) встречаются весьма часто. Для самолётов оперативно-тактической авиации причиной этому могут служить возросшая эффективность и стоимость бомб, ракет и контейнеров, штатное применение которых предусматривает несимметричное их размещение при транспортировке на самолёте-носителе. Отказы и неисправности также могут привести к образованию несимметричной конфигурации. Самолёты военно-транспортной авиации выполняют десантирование тяжёлых моногрузов, перемещение которых в пределах грузовой кабины существенно изменяет центровку [2]. Ещё одним важным фактором, требующим как можно более внимательного отношения к описанию динамики движения самолёта с изменяющимися положением центра масс и тензора инерции, являются значительные располагаемые угловые скорости вращения самолётов, особенно в канале крена. Многочисленные исследования показывают, что скорости крена могут достигать 5...6 радиан в секунду, что даже при сравнительно малых скоростях тангажа и рыскания приводит к существенной инерционной взаимосвязи продольной и боковой форм движения самолёта, способствующей выходу за ограничения по углу атаки и нормальной перегрузке, появлению критического, недопустимого в эксплуатации явления аэроинерционного вращения [3]. В том же случае, если даже удаётся избежать опасных явлений в динамике полёта, то значения кинематических параметров движения, получаемые в результате моделирования с использованием упрощённых математических моделей, могут существенно отличаться от реально существующих. Это не позволяет с необходимым качеством решать задачи научно-методического обоснования новых эффективных алгоритмов в системах управления, проводить полунатурное, с участием лётчиков на пилотажных стендах, моделирование различных целевых задач пилотирования, реализовывать на практике эффективные методики оценки боевого применения самолётов.

Перечисленные соображения отражают факт того, что создание и применение при моделировании системы дифференциальных уравнений, описывающей динамику пространственного движения самолёта без упрощений относительно тензора инерции и положения центра масс представляется весьма актуальным.

Целью настоящей статьи является получение аналитических выражений для дифференциальных уравнений, описывающих изменение скоростей крена, рыскания и тангажа, а также составляющих скорости полёта несимметричного самолёта в проекциях на оси связанной системы координат, начало которой в общем случае не совпадает с центром масс самолёта, а направление осей не совпадает с его главными центральными осями инерции. Расчётная схема несимметричного самолёта представлена на рис. 1.

Выбор связанной системы координат обуславливается следующими обстоятельствами:

- датчики инерционного и гироскопического типов, измеряющие угловые скорости и перегрузки, установлены на самолёте неподвижно;
- значения осевых и центробежных моментов инерции инвариантны к выбираемой системе координат;
- аэродинамические моменты крена, рыскания и тангажа, а также боковая аэродинамическая сила рассчитываются и определяются при продувках в аэродинамических

трубах в связанной системе координат, а для перевода значений подъёмной силы и силы аэродинамического сопротивления в нормальную и продольную силы легко применить известные из курса аэродинамики аналитические выражения.

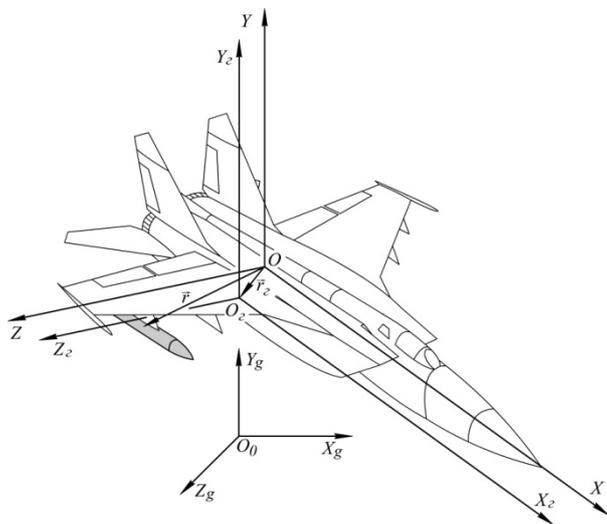


Рис. 1. Расчётная схема несимметричного самолёта

Согласно теоремам динамики [4], изменение по времени главного вектора количества движения системы \vec{Q} равно главному вектору внешних сил \vec{F} , приложенных к системе, а изменение по времени главного вектора момента количества движения (кинетического момента) \vec{K} равно главному вектору момента \vec{M}_F от внешних сил:

$$\frac{d\vec{Q}}{dt} = \vec{F}, \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_F. \quad (1)$$

Так как выражения (1) справедливы в инерциальной системе отсчёта, то главные векторы количества движения и момента количества движения будем рассматривать в нормальной земной системе координат $O_0 X_g Y_g Z_g$. Выражение для главного вектора количества движения выглядит следующим образом:

$$\vec{Q} = \sum m_i \vec{v}_i, \quad (2)$$

где m_i – элементарная масса, а \vec{v}_i – вектор абсолютной скорости элементарной массы. Так как предполагается, что самолёт является абсолютно твёрдым телом с постоянной массой, то справедливо следующее выражение:

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{R} + \vec{G} + \vec{R}_{\text{шасси}}, \quad (3)$$

где \vec{v} – вектор абсолютной скорости центра масс самолёта с грузом, а m – суммарная масса самолёта и груза; \vec{R} – результирующая сила, складывающаяся из аэродинамических сил и тяги силовой установки; \vec{G} – вес самолёта вместе с грузом; $\vec{R}_{\text{шасси}}$ – результирующая сила, действующая на самолёт от шасси при их контакте с поверхностью

земли (палубы корабля). В последующих рассуждениях будем рассматривать динамику движения самолёта, находящегося в воздухе, а следовательно принимать $\vec{R}_{\text{шасси}} = 0$.

Согласно правилу сложения скоростей абсолютная скорость центра масс самолёта с грузом равна векторной сумме переносной и относительной скоростей.

Под переносной скоростью будем понимать скорость перемещения связанной системы координат $OXYZ$ с началом в центре масс самолёта без груза относительно неподвижной земной системы координат $O_0X_gY_gZ_g$. При этом очевидно, что начало фактической связанной системы координат $O_2X_2Y_2Z_2$ размещено на некотором удалении от начала системы $OXYZ$, характеризуем вектором \vec{r}_2 . Величина этого вектора определяется выражением

$$\vec{r}_2 = \frac{m_r \vec{g}}{G} \vec{r}, \quad (4)$$

в котором \vec{r} – вектор, характеризующий положение груза массой m_r в системе координат $OXYZ$; \vec{g} – вектор ускорения свободного падения.

Оси рассмотренных связанных систем координат являются параллельными. Под относительной скоростью будем понимать скорость перемещения центра масс самолёта с грузом относительно системы координат $OXYZ$. В случае, если центр масс самолёта не меняет своего положения на самолёте ($\vec{r}_2 = \text{const}$), то относительная скорость отсутствует. В противном случае, например при перемещении груза по грузовой кабине военно-транспортного самолёта, это допущение недопустимо. Далее будет рассматриваться случай $\vec{r}_2 = \text{const}$, характерный для манёвренных самолётов с несимметричным и фиксированным размещением грузов на внешних подкрыльевых узлах подвески. Для такого случая можно записать, что

$$\vec{v} = \vec{V} + \vec{\omega} \times \vec{r}_2. \quad (5)$$

В этом выражении первое слагаемое характеризует скорость начала O подвижной системы координат $OXYZ$ относительно неподвижной $O_0X_gY_gZ_g$, а второе – вращение центра масс самолёта с грузом O_2 совместно с подвижной системой координат $OXYZ$ с угловой скоростью $\vec{\omega}$.

Продифференцируем обе части выражения (5) и подставим результат в выражение (3):

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_2 + \vec{\omega} \times \frac{d\vec{r}_2}{dt}. \quad (6)$$

В правой части приведённого выражения первое слагаемое представляет собой производную вектора \vec{V} в предположении о неизменности направления ортов системы координат $OXYZ$, второе слагаемое является векторным произведением угловой скорости вращения связанной системы координат $OXYZ$ и скорости \vec{V} . Третий и четвёртый члены характеризуют соответственно вращательную и осеостремительную составляющие ускорения при вращении самолёта.

Учитывая, что

$$\vec{\omega} \times \frac{d\vec{r}_2}{dt} = \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_2),$$

запишем в окончательном виде следующее векторное уравнение, служащее основой для формирования системы для расчёта производных компонентов скорости самолёта:

$$m \left[\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} + \frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_2 + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_2) \right] = \vec{R} + \vec{G}. \quad (7)$$

Выражение для главного вектора момента количества движения применительно к самолёту с грузом выглядит следующим образом:

$$\vec{K} = \sum \vec{r}_i \times m_i \vec{V}_i, \quad (8)$$

где \vec{r}_i – радиус-вектор элементарной массы m_i в системе координат $OXYZ$. Исходя из этого и принимая во внимание выражение (5), получаем векторное выражение следующего вида:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} + m\vec{r}_2 \times \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) = \vec{M}_R + \vec{r}_2 \times \vec{G} + \vec{M}_{\text{гир}} + \vec{M}_{\text{реакт}}. \quad (9)$$

В представленном выражении приведены следующие обозначения: \vec{M}_R – результирующий момент, складывающийся из момента от аэродинамических сил и тяги силовой установки; $\vec{M}_{\text{гир}}$ и $\vec{M}_{\text{реакт}}$ – гироскопический и реактивный моменты, создаваемые роторами двигателей силовой установки. Реактивный момент появляется только при изменении скоростей вращения роторов силовой установки, что маловероятно на установившихся режимах её работы. Случаи отказов двигателей в многомоторных силовых установках, приводящих к изменению суммарного реактивного момента, в статье не рассматриваются. Их учёт требует анализа программ управления двигателями и динамических свойств их роторов, что, очевидно, является самостоятельной и весьма сложной задачей. Гироскопический момент может существенно изменить значения кинематических параметров движения в зависимости от направления вращения самолёта, что легко проследить из выражения

$$\vec{M}_{\text{гир}} = I_{\text{ог}} \vec{\omega}_{\text{ог}} \times \vec{\omega}, \quad (10)$$

в котором $I_{\text{ог}}$ и $\vec{\omega}_{\text{ог}}$ – момент инерции и вектор угловой скорости вращения ротора двигателя. Так как ротор двигателя является телом осесимметричным и, чаще всего, ось его вращения параллельна оси OX связанной системы координат, то можно полагать, что

$$M_{\text{гир}y} = -I_{\text{ог}} \omega_{x\text{ог}} \omega_z; \quad M_{\text{гир}z} = I_{\text{ог}} \omega_{x\text{ог}} \omega_y. \quad (11)$$

Подставляя в уравнение (9) выражение для скорости (5) и выполняя ряд преобразований, получаем более удобное для практического использования векторное уравнение для главного момента:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} + m\vec{r}_2 \times \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_2 \right) - m\vec{r}_2 \times [\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_2)] = \vec{M}_R - \vec{r}_2 \times \vec{R} + \vec{M}_{sup}. \quad (12)$$

Используя известное из теоретической механики понятие тензора инерции $|I|$, запишем, что $\vec{K} = |I| \cdot \vec{\omega}$ и тогда уравнение (12) преобразуется к следующему виду:

$$|I| \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times |I| \cdot \vec{\omega} + m\vec{r}_2 \times \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_2 \right) - m\vec{r}_2 \times [\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_2)] = \vec{M}_R - \vec{r}_2 \times \vec{R} + \vec{M}_{sup}, \quad (13)$$

которое, совместно с выражением (7), и будет использоваться в дальнейшем для создания системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику пространственного движения самолёта с произвольным тензором инерции и положением центра масс.

Для дальнейших рассуждений представляется целесообразным изложить выражения, связывающие вектор \vec{r}_2 с массами и положением на самолёте различных грузов. Так, в (4) применён вектор \vec{r} , характеризующий положение одного груза массой m_z в системе координат $OXYZ$. В том же случае, если на самолёте имеется несколько грузов, суммарная масса которых определяется как $\sum m_i$, а их положение – координатами x_i, y_i, z_i , то тогда следует полагать, что

$$\vec{r} = \vec{i}r_x + \vec{j}r_y + \vec{k}r_z; \quad r_x = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}; \quad r_y = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i}; \quad r_z = \frac{\sum m_i z_i}{\sum m_i}. \quad (14)$$

Представим векторные уравнения (7) и (13) в проекциях на оси связанной системы координат $OXYZ$. В методическом плане полезным представляется решать задачу для каждого из слагаемых этих уравнений, что и будет проделано в дальнейшем.

Для слагаемых уравнения (7) получаем следующие выражения:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{i} \frac{dV_x}{dt} + \vec{j} \frac{dV_y}{dt} + \vec{k} \frac{dV_z}{dt}; \quad (15)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{V} = \vec{i} (\omega_y V_z - \omega_z V_y) + \vec{j} (\omega_z V_x - \omega_x V_z) + \vec{k} (\omega_x V_y - \omega_y V_x); \quad (16)$$

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_2 = \vec{i} \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_y}{dt} r_z - \frac{d\omega_z}{dt} r_y \right) + \vec{j} \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_z}{dt} r_x - \frac{d\omega_x}{dt} r_z \right) + \vec{k} \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_y - \frac{d\omega_y}{dt} r_x \right); \quad (17)$$

$$\begin{aligned}
 \bar{\omega} \times (\bar{\omega} \times \bar{r}_z) &= \bar{i} \frac{m_z}{m} \left[\omega_x \omega_y r_y + \omega_x \omega_z r_z - r_x (\omega_y^2 + \omega_z^2) \right] + \\
 &+ \bar{j} \frac{m_z}{m} \left[\omega_y \omega_z r_z + \omega_x \omega_y r_x - r_y (\omega_x^2 + \omega_z^2) \right] + \\
 &+ \bar{k} \frac{m_z}{m} \left[\omega_x \omega_z r_x + \omega_y \omega_z r_y - r_z (\omega_x^2 + \omega_y^2) \right];
 \end{aligned} \tag{18}$$

$$\bar{R} + \bar{G} = \bar{i} (R_x - G \sin \vartheta) + \bar{j} (R_y - G \cos \vartheta \cos \gamma) + \bar{k} (R_z + G \cos \vartheta \sin \gamma). \tag{19}$$

В уравнении (19) R_x , R_y , R_z – продольная, нормальная и поперечная силы; γ и ϑ – углы крена и тангажа.

Объединяя элементы уравнений (15) – (19) для соответствующих ортов \bar{i} , \bar{j} , \bar{k} , получаем искомую систему уравнений для определения скоростей V_x , V_y , V_z :

$$\begin{aligned}
 \frac{dV_x}{dt} + \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_y}{dt} r_z - \frac{d\omega_z}{dt} r_y \right) + \frac{m_z}{m} \left[\omega_y \omega_z r_y + \omega_z \omega_x r_z - r_x (\omega_y^2 + \omega_z^2) \right] &= \\
 = \frac{R_x - G \sin \vartheta}{m}; \\
 \frac{dV_z}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z + \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_z}{dt} r_x - \frac{d\omega_x}{dt} r_z \right) + \frac{m_z}{m} \left[\omega_z \omega_y r_z + \omega_x \omega_y r_x - r_y (\omega_z^2 + \omega_x^2) \right] &= \\
 = \frac{R_y - G \cos \vartheta \cos \gamma}{m}; \\
 \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x + \frac{m_z}{m} \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_y - \frac{d\omega_y}{dt} r_x \right) + \frac{m_z}{m} \left[\omega_x \omega_z r_x + \omega_y \omega_z r_y - r_z (\omega_x^2 + \omega_y^2) \right] &= \\
 = \frac{R_z - G \cos \vartheta \sin \gamma}{m}.
 \end{aligned} \tag{20}$$

Для слагаемых уравнения (13) получаем следующие выражения:

$$\begin{aligned}
 |I| \frac{d\bar{\omega}}{dt} &= \bar{i} \left(I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} \right) + \bar{j} \left(I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{yx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{yz} \frac{d\omega_z}{dt} \right) + \\
 &+ \bar{k} \left(I_z \frac{d\omega_z}{dt} - I_{zx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{zy} \frac{d\omega_y}{dt} \right),
 \end{aligned} \tag{21}$$

где $I_x = I_{x_{сам}} + I_{x_z}$, $I_y = I_{y_{сам}} + I_{y_z}$, $I_z = I_{z_{сам}} + I_{z_z}$ – осевые моменты инерции самолёта с грузом; $I_{xy} = I_{xy_{сам}} + I_{xy_z}$, $I_{xz} = I_{xz_{сам}} + I_{xz_z}$, $I_{yz} = I_{yz_{сам}} + I_{yz_z}$ – центробежные моменты инерции самолёта с грузом. Моменты инерции грузов рассчитываются с использованием следующих выражений:

$$I_{x_z} = \sum m_{z_i} (y_i^2 + z_i^2), \quad I_{y_z} = \sum m_{z_i} (x_i^2 + z_i^2), \quad I_{z_z} = \sum m_{z_i} (x_i^2 + y_i^2), \tag{22}$$

$$I_{xy_z} = I_{yx_z} = \sum m_{z_i} x_i y_i, \quad I_{xz_z} = I_{zx_z} = \sum m_{z_i} x_i z_i, \quad I_{yz_z} = I_{zy_z} = \sum m_{z_i} z_i y_i. \quad (23)$$

Второй член уравнения (13):

$$\begin{aligned} \vec{\omega} \times |I| \cdot \vec{\omega} = & \bar{i} \left[I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + \omega_z I_{xy} \omega_x - \omega_y I_{xz} \omega_x \right] + \\ & + \bar{j} \left[I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + \omega_x I_{yz} \omega_y - \omega_y I_{xy} \omega_z \right] + \\ & + \bar{k} \left[I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + \omega_y I_{xz} \omega_z - \omega_x I_{yz} \omega_z \right]. \end{aligned} \quad (24)$$

Третий член уравнения (13):

$$\begin{aligned} m \vec{r}_z \times \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_z \right) = & \bar{i} \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_x}{dt} (r_y^2 + r_z^2) - r_x \left(\frac{d\omega_y}{dt} r_y + \frac{d\omega_z}{dt} r_z \right) \right] + \\ & + \bar{j} \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_y}{dt} (r_x^2 + r_z^2) - r_y \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_x + \frac{d\omega_z}{dt} r_z \right) \right] + \\ & + \bar{k} \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_z}{dt} (r_x^2 + r_y^2) - r_z \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_x + \frac{d\omega_y}{dt} r_y \right) \right]. \end{aligned} \quad (25)$$

Четвёртый член уравнения (13):

$$\begin{aligned} m \vec{r}_z \times \left[\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_z) \right] = & \frac{m_z^2}{m} \vec{r}_z \times \left[\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_z) \right] = \\ = & \bar{i} \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_y \omega_z (r_y^2 - r_z^2) + r_z r_y (\omega_z^2 - \omega_y^2) + r_z r_x \omega_x \omega_y - r_z r_x \omega_x \omega_y \right] + \\ & + \bar{j} \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_x \omega_z (r_z^2 - r_x^2) + r_x r_z (\omega_x^2 - \omega_z^2) + r_z r_y \omega_y \omega_x - r_x r_y \omega_y \omega_z \right] + \\ & + \bar{k} \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_x \omega_y (r_x^2 - r_y^2) + r_x r_y (\omega_y^2 - \omega_x^2) + r_x r_z \omega_z \omega_y - r_y r_z \omega_z \omega_x \right]. \end{aligned} \quad (26)$$

Для правой части уравнения (13) имеем:

$$\begin{aligned} \vec{r}_z \times \vec{R} = & \bar{i} \frac{m_z g}{G} (r_y R_z \sin \gamma \cos \vartheta - r_z R_y \cos \vartheta \cos \gamma) + \\ & + \bar{j} \frac{m_z g}{G} (r_z R_x \sin \vartheta + r_x R_z \cos \vartheta \sin \gamma) + \\ & + \bar{k} \frac{m_z g}{G} (r_x R_y \cos \gamma \cos \vartheta - r_y R_x \sin \vartheta). \end{aligned} \quad (27)$$

После применения понятий продольной $n_x = R_x/G$, нормальной $n_y = R_y/G$ и поперечной $n_z = R_z/G$ перегрузок для (26) получаем

$$\begin{aligned}
 \bar{r}_z \times \bar{R} = & \bar{i} m_z g (n_z r_y \sin \vartheta \cos \gamma - n_y r_z \cos \vartheta \cos \gamma) + \\
 & + \bar{j} m_z g (n_x r_z \sin \vartheta + n_z r_x \cos \vartheta \sin \gamma) + \\
 & + \bar{k} m_z g (n_y r_x \cos \gamma \cos \vartheta - n_x r_y \sin \vartheta).
 \end{aligned} \tag{28}$$

Объединяя элементы уравнений (21) – (26) для соответствующих ортов \bar{i} , \bar{j} , \bar{k} , получаем искомую систему уравнений для определения угловых скоростей ω_x , ω_y , ω_z :

$$\begin{aligned}
 I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + \omega_z I_{xy} \omega_x - \omega_y I_{xz} \omega_x + \\
 + \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_x}{dt} (r_y^2 + r_z^2) - r_x \left(\frac{d\omega_y}{dt} r_y + \frac{d\omega_z}{dt} r_z \right) \right] - \\
 - \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_y \omega_z (r_y^2 - r_z^2) + r_z r_y (\omega_z^2 - \omega_y^2) + r_z r_x \omega_x \omega_y - r_z r_x \omega_x \omega_y \right] = \\
 = M_{R_x} - \frac{m_z g}{G} (r_y R_z \sin \vartheta \cos \gamma - r_z R_y \cos \vartheta \cos \gamma);
 \end{aligned} \tag{29}$$

$$\begin{aligned}
 I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{yx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{yz} \frac{d\omega_z}{dt} + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + \omega_x I_{yz} \omega_y - \omega_y I_{xy} \omega_z + \\
 + \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_y}{dt} (r_x^2 + r_z^2) - r_y \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_x + \frac{d\omega_z}{dt} r_z \right) \right] - \\
 - \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_x \omega_z (r_z^2 - r_x^2) + r_x r_z (\omega_x^2 - \omega_z^2) + r_z r_y \omega_y \omega_x - r_x r_y \omega_y \omega_z \right] = \\
 = M_{R_y} - \frac{m_z g}{G} (r_z R_x \sin \vartheta + r_x R_z \cos \vartheta \sin \gamma) - I_{\text{об}} \omega_{x_{\text{об}}} \omega_z;
 \end{aligned} \tag{30}$$

$$\begin{aligned}
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} - I_{zx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{zy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + \omega_y I_{xz} \omega_z - \omega_x I_{yz} \omega_z + \\
 + \frac{m_z^2}{m} \left[\frac{d\omega_z}{dt} (r_x^2 + r_y^2) - r_z \left(\frac{d\omega_x}{dt} r_x + \frac{d\omega_y}{dt} r_y \right) \right] - \\
 - \frac{m_z^2}{m} \left[\omega_x \omega_y (r_x^2 - r_y^2) + r_x r_y (\omega_y^2 - \omega_x^2) + r_x r_z \omega_z \omega_y - r_y r_z \omega_z \omega_x \right] = \\
 = M_{R_z} - \frac{m_z g}{G} (r_x R_y \cos \gamma \cos \vartheta - r_y R_x \sin \vartheta) + I_{\text{об}} \omega_{x_{\text{об}}} \omega_y.
 \end{aligned} \tag{31}$$

С целью приведения в окончательный вид, пригодный для применения численных методов решения систем дифференциальных уравнений на ЭВМ, уравнения (20) и (30) должны быть разрешены относительно производных $\frac{dV_x}{dt}$, $\frac{dV_y}{dt}$, $\frac{dV_z}{dt}$, $\frac{d\omega_x}{dt}$, $\frac{d\omega_y}{dt}$, $\frac{d\omega_z}{dt}$ (приведены к форме Коши) и дополнены известными из курса динамики полёта [5] уравнениями для расчёта углов крена, рыскания и тангажа, углов атаки и скольжения,

материалами банка аэродинамических характеристик самолёта, характеристик его силовой установки и алгоритмами, заложенными в систему управления [6].

С целью подтверждения достоверности результатов моделирования динамики движения самолёта с использованием изложенной в работе модели на рис. 2 представлены результаты моделирования «дачи» ручки управления учебно-боевого самолёта по тангажу в сравнении с материалами лётного эксперимента. Наблюдается качественное и количественное соответствие результатов по нормальной перегрузке, углам атаки и отклонения стабилизатора.

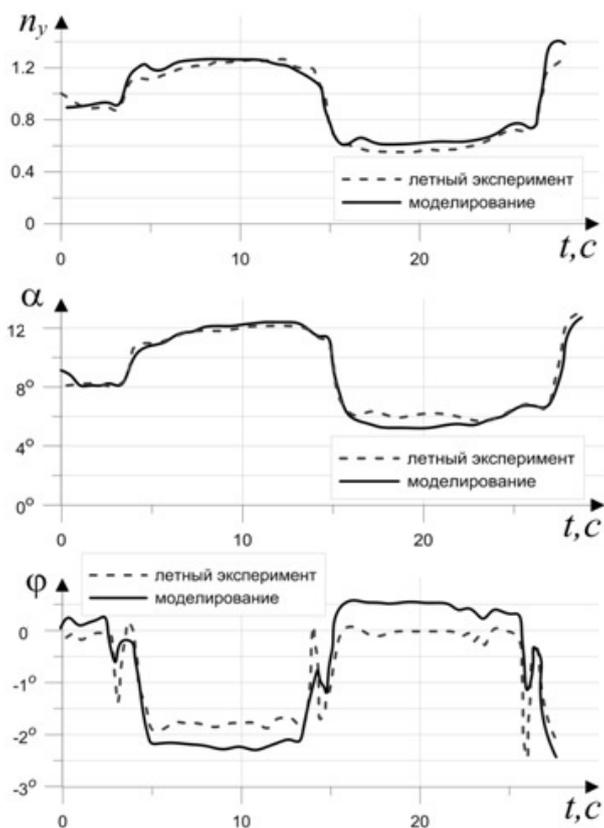


Рис. 2. Результаты моделирования «дачи» ручки управления учебно-боевого самолёта по тангажу в сравнении с материалами лётного эксперимента

Выводы

В статье обоснована необходимость учёта изменения тензора инерции и фактического положения центра масс самолёта с несимметричным размещением грузов (авиационных средств поражения, десантируемой техники) при моделировании динамики пространственного движения при решении различных целевых задач пилотирования. Представлен в методическом плане подробный вывод аналитических выражений, составляющих основу математической модели динамики полёта самолёта, для дифференциальных уравнений, описывающих изменение скоростей крена, рыскания и тангажа, а также составляющих скорости полёта в проекциях на оси связанной системы координат, начало которой в общем случае не совпадает с центром масс самолёта, а направление осей не совпадает с его главными центральными осями инерции. Дифференциальные уравнения доведены до удобного вида с точки зрения применения численных методов и ЭВМ для их решения.

Библиографический список

1. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 53 с.
2. Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д. Обоснование автоматизации управления военно-транспортным самолётом в условиях десантирования моногрузов // Вестник МАИ. 2016. Т. 23, № 3. С. 121-128.
3. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука; Физматлит, 1998. 816 с.
4. Гернет М.М. Курс теоретической механики. М.: Высшая школа, 1973. 464 с.
5. Динамика полёта: учебник для студентов высших учебных заведений / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
6. Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Системы управления летательных аппаратов. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

SYSTEM OF DIFFERENTIAL EQUATIONS OF AIRCRAFT SPATIAL MOTION DYNAMICS WITH ARBITRARY TENSOR OF INERTIA AND CENTER OF GRAVITY POSITION

© 2021

D. V. Vereshchikov

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of Department; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; vdvikt@yandex.ru.

Derivation of analytic expressions making up the basis of a mathematical model of aircraft flight dynamics for the differential equations describing the change in the rate of roll, yaw and pitch, as well as flight velocity components in projections on the body-fixed coordinate axes is presented. The origin of the coordinate system does not in general coincide with the center of mass of the plane, and the axes are not the same as its main central axes of inertia. The differential equations for angular and linear velocities are reduced to the form convenient for the use of numerical methods and computer systems and make it possible to get consistent results of simulating the dynamics of aircraft spatial motion with an arbitrary tensor of inertia and center of gravity position.

Tensor of inertia; dynamics of motion; center of mass; angular velocity; coordinate systems.

Citation: Vereshchikov D.V. System of differential equations of aircraft spatial motion dynamics with arbitrary tensor of inertia and center of gravity position. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18

References

1. GOST 20058-80. Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 53 p. (In Russ.)
2. Vereshchikov D.V., Kuznetsov A.D. Justification of military transport aircraft control automation in conditions of heavy cargo airlift delivery. *Aerospace MAI Journal*. 2016. V. 23, no. 3. P. 121-128. (In Russ.)
3. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft / ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Nauka; Fizmatlit Publ., 1998. 816 p.
4. Gernet M.M. *Kurs teoreticheskoy mekhaniki* [Course of theoretical mechanics]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1973. 464 p.

5. *Dinamika poleta: uchebnik dlya studentov vysshikh uchebnykh zavedeniy* [Flight dynamics: Textbook for students of higher educational institutions / ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2011. 776 p.

6. Vereshchikov D.V., Nikolaev S.V., Razuvaev D.V. *Sistemy upravleniya letatel'nykh apparatov* [Aircraft control systems]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2018. 322 p.

РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА ПРИ ЕГО ПОДАЧЕ ЧЕРЕЗ ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ ФОРСУНКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2021

- Н. И. Гураков** аспирант кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; nikgurakov@gmail.com
- И. А. Зубрилин** кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; zubrilin.ia@ssau.ru
- М. Эрнандэс Моралес** аспирант кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; mariohernandezmo_4_2@hotmail.com
- Д. В. Якушкин** студент; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; yakushkindv@gmail.com
- А. А. Диденко** кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; aanm_didenko@rambler.ru
- С. Г. Матвеев** кандидат технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; msg@ssau.ru
- Ю. В. Комисар** инженер-конструктор научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; komisar.yuv@ssau.ru

Приведены результаты исследования характеристик течения жидкого топлива в центробежных форсунках малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД) с диаметрами сопла 0,4–0,6 мм при различных режимных и конструктивных параметрах. Исследование проводилось с помощью экспериментальных методов, полуэмпирических выражений и методов вычислительной гидрогазодинамики CFD. При использовании CFD для моделирования многофазного потока применялся подход Эйлера – метод объёма жидкости (VOF). Получено хорошее согласование экспериментальных и расчётных данных по коэффициенту расхода топлива и углу первичного конуса распыла на выходе из форсунки. Дополнительно приведена оценка применимости полуэмпирических методик для исследуемых вариантов форсунок. В дальнейшем исследуемые характеристики течения (коэффициент расхода форсунки, толщина топливной плёнки и угол первичного конуса распыла) могут быть использованы для определения среднего диаметра капель, необходимого для полного определения граничных условий впрыска топлива при моделировании процессов горения в камерах сгорания малоразмерных ГТД.

Малоразмерный ГТД; камера сгорания; течение топлива в форсунке; метод объёма жидкости; угол первичного конуса распыла; коэффициент расхода форсунки; толщина топливной плёнки

Цитирование: Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Эрнандэс Моралес М., Якушкин Д.В., Диденко А.А., Матвеев С.Г., Комисар Ю.В. Расчёт характеристик течения жидкого топлива при его подаче через центробежные форсунки малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 19-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-19-35

Введение

Подготовка топливоздушная смеси является одним из важнейших этапов организации рабочего процесса в камере сгорания (КС), поскольку влияет на такие её характеристики как полнота сгорания топлива, стабильность горения и эмиссия вредных веществ [1 – 6]. Наиболее распространённым типом форсунок, используемых для распыливания жидкого топлива в КС малоразмерных газотурбинных двигателей, являются центробежные топливные форсунки (ЦБТФ) [2].

Основным параметром, характеризующим качество процесса распыливания, является мелкость капель в факеле, которую принято оценивать средним по Заутеру диаметром капель (D_{32}). В свою очередь, средний диаметр образующихся капель зависит от следующих характеристик течения топлива: расходная характеристика форсунки (оценивается с помощью коэффициента расхода μ_L), угол первичного конуса распыла ($\alpha_{кр}$, град.) и толщина топливной плёнки ($t_{пл}$, мкм) [1 – 6].

Данные характеристики распыла можно получить экспериментально. При этом для проведения экспериментальных исследований необходимо наличие дорогостоящего стендового оборудования, измерительных систем и готовый образец центробежной форсунки, что связано с существенными материальными затратами. Поэтому на стадии проектирования форсунок рациональным является использование расчётных методов, основными из которых являются полуэмпирические соотношения и методы моделирования двухфазных потоков в трёхмерной постановке.

Теоретический анализ и полуэмпирические методики расчёта характеристик течения и распыла основаны, как правило, на использовании геометрической характеристики форсунки, которая обычно определяется как [5; 6]:

$$A = \frac{Rr_c\pi}{nf_{ex}} \sin \beta_k, \tag{1}$$

где A – геометрическая характеристика форсунки; R – плечо закручивания, м; r_c – радиус сопла форсунки, м; n – число входных каналов в камеру закручивания; f_{ex} – площадь одного входного канала, м²; β_k – угол наклона оси входного канала к оси форсунки, град (рис. 1).

Примеры использования характеристики A приведены в работах [3; 7].

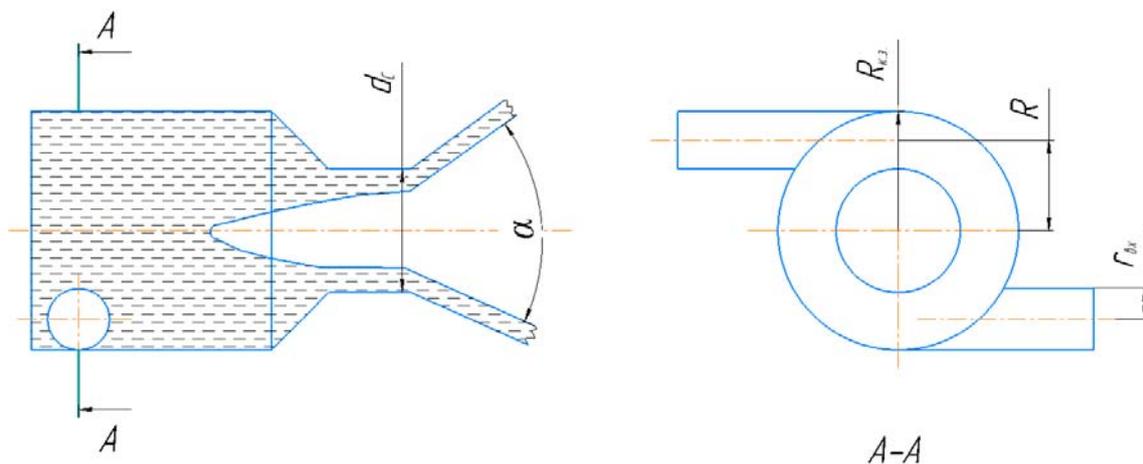


Рис. 1. Схема одноступенчатой центробежной форсунки

Разработанные на данный момент полуэмпирические методики, позволяют получить основные характеристики распыла ЦБТФ с удовлетворительной точностью. Однако применимость этих методик ограничена лишь отдельными конструктивными исполнениями форсунок, кроме того, не учитывают особенности переходных режимов распыла, например, при малых перепадах давления [4 – 6].

В работах [8; 9] показано, что современные методы CFD позволяют получить необходимые характеристики распыла ЦБТФ, но требуют дальнейшей валидации для широкого диапазона конструкций ЦБТФ и режимных параметров их работы.

На данный момент разработано несколько методик CFD, в которых рассматриваются в основном струйные форсунки [10 – 12]. В работе [13] предложена методика расчёта центробежной форсунки, позволяющая с помощью численных методов определить угол первичного конуса и скорость жидкости, по которым в дальнейшем определяется функция плотности вероятности для распределения капель по диаметрам. Однако в заключении автор отмечает, что необходимо провести многочисленные экспериментально-расчётные исследования для валидации предложенной модели.

Целью данной работы является разработка и валидация методики определения коэффициента расхода, угла первичного конуса распыла топлива и толщины топливной плёнки ЦБТФ малоразмерных ГТД на основе численных методов моделирования двухфазных потоков.

Для достижения цели в данной работе проведено расчётно-экспериментальное исследование зависимостей характеристик течения топлива в форсунке от её геометрических и режимных параметров. Расчёты характеристик проведены с использованием полуэмпирических методик и методов численного моделирования двухфазных потоков на основе метода объёма жидкости в программном комплексе ANSYS Fluent 18.2.

Объекты исследования

Объектами исследования являются центробежные форсунки, спроектированные и изготовленные в Самарском университете – форсунка №1 (рис. 2), и форсунки «улиточного» типа – форсунка №2 (рис. 3), подробно описанные в работе [7].

В качестве рабочего тела применялся авиационный керосин ТС-1 для форсунки №1 и Jet A для форсунки №2. Топливо подаётся в форсунку под давлением $\Delta p_T = p_T - p_K$, где p_T – давление топлива перед форсункой; p_K – давление в камере, куда впрыскивается топливо. В обоих случаях распыливание топлива осуществлялось при нормальных атмосферных условиях.

Форсунка №1 состоит из корпуса, пружины 1, шнека 2 с тремя тангенциальными каналами, направленными под углом 65° к оси форсунки и сопла 3. Каналы шнека вместе с конической полостью сопла служат для закрутки потока жидкости. Через каналы шнека жидкость попадает в камеру закручивания с входным диаметром $d_{к.з.} = 2,6$ мм. Из камеры закручивания жидкость попадает в сопло форсунки. В работе рассмотрено два варианта сопла форсунки с диаметрами, равными $d_c = 0,4$ мм и $d_c = 0,5$ мм, которые характерны для форсунок, используемых в малоразмерных газотурбинных авиационных двигателях. При этом соотношение длины сопла l_c к диаметру составляло $l_c/d_c = 2$. Были проведены экспериментальные исследования по определению μ_L и $\alpha_{кр}$ при $\Delta p_T = 25...1000$ кПа.

Форсунка №2 состоит из корпуса, камеры закручивания, трёх входных каналов, направленных под прямым углом к оси форсунки и сопла. В данной работе использо-

ваны сопла с $d_c = 0,4$ мм, для которого отношение l_c/d_c изменялось от 0,25 до 2,5 и с $d_c = 0,6$ мм, для которого отношение l_c/d_c изменялось от 5 до 8,33.

Подробное геометрическое описание форсунки №2 с различными конфигурациями сопел представлено в работе [7].

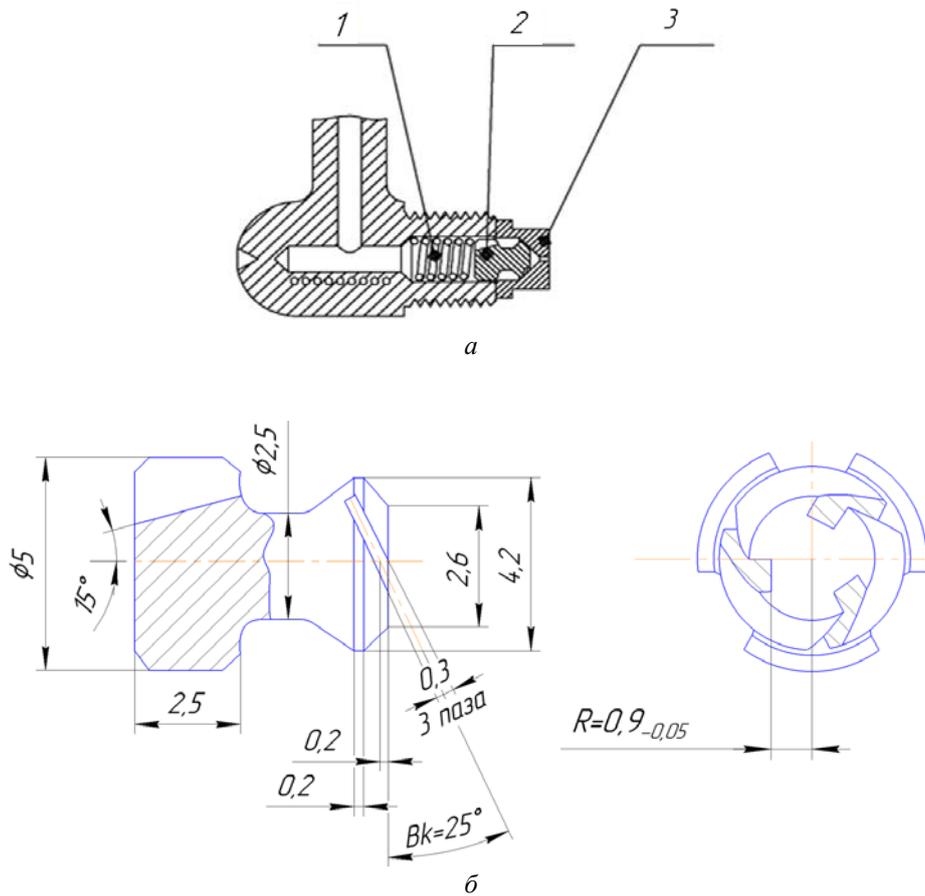


Рис. 2. Схема центробежной форсунки, разработанной в Самарском университете (форсунка №1): а – схема форсунки: 1 – пружина; 2 – шнек; 3 – сопло; б – шнек форсунки

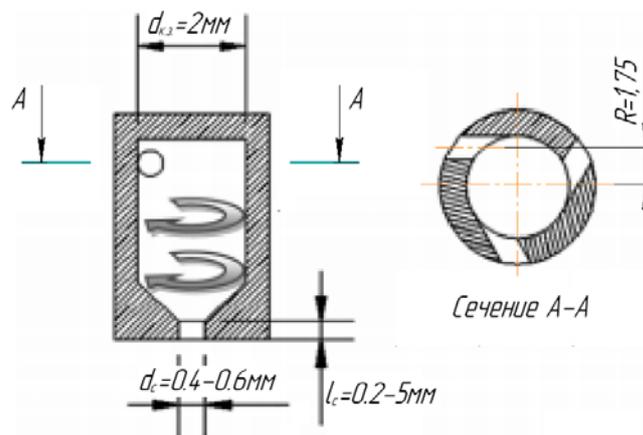


Рис. 3. Схема центробежной форсунки №2

Полуэмпирические методы определения характеристик ЦБТФ

Для определения характеристик распыла жидкости в данной работе рассмотрено несколько полуэмпирических методик, которые отличаются учётом различных факторов, влияющих на течение жидкости в каналах форсунки и формирование первичного конуса распыла. Рассматривались три полуэмпирические методики: методика А. Лефевра [1], методика Г.Н. Абрамовича [6], основанная на принципе максимального расхода для идеальной жидкости, впоследствии развитая в работах Ю.Ф. Дитякина [5] и А.А. Диденко [4] и методика С. Взя [7], особенностью которой является учёт длины сопла форсунки.

Расходную характеристику ЦБТФ принято оценивать через коэффициент расхода жидкости μ_L . Для определения коэффициента расхода форсунки в работе А. Лефевра [1] предложена следующая формула:

$$\mu_L = 0,35 \left(\frac{f_{ax}}{d_{к.з.} d_c} \right)^{0,5} \left(\frac{d_{к.з.}}{d_c} \right)^{0,25}. \quad (2)$$

Данное выражение не учитывает в явном виде деформацию входной струи, а также гидравлические потери давления во входных каналах, в сопле форсунки и в камере закручивания. Эти факторы, а также влияние коэффициента заполнения сопла форсунки

$\varphi_c = 1 - \frac{(r_c - t_{на})^2}{r_c^2}$, позволяют учесть выражение из работы [5], согласно которому:

$$\mu_L = \frac{1}{\sqrt{\frac{A_3^2}{1 - \varphi_c} + \frac{1}{\varphi_c^2} + \Delta s}}, \quad (3)$$

где A_3 – эквивалентная геометрическая характеристика, которая отличается от обычной геометрической характеристики A учётом трения. Определение эквивалентной геометрической характеристики и связанного с ней коэффициента заполнения сопла форсунки φ_c можно произвести по методике, представленной в [5]. Данная методика основана на принципе максимального расхода для идеальной жидкости, предложенного Г.Н. Абрамовичем [6]. Суммарные гидравлические потери в форсунке складываются из гидравлических потерь во входных каналах, в камере закручивания и в сопле форсунки. Соответствующий коэффициент гидравлических потерь Δs определялся по методике, представленной в работах [4; 5].

Для определения угла распыла α в работе [1] предложена формула:

$$\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{\frac{\pi}{2} \mu_L}{K(1 + \sqrt{1 - \varphi_c})}, \quad (4)$$

где $K = \frac{f_{ax}}{d_{к.з.} d_c}$ – константа, определяемая геометрией форсунки. Похожее соотношение получено авторами [5]:

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{2\mu_L A_3}{(1 + \sqrt{1 - \varphi_c})^2 - 4\mu_L^2 A_3^2}. \quad (5)$$

Каждое из этих соотношений включает коэффициент расхода, геометрические параметры форсунки и коэффициент заполнения сопла. В работе [4] для расчёта угла распыла используется соотношение:

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{2\mu_L A_3}{C^2 (1 + \sqrt{1 - \varphi_c})^2 - 4\mu_L^2 A_3^2}, \quad (6)$$

где C – константа, учитывающая коэффициент трения и гидравлические потери в сопле [4]. Таким образом, данное соотношение позволяет учесть режимные параметры, а также гидравлические потери в элементах форсунки.

Ещё одно соотношение для определения угла первичного конуса распыла предложено в работе [7]:

$$\operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{\frac{\pi}{2} \varphi_c}{K (1 + \sqrt{1 - \varphi_c})}. \quad (7)$$

Одной из характеристик, в значительной степени влияющей на средний диаметр капель, является толщина топливной плёнки жидкости. Толщина топливной плёнки по методике [1] определяется как

$$t_{пл} = 2,7 \left[\frac{d_c G_{ж} \mu_{ж}}{(\Delta p_T \rho_{ж})^{0,5}} \right], \quad (8)$$

где Δp_T – перепад давления на форсунке; $G_{ж}$ – расход жидкости; $\rho_{ж}$ – плотность жидкости; $\mu_{ж}$ – коэффициент динамической вязкости жидкости.

В работе [4] толщина плёнки $t_{пл}$ рассчитывается с учётом гидравлических потерь в элементах форсунки. В данной работе авторами проведено исследование зависимостей характеристик течения через топливные форсунки от конструктивных и режимных параметров и их влияние на средний диаметр капель D_{32} . Из анализа полученных зависимостей показано, что толщина топливной плёнки $t_{пл}$ наиболее адекватно определяется как

$$t_{пл} = r_c \cdot \frac{1 - \left[1 - \frac{\mu_L}{w_{омн}} \cos^2\left(\frac{\alpha}{2}\right) \right]^{0,5}}{\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)}. \quad (9)$$

В данной формуле значение толщины топливной плёнки зависит от коэффициента расхода, угла конуса распыла, размера сопла и относительной скорости потока жид-

кости на срезе сопла ($w_{отн}$), которая учитывает потери из-за трения и неравномерного распределения скорости по толщине жидкой плёнки [17]. Выражение для определения относительной скорости представлено в [6].

Ещё одно соотношение, учитывающее длину сопла, предложено в работе [7]:

$$t_{пл} = \left(1,44 \left(\frac{G_{жс} \mu_L}{\rho_{жс} \Delta p_{жс} d_c^3} \right)^{0,25} \left(\frac{l_c}{d_c} \right)^{0,6} \right) d_c. \quad (10)$$

Так как приведённые выше методики имеют ряд ограничений, необходимо провести оценку целесообразности их использования для расчёта характеристик течения топлива применительно к ЦБТФ малоразмерных ГТД.

Численное моделирование течения топлива в форсунке и формирование первичного конического факела методом объёма жидкости (VOF)

Для моделирования течения жидкости в форсунке с помощью CFD обычно используют подход Эйлера. При моделировании многофазных течений подход Эйлера применяется в случае, когда основным исследуемым процессом является деформация поверхности раздела фаз [14]. Одним из наиболее распространённых в литературе Эйлеровских подходов является метод объёма жидкости (Volume of fluid, VOF) [15]. В методе VOF в качестве функции, определяющей двухфазное течение, используется объёмная доля жидкости в ячейке C . При $C = 0$ ячейка заполнена газообразной фазой (например, воздухом), при $C = 1$ ячейка заполнена жидкой фазой (например, керосином). Границу раздела двух сред из этой функции определяют при значении $C = 0,5$ [13].

При использовании данного метода необходимо учитывать, что размерность сетки должна быть сопоставима с размером искомых объёмов вторичной фазы (в данном случае жидкости – керосина) и кривизны её поверхности, например для толщины топливной плёнки это 50...200 мкм. На рис. 4 представлены результаты использования грубой расчётной сетки (рис. 4, а). В то же время, при начальном разрешении сетки порядка 50 мкм, общее количество элементов расчётной области может достигать до 100 – 200 млн. ячеек, что ограничивает применение данного метода в инженерной практике из-за высокой ресурсоёмкости задачи. Поэтому целесообразно использовать функцию динамической локальной адаптации сеточной модели, которая позволяет локально измельчать элементы сетки в месте градиента объёмной доли жидкости, как показано на рис. 4, б.

Кроме этого необходимо учитывать, что при использовании данной модели необходимо соблюдать требование по числу Куранта ($C < 1$) [16], которое означает, что шаг по времени не должен превышать пространственный шаг.

В данной работе использован метод VOF для получения μ_L , $\alpha_{кр}$ и $t_{пл}$. В работе также использована одна из распространённых моделей турбулентности k-omega SST. Данная модель сочетает в себе преимущества моделей k-epsilon и k-omega, то есть в пристеночном слое характеристики потока рассчитываются с помощью модели k-omega, а в остальной части потока расчёт характеристик турбулентности производится с использованием модели k-epsilon [13].

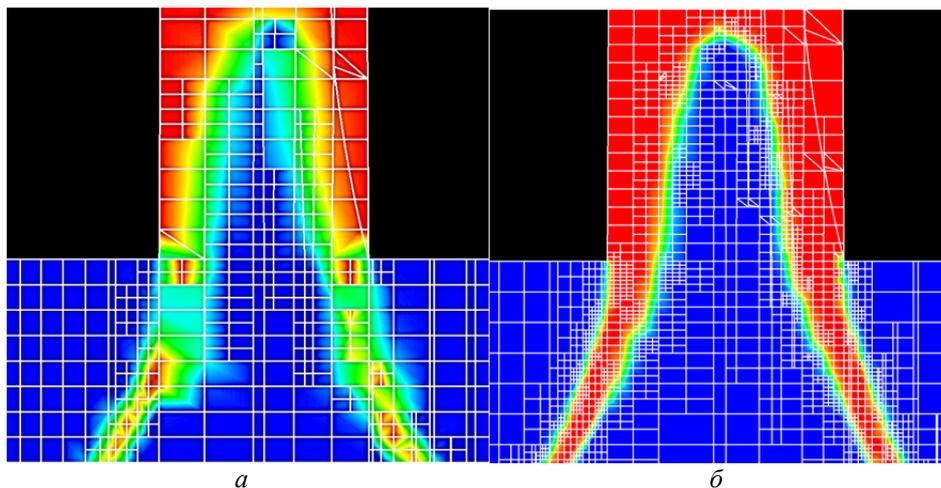


Рис. 4. Моделирование образования топливной плёнки в сопле:
 а – без функции локальной адаптации сеточной модели (метод Compressive);
 б – с функцией адаптации сеточной модели (метод Geo-Reconstruct)

На основании вышеизложенных моделей и подходов [18] сформирован алгоритм расчёта μ_L , $\alpha_{кр}$ и $t_{пл}$, который разбит на несколько этапов для снижения временных затрат на расчёты.

Порядок расчёта в данной работе следующий. Вначале проводится расчёт в неявной постановке относительно объёмной доли жидкости (объёмная доля жидкости считается исходя из параметров потока на текущем временном шаге) с использованием схемы пространственной дискретизации Compressive [16], поскольку она обладает наибольшей устойчивостью, а также допускает использование большего, чем при других схемах, временного шага при соизмеримом числе Куранта. Расчёт по данной схеме ведётся до обеспечения баланса массы топлива между входом в расчётную область и выходом из неё. Далее используется более точная схема пространственной дискретизации Geo-Reconstruct [11]. Сходимость расчёта отслеживается по углу первичного конуса распыла. Затем используется функция градиентной адаптации расчётной сетки с целью измельчения элементов в области границы раздела фаз. Сходимость расчёта определяется по толщине плёнки жидкости в контрольных сечениях (как правило на выходе из сопла форсунки).

Данные экспериментального исследования характеристик течения в ЦБТФ (форсунка №1 и форсунка №2), а также результаты численного моделирования в трёхмерной постановке методом объёма жидкости (VOF) и с помощью полуэмпирических методик представлены на рис. 5 – 11.

Коэффициент расхода (μ_L). На рис. 5 отражены результаты расчётно-экспериментального исследования зависимости коэффициента расхода (μ_L) от перепада давления (Δp_T) для форсунки №1. Экспериментальная часть работы выполнена на стендовом оборудовании научно-образовательного центра газодинамических исследований Самарского университета. Показано, что с увеличением диаметра сопла форсунки коэффициент расхода уменьшается, что в целом адекватно отражается полуэмпирическими методиками А. Лефевра (формула 1) и А.А. Диденко (формула 2), а также численными расчётами (CFD). При этом экспериментально установлено, что влияние режимных параметров становится существенным при $\Delta p_T < 300$ кПа, где с уменьшением перепада давления μ_L растёт. Эта зависимость качественно отражается при расчётах по методике А.А. Диденко (формула 2) и с удовлетворительной точностью (погрешность менее 10%) при использовании CFD. В формуле А. Лефевра (1) используются

только геометрические характеристики форсунки, поэтому полученные по этой методике результаты не зависят от Δp_T , что ограничивает применение подобных соотношений в широком диапазоне режимных параметров ЦБТФ.

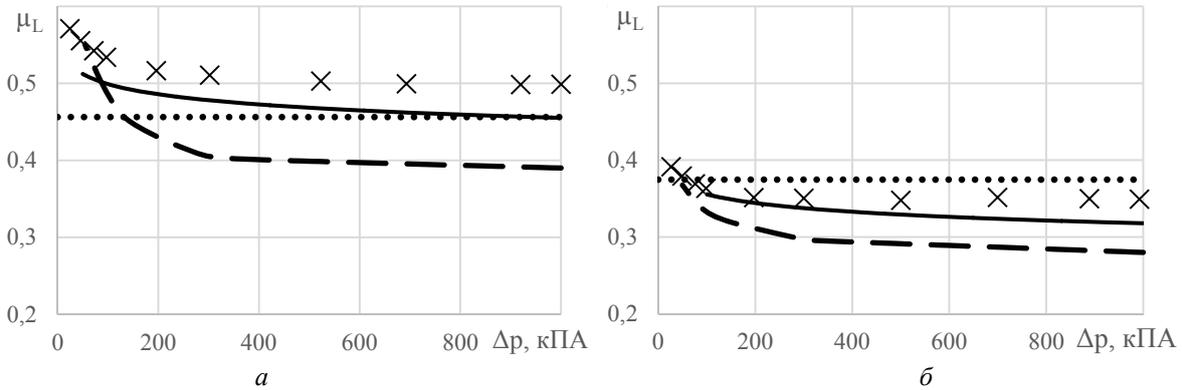


Рис. 5. Зависимости коэффициента расхода от перепада давления топлива на форсунке №1:
 $a - d_c = 0,4 \text{ мм}$; $b - d_c = 0,5 \text{ мм}$.
 эксперимент; Лефевр [1]; - - - Диденко [4]; — CFD

На рис. 6 приведены зависимости значений коэффициента расхода от относительной длины сопла форсунки №2 для двух режимов по перепаду давления $\Delta p_T = 800 \text{ кПа}$ и $\Delta p_T = 1000 \text{ кПа}$. Опытные данные взяты из работы [7]. Как было показано выше (рис. 5) влияние режимного фактора становится существенным при $\Delta p_T < 300 \text{ кПа}$, этот вывод косвенно подтвердился и при исследовании форсунки №2 при $\Delta p_T \geq 800 \text{ кПа}$, в результате которого показано, что значения коэффициентов расхода практически совпадают для обоих режимов. Из графиков видно, что результаты CFD по большей части количественно совпадают с экспериментальными данными, за исключением двух крайних точек ($l_c/d_c = 2,5$ и 5), где расхождение данных достигает 15...18%. Последнее также может быть связано с погрешностью эксперимента. Полуэмпирические методики А. Лефевра и А.А. Диденко дают существенно более заниженные значения коэффициента расхода. Данное расхождение может быть объяснено отсутствием в представленных соотношениях (1) и (2) параметров, учитывающих длину сопла форсунки, а также ограниченностью применимости данных полуэмпирических методик в широком диапазоне по перепаду давления топлива на ЦБТФ.

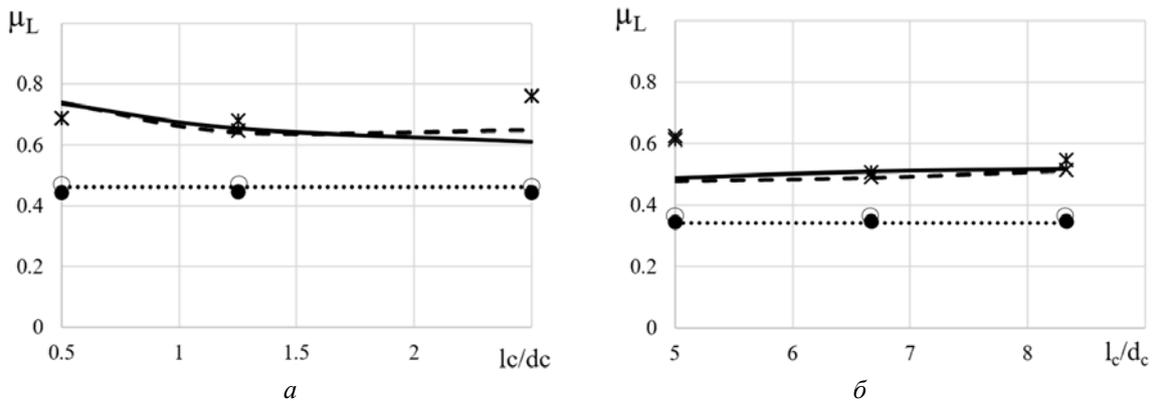


Рис. 6. Зависимости коэффициента расхода от перепада давления топлива на форсунке №2:
 $a - d_c = 0,4 \text{ мм}$; $b - d_c = 0,6 \text{ мм}$.
 - - - 1000 кПа CFD; * 1000 кПа Эсп.; ● 1000 кПа Диденко [4];
 — 800 кПа CFD; × 800 кПа Эсп.; ○ 800 кПа Диденко [4]; Лефевр [1]

Угол первичного конуса распыла ($\alpha_{кр}$, град). На рис. 7 продемонстрирована визуализация конуса распыла на форсунке №2, полученная с использованием численного моделирования течения топлива методом VOF.

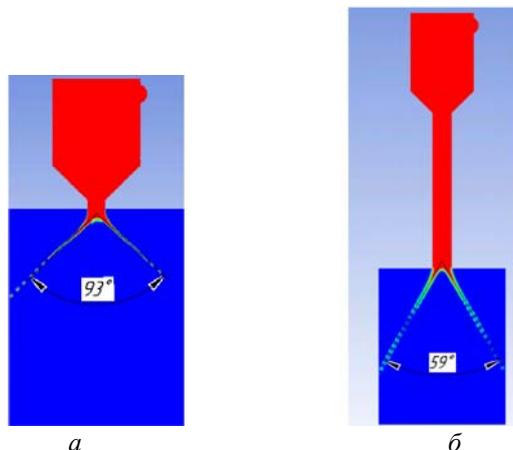


Рис. 7. Конус первичного распыла форсунки №2 [7] при перепаде давления 1000 кПа:
 $a - l_c/d_c = 0,5$; $b - l_c/d_c = 8,33$

Из представленных картин течения видно, что с увеличением длины сопла от 0,5 до 8 калибров угол первичного конуса распыла значительно уменьшается, а толщина топливной плёнки на срезе сопла увеличивается. Стоит отметить, что воздушный вихрь внутри сопла форсунки для представленных конфигураций форсунок не образуется. Этот факт может оказаться критичным при использовании полуэмпирических методик [1; 4 – 7], в которых принято, что воздушный вихрь всегда присутствует в сопле.

На рис. 8 приведены зависимости угла первичного конуса распыла от относительной длины сопла форсунки №2, которые были получены с помощью полуэмпирических методик по формулам (4), (6) и (7), а также в результате численного расчёта (CFD). Результаты экспериментов авторы работы [7] не представили. Для форсунки с $d_c = 0,6$ мм, несмотря на увеличенную длину сопла, расчёты по всем представленным методикам совпадают с удовлетворительной точностью. В то же время для форсунки с $d_c = 0,4$ мм и стандартной длиной сопла хорошо согласуются результаты, полученные по методике С. Вэй [7] и CFD, а формулы А. Лефевра (4) и А.А. Диденко (6) дают существенно заниженные углы первичного конуса распыла.

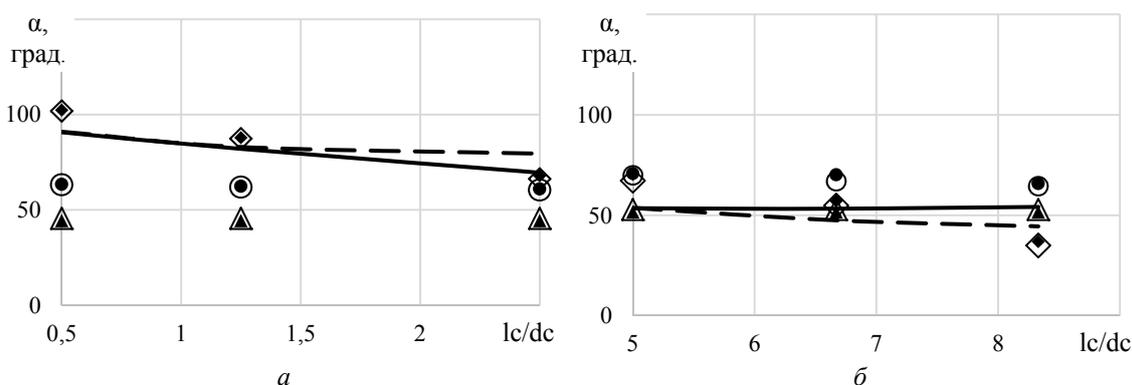


Рис. 8. Сравнение расчётных данных по углу первичного конуса распыла (форсунка №2):
 $a - d_c = 0,4$ мм; $b - d_c = 0,6$ мм.
 — — 1000 кПа CFD; ▲ 1000 кПа Лефевр [1]; ● 1000 кПа Диденко [4]; ◆ 1000 кПа Вэй [7];
 — 800 кПа CFD; ▲ 800 кПа Лефевр [1]; ○ 800 кПа Диденко [4]; ◇ 800 кПа Вэй [7]

Результаты расчётно-экспериментального исследования зависимости угла первичного конуса распыла от перепада давления Δp_T для форсунки №1 представлены на рис. 9. Показано, что существенное влияние режимного фактора, как и для коэффициента расхода μ_L (см. рис. 5), наблюдается при $\Delta p_T < 300$ кПа. В диапазоне $\Delta p_T = 300 \dots 1000$ кПа при увеличении перепада давления угол первичного конуса распыла увеличивается менее значительно.

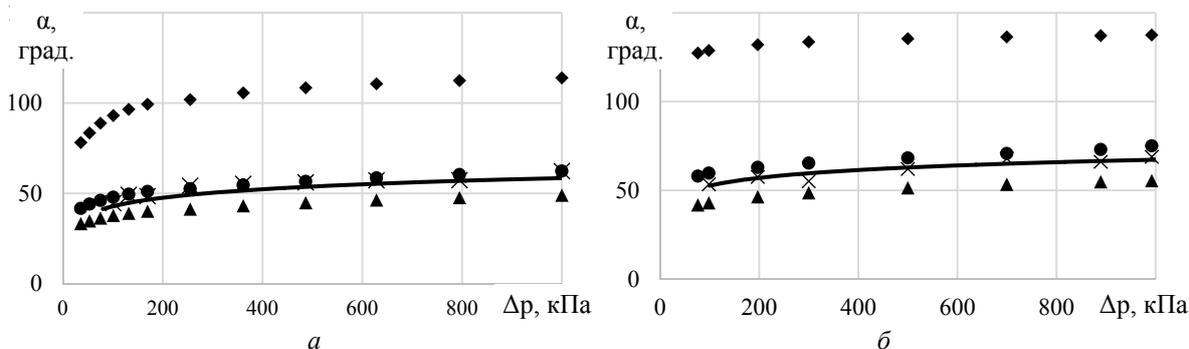


Рис. 9. Сравнение расчётных и экспериментальных данных по углу первичного конуса распыла (форсунка №1): а – $d_c = 0,4$ мм; б – $d_c = 0,5$ мм.

× Эксперимент; ▲ Лефевр [1]; ● Диденко [4]; ◆ Вэй [7]; — CFD

Из анализа полученных данных следует, что методика С. Вэй даёт существенно завышенные значения угла первичного конуса распыла. Методика А. Лефевра, наоборот, даёт заниженные значения (расхождение около 20%), тогда как методика А.А. Диденко и результаты моделирования в трёхмерной постановке (CFD) дают хорошее согласование с данными эксперимента и расхождение составляет менее 10%. Также из анализа графических зависимостей видно, что предложенная методика определения угла первичного конуса распыла с использованием CFD даёт хорошую прогностическую способность для центробежных форсунок в широком диапазоне как режимных, так и конструктивных параметров.

Толщина топливной плёнки ($t_{пл}$, мкм). На рис. 10, 11 приведено сопоставление расчётных значений толщины топливной плёнки для вариантов форсунок №1 и №2 соответственно на основе представленных выше полуэмпирических соотношений и CFD. На этих графиках не приведено сравнение по толщине топливной плёнки керосина на выходе из сопла с экспериментальными данными, поскольку известные и опубликованные исследования были проведены для форсунок с соплами значительно большего размера ($d_c \geq 1$ мм), чем форсунки, рассматриваемые в данной работе. Например, в работе [19] представлены результаты экспериментов для центробежных форсунок с диаметром сопла больше 1 мм, при этом в качестве рабочего тела использовалась вода. Для керосина известны исследования [20] ЦБТФ с соплами, имеющими диаметр $d_c \geq 5$ мм. Поэтому провести прямое сопоставление результатов расчётов толщины топливной плёнки $t_{пл}$ при использовании керосина с экспериментальными данными для форсунок с диаметром сопла $d_c \leq 0,6$ мм в настоящее время не представляется возможным.

Вместе с тем, косвенную оценку достоверности применяемых расчётных моделей можно сделать на основе выводов, полученных в работах [4; 5], из которых следует, что коэффициент заполнения сопла φ_c для идеальной жидкости связан с коэффициентом расхода следующим образом:

$$\mu_L = \sqrt{\frac{\varphi_c^3}{2 - \varphi_c}} \quad (11)$$

Так как толщина топливной плёнки, как было показано выше, напрямую определяется коэффициентом заполнения сопла, то из соотношения (11) следует, что $t_{пл}$ будет также напрямую связана и с коэффициентом расхода жидкости μ_L . Как было показано выше, предлагаемая в данной работе методика численного моделирования картины течения в ЦБТФ в трёхмерной постановке методом объёма жидкости (VOF) с высокой степенью достоверности определяет коэффициент расхода форсунки, следовательно и для расчёта толщины топливной плёнки этот метод должен давать приемлемые для прогностической оценки результаты.

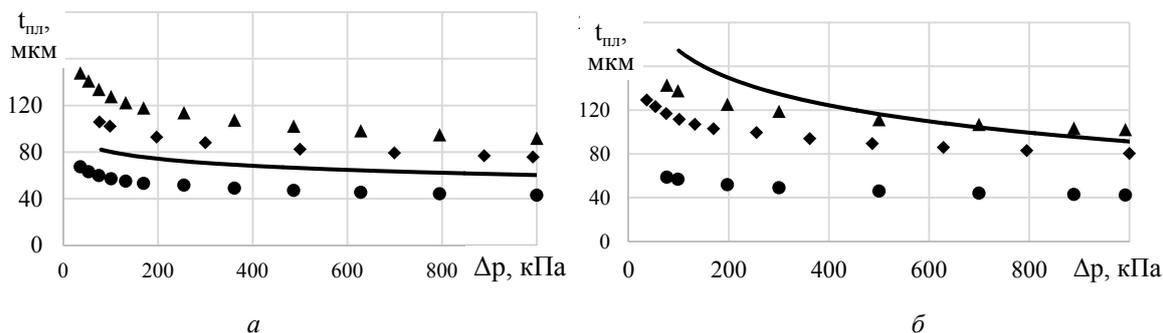


Рис. 10. Сравнение расчётных значений толщины топливной плёнки на срезе сопла (форсунка №1):

$a - d_c = 0,4 \text{ мм}; \quad б - d_c = 0,5 \text{ мм}.$

▲ Лефевр [1]; ● Диденко [4]; ◆ Вэй [7]; — CFD

Анализируя зависимости на рис. 10, можно сказать, что все представленные методики качественно одинаковым образом отражают влияние диаметра сопла d_c и перепада давления Δp_T на толщину топливной плёнки, но сильно расходятся количественно. При этом разница по толщине плёнки между форсунками с диаметрами сопла 0,4 мм и 0,5 мм, полученная в CFD, более существенная, чем при использовании полуэмпирических методик. При диаметре сопла 0,4 мм результаты CFD расчёта лучше согласуются с формулами А.А. Диденко (9) и С. Вэй (10), тогда как при диаметре сопла 0,5 мм согласование лучше с формулой А. Лефевра (8).

Для форсунки №2 [7] (рис. 11) представлены данные расчётов при $\Delta p_T = 800$ и 1000 кПа. Выше было показано, что в этом диапазоне перепад давления на форсунке не оказывает существенного влияния на исследуемые характеристики, поэтому для обоих режимов результаты расчётов практически совпадают. Как и для форсунки №1 (рис. 10), для форсунки №2 при диаметре сопла 0,4 мм ($l_c/d_c = 0,5 \dots 2,5$) результаты расчётов методами CFD наилучшим образом согласуются с формулами А.А. Диденко (9) и С. Вэй (10). Для форсунки с диаметром сопла 0,6 мм ($l_c/d_c = 5 \dots 8,3$) метод CFD имеет наименьшее расхождение с полуэмпирическим соотношением С. Вэй (10). По форсунке №2 этот результат был прогнозируем, так как экспериментальные характеристики данной форсунки и соответствующие полуэмпирические соотношения были получены в рамках одной работы [7].

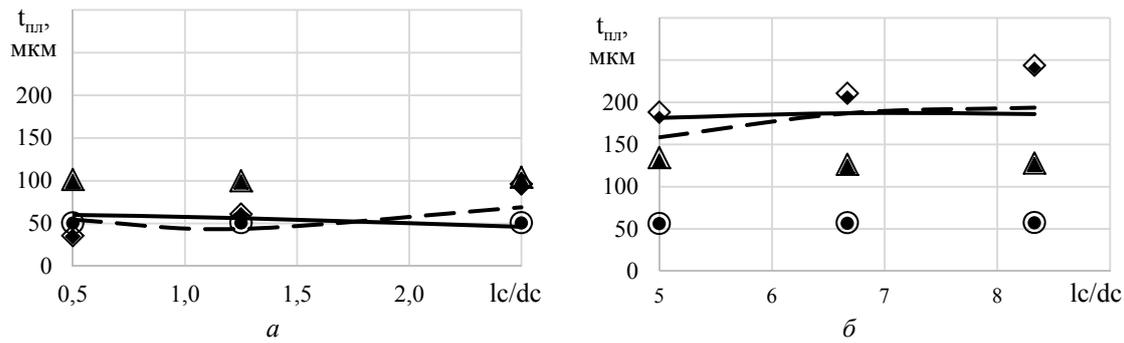


Рис. 11. Сравнение расчётных значений толщины топливной плёнки на срезе сопла (форсунка №2):

$a - d_c = 0,4 \text{ мм}$; $b - d_c = 0,6 \text{ мм}$.

— — 1000 кПа CFD; ▲ 1000 кПа Лефевр [1]; ● 1000 кПа Диденко [4]; ◆ 1000 кПа Вэй [7];
 — — 800 кПа CFD; △ 800 кПа Лефевр [1]; ○ 800 кПа Диденко [4]; ◇ 800 кПа Вэй [7]

Таким образом, представленные на рис. 10, 11 результаты расчётного исследования, и последующий их анализ показали, что предварительно (без прямой экспериментальной проверки) можно подтвердить удовлетворительный уровень достоверности расчёта толщины топливной плёнки предложенными методами CFD. Полуэмпирические методики для этого случая применимы только для тех геометрических характеристик ЦБТФ, для которых эти соотношения были получены.

Заключение

Проведено исследование характеристик течения жидкого топлива через ЦБТФ малоразмерных авиационных ГТД как с помощью экспериментальных методов, так и с использованием расчётных моделей: CFD и полуэмпирических методик. Результаты работы позволяют сделать следующие выводы:

– для коэффициента расхода μ_L и угла первичного конуса распыла $\alpha_{кр}$ получено, что расхождение между результатами CFD и экспериментальными данными не превышает 10% вне зависимости от конфигураций, геометрических размеров и режима работы ЦБТФ малоразмерных ГТД, тогда как полуэмпирические методики показывают расхождение с экспериментальными данными в пределах 20% и выше, кроме того, точность расчётов определяется применимостью тех или иных соотношений к конкретным типам форсунок, их геометрическим размерам и режимам работы по расходу топлива или перепаду давления на форсунке;

– для толщины топливной плёнки $t_{пл}$ в условиях отсутствия необходимых экспериментальных данных предварительно можно сделать заключение о применимости используемого в данной работе метода CFD для оценки данной характеристики форсунки с целью последующего использования данного параметра для расчёта среднего по Заутеру диаметра капель D_{32} .

Таким образом, предложенная методика расчёта течения жидкости через ЦБТФ CFD даёт хорошую прогностическую способность для указанных характеристик центробежных форсунок в широком диапазоне как режимных, так и конструктивных параметров, что может быть использовано на этапе проектирования форсунок для авиационных камер сгорания.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 21-19-00876, <https://rscf.ru/project/21-19-00876/>

Библиографический список

1. Lefebvre A.H. *Atomization and Sprays*. New York: Hemisphere, 1989. 434 p.
2. Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара: СНЦ РАН, 2009. 334 с.
3. Rink K.K., Lefebvre A.H. The influences of fuel composition and spray characteristics on nitric oxide formation // *Combustion Science and Technology*. 1989. V. 68, Iss. 1-3. P. 1-14. DOI: 10.1080/00102208908924066
4. Диденко А.А. Исследование качества распыливания топлива и его влияния на характеристики камер сгорания малоразмерных ГТД. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 1996. 267 с.
5. Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И. Распыливание жидкостей. М.: Машиностроение, 1977. 207 с.
6. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 716 с.
7. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers // *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238
8. Bade K.M., Kalata W., Schick R.J. Experimental and computational study of a spray at multiple injection angles // *Proceedings of the 22nd Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems* (May, 2010, Cincinnati, Ohio)
9. Inoue C., Shimizu A., Watanabe T., Himeno T., Uzawa S. Numerical and experimental investigation on spray flux distribution produced by liquid sheet atomization // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition* (June, 15-19, 2015, Montreal, Canada). V. 4B. DOI: 10.1115/GT2015-43364
10. Kazimardanov M., Zagitov R. Numerical simulation of kerosene atomization in injector of a gas turbine engine // *AIP Conference Proceedings*. 2019. V. 2125. DOI: 10.1063/1.5117432
11. Куценко Ю.Г. Методы расчёта и анализа для моделирования процесса распыла жидкого топлива // *Материалы X Международной научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей»* (27-28 сентября 2017 г., Самара, Россия). Самара: Самарский университет, 2017. С. 32-33.
12. Verma N., ManojKumar K., Ghosh A. Characteristics of aerosol produced by an internal-mix nozzle and its influence on force, residual stress and surface finish in SQCL grinding // *Journal of Materials Processing Technology*. 2017. V. 240. P. 223-232. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2016.09.014
13. Строкач Е.А., Боровик И.Н. Численное моделирование процесса распыливания керосина центробежной форсункой // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*. 2016. № 3 (108). С. 37-54. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
14. Юн А.А., Крылов Б.А. Расчёт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе Fastest-3D. М.: МАИ, 2007. 116 с.
15. Hirt C.W., Nichols B.D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries // *Journal of Computational Physics*. 1981. V. 39, Iss. 1. P. 201-225. DOI: 10.1016/0021-9991(81)90145-5
16. Храбрый А.И., Зайцев Д.К., Смирнов Е.М. Численное моделирование течений со свободной поверхностью на основе метода VOF // *Труды ЦНИИ имени акад. А.Н. Крылова*. 2013. № 78 (362). С. 53-64.
17. Раушенбах Б.В., Белый С.А., Беспалов И.В., Бородачев В.Я., Волынский М.С., Прудников А.Г. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1964. 526 с.

18. Gurakov N.I., Zubrilin I.A., Abrashkin V.Y., Hernandez Morales M., Yakushkin D.V., Yastrebov V.V., Kolomzarov O.V., Idrisov D.V. Validation of the VOF method for liquid spray process simulation from a pressure-swirl atomizer // AIP Conference Proceedings. 2020. V. 2304. DOI: 10.1063/5.0033854

19. Halder M.R., Dash S.K., Som S.K. Initiation of air core in a simplex nozzle and the effects of operating and geometrical parameters on its shape and size // Experimental Thermal and Fluid Science. 2002. V. 26, Iss. 8. P. 871-878. DOI: 10.1016/s0894-1777(02)00153-x

20. Rizk N.K., Lefebvre A.H. The influence of liquid film thickness on airblast atomization // Journal of Engineering for Power. 1980. V. 102, Iss. 3. P. 706-710. DOI: 10.1115/1.3230329

CALCULATION OF FLOW CHARACTERISTICS OF LIQUID FUEL SUPPLIED THROUGH PRESSURE JET ATOMIZERS OF SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINES

© 2021

N. I. Gurakov Postgraduate Student of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nikgurakov@gmail.com

I. A. Zubrilin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
zubrilin.ia@ssau.ru

M. Hernandez Morales Postgraduate Student of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
mariohernandezmo_4_2@hotmail.com

D. V. Yakushkin Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yakushkindv@gmail.com

A. A. Didenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
aanm_didenko@rambler.ru

S. G. Matveev Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
msg@ssau.ru

Yu. V. Komisar Design Engineer of the Department of Aircraft Engine Theory;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
komisar.yuv@ssau.ru

The paper presents the results of studying the flow characteristics of liquid fuel in pressure jet atomizers of small-sized gas turbine engines with nozzle diameters of 0.4-0.6 mm for various operating and design parameters. The study was carried out using experimental measurements, semi-empirical correlations and CFD (computational fluid dynamics) methods. The Euler approach, the volume-of-fluid (VOF) method, was used to model multiphase flows in CFD simulations. Good agreement was obtained between experimental and predicted data on the fuel coefficient and the primary spray cone angle at the nozzle outlet. Besides, the assessment of the applicability of semi-empirical techniques for the nozzle configurations under consideration is given. In the future, the flow characteristics in question (the nozzle flow rate, the fuel film thickness, and the primary spray cone angle) can be used to

determine the mean diameter of the droplets (SMD) required to fully determine the boundary conditions of fuel injection when modeling combustion processes in combustion chambers of small-sized gas turbine engines.

Small-sized gas turbine engine; combustion chamber; atomizer fuel flow; volume-of-fluid method; primary spray cone angle; atomizer flow rate; fuel film thickness

Citation: Gurakov N.I., Zubrilin I.A., Hernandez Morales M., Yakushkin D.V., Didenko A.A., Matveev S.G., Komisar Yu.V. Calculation of flow characteristics of liquid fuel supplied through pressure jet atomizers of small-sized gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 19-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-19-35

References

1. Lefebvre A.H. *Atomization and sprays*. New York: Hemisphere, 1989. 434 p.
2. Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Operating process of combustion chambers of small-sized gas turbine engines]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2009. 334 p.
3. Rink K.K., Lefebvre A.H. The influences of fuel composition and spray characteristics on nitric oxide formation. *Combustion Science and Technology*. 1989. V. 68, Iss. 1-3. P. 1-14. DOI: 10.1080/00102208908924066
4. Didenko A.A. *Issledovanie kachestva raspylivaniya topliva i ego vliyaniya na kharakteristiki kamer sgoraniya malorazmernykh GTD*. Diss. ... kand. tekhn. nauk [Investigation of the quality of fuel atomization and its influence on the characteristics of combustion chambers of small-size gas turbine engines. Thesis for a Candidate Degree in Engineering]. Samara, 1996. 267 p.
5. Dityakin Yu.F., Klyachko L.A., Novikov B.V., Yagodkin V.I. *Raspylivanie zhidkostey* [Liquid atomization]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 207 p.
6. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy* [Theory of turbulent jets]. Moscow: Nauka Publ., 1984. 716 p.
7. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers. *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238
8. Bade K.M., Kalata W., Schick R.J. Experimental and computational study of a spray at multiple injection angles. *Proceedings of the 22nd Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems (May, 2010, Cincinnati, Ohio)*
9. Inoue C., Shimizu A., Watanabe T., Himeno T., Uzawa S. Numerical and experimental investigation on spray flux distribution produced by liquid sheet atomization. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (June, 15-19, 2015, Montreal, Canada)*. V. 4B. DOI: 10.1115/GT2015-43364
10. Kazimardanov M., Zagitov R. Numerical simulation of kerosene atomization in injector of a gas turbine engine. *AIP Conference Proceedings*. 2019. V. 2125. DOI: 10.1063/1.5117432
11. Kutsenko Yu.G. Metody rascheta i analiza dlya modelirovaniya protsessa raspyla zhidkogo topliva. *Materialy X Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Protsessy Goreniya, Teploobmena i Ekologiya Teplovykh Dvigatelye» (September, 27-28, 2017, Samara, Russian Federation)*. Samara: Samara University Publ., 2017. P. 32-33. (In Russ.)
12. Verma N., ManojKumar K., Ghosh A. Characteristics of aerosol produced by an internal-mix nozzle and its influence on force, residual stress and surface finish in SQCL grinding. *Journal of Materials Processing Technology*. 2017. V. 240. P. 223-232. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2016.09.014

13. Strokach E.A., Borovik I.N. Numerical simulation of kerosene dispersion process by the centrifugal atomizer. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2016. No. 3 (108). P. 37-54. (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
14. Yun A.A., Krylov B.A. *Raschet i modelirovanie turbulentnykh techeniy s teploobmenom, smesheniem, khimicheskimi reaktsiyami i dvukhfaznykh techeniy v programmnom komplekse Fastest-3D* [Calculation and modeling of turbulent flows with heat transfer, mixing, chemical reactions and two-phase flows in the Fastest-3D software package]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2007. 116 p.
15. Hirt C.W., Nichols B.D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *Journal of Computational Physics*. 1981. V. 39, Iss. 1. P. 201-225. DOI: 10.1016/0021-9991(81)90145-5
16. Hrabry A.I., Zaitsev D.K., Smirnov Ye.M. Numerical simulation of currents with free surface based on VOF method. *Transactions of the Krylov State Research Centre*. 2013. No. 78 (362). P. 53-64. (In Russ.)
17. Raushenbakh B.V., Belyy S.A., Bepalov I.V., Borodachev V.Ya., Volynskiy M.S., Prudnikov A.G. *Fizicheskie osnovy rabocheho protsessa v kamerakh sgoraniya vozdushno-reaktivnykh dvigateley* [Basic physics of the operating process in the combustion chambers of air-jet engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1964. 526 p.
18. Gurakov N.I., Zubrilin I.A., Abrashkin V.Y., Hernandez Morales M., Yakushkin D.V., Yastrebov V.V., Kolomzarov O.V., Idrisov D.V. Validation of the VOF method for liquid spray process simulation from a pressure-swirl atomizer. *AIP Conference Proceedings*. 2020. V. 2304. DOI: 10.1063/5.0033854
19. Halder M.R., Dash S.K., Som S.K. Initiation of air core in a simplex nozzle and the effects of operating and geometrical parameters on its shape and size. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2002. V. 26, Iss. 8. P. 871-878. DOI: 10.1016/s0894-1777(02)00153-x
20. Rizk N.K., Lefebvre A.H. The influence of liquid film thickness on airblast atomization. *Journal of Engineering for Power*. 1980. V. 102, Iss. 3. P. 706-710. DOI: 10.1115/1.3230329

РАЗРАБОТКА АППАРАТУРЫ КОНТРОЛЯ И ПРОДУВКИ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЁТОВ

© 2021

Н. А. Зотин кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
ZotinNA.eat@yandex.ru

Е. П. Лисман студент;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
Egor.lisman@yandex.ru

Рассмотрен вопрос автоматизации последовательного проведения работ по продувке и контролю системы полного и статического давления пассажирских самолётов. Предложена функциональная схема и принципиальные исполнения некоторых частей комбинированной аппаратуры, которая позволяет с высокой оперативностью проводить и чередовать указанные работы. На этапе контроля системы давление или разрежение в ней создаётся мановакуумной пневмоустановкой, в состав которой входят компрессор и набор электромагнитных кранов, позволяющих включать его в магистраль нагнетания или откачки. Величина создаваемого давления регулируется расходом в канале нагнетания/откачки и в канале сообщения с атмосферой. Имитация изменения температуры окружающей среды происходит за счёт обдува нагретым или охлаждённым воздухом датчиков температуры самолёта. Давление или разрежение в контролируемой системе создаётся по очереди, в каждой её магистрали. На этапе продувки источником давления является баллон сжатого азота. Газ под давлением проходит через приёмники системы и стравливается в атмосферу, вычищая загрязнения. После подключения предлагаемой комбинированной аппаратуры к системе полного и статического давления никаких ручных операций по монтажу и демонтажу соединительных шлангов между работами по контролю и продувке проводить не требуется. Сообщение каналов контролируемой системы с мановакуумной пневмоустановкой и источником сжатого азота выполняется электромагнитными кранами с дистанционным управлением, чем достигается сокращение продолжительности последовательного проведения работ по обслуживанию системы.

Техническое обслуживание летательных аппаратов; автоматизация процесса обслуживания; навигационная система самолёта

Цитирование: Зотин Н.А., Лисман Е.П. Разработка аппаратуры контроля и продувки системы полного и статического давления пассажирских самолётов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 36-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-36-44

Введение

Система полного и статического давления (СПСД) самолёта совместно с его пилотажно-навигационным и приборным оборудованием обеспечивает экипаж данными, необходимыми для выполнения безопасного полёта.

Устранение последствий ошибок пилотирования самолёта, которые сопряжены с неисправностью данной системы, может быть достаточно дорогостоящим по сравнению с материальными затратами на периодическое обслуживание рассматриваемой системы, что делает актуальной задачу разработки и совершенствования методов и средств её технического обслуживания.

Для воздушных судов семейств рассмотренных самолётов [1 – 3] работы по обслуживанию СПСД в большинстве случаев включают в себя: визуальный осмотр её узлов и агрегатов, замену неисправных элементов, продувку приёмников полного и статического давления, контроль показаний потребителей системы, а именно измерителей и индикаторов барометрической высоты, приборной, калибровочной скорости летательного аппарата.

Продувка включает в себя работы по отстыковке приёмников от трубопроводов системы с последующим их включением в канал подачи воздуха или азота от наземной установки. Проходя через приёмники, газ под давлением обеспечивает удаление загрязнений.

При контроле показаний высоты и скорости в системе создаётся давление или разрежение аэродромным источником. Фактические значения, снятые оператором с приборов, сравниваются с табличными, которые соответствуют заданным давлениям с поправкой на температуру окружающего воздуха. Управление аэродромным источником давления/разрежения осуществляется из кабины по радиоканалу.

Постановка задачи

Как видно из описания процессов контроля и продувки они достаточно продолжительны, также следует отметить, что оба вида работ часто требуется проводить последовательно, так как погрешности показаний приборов могут быть сопряжены с загрязнением приёмников. В случае некачественно проведённой чистки или при серьёзных загрязнениях цикл контроль – продувка – контроль может повторяться несколько раз.

Недостатком такой технологии обслуживания является трудоёмкость многократного переподключения приёмников к баллону сжатого азота от каналов системы и обратно, а также их подстыковка к системе аэродромного источника давления/разрежения.

Для устранения указанного недостатка предлагается разработать комплексную аппаратуру для технического обслуживания СПСД, которая позволит оперативно осуществлять и чередовать указанные работы.

Кроме этого разрабатываемая аппаратура должна позволять имитировать изменение температуры окружающего воздуха, что обеспечит выполнение контроля показаний потребителей системы в более широком диапазоне внешних эксплуатационных условий.

Разработка функциональной схемы системы контроля и продувки

Функциональная схема комплексной аппаратуры контроля и продувки представлена на рис. 1.

В задачи представленной аппаратуры входят:

- создание давления или разрежения в каналах статического и полного давлений с целью контроля показаний потребителей системы;
- продувка приёмников воздушного давления сжатым азотом;
- имитация изменения температуры окружающей среды для учета её при проведении контроля.

Источником давления (разрежения) при контроле системы является мановакуумная пневматическая установка; при продувке системы – подсоединённый через газовый редуктор баллон сжатого азота.

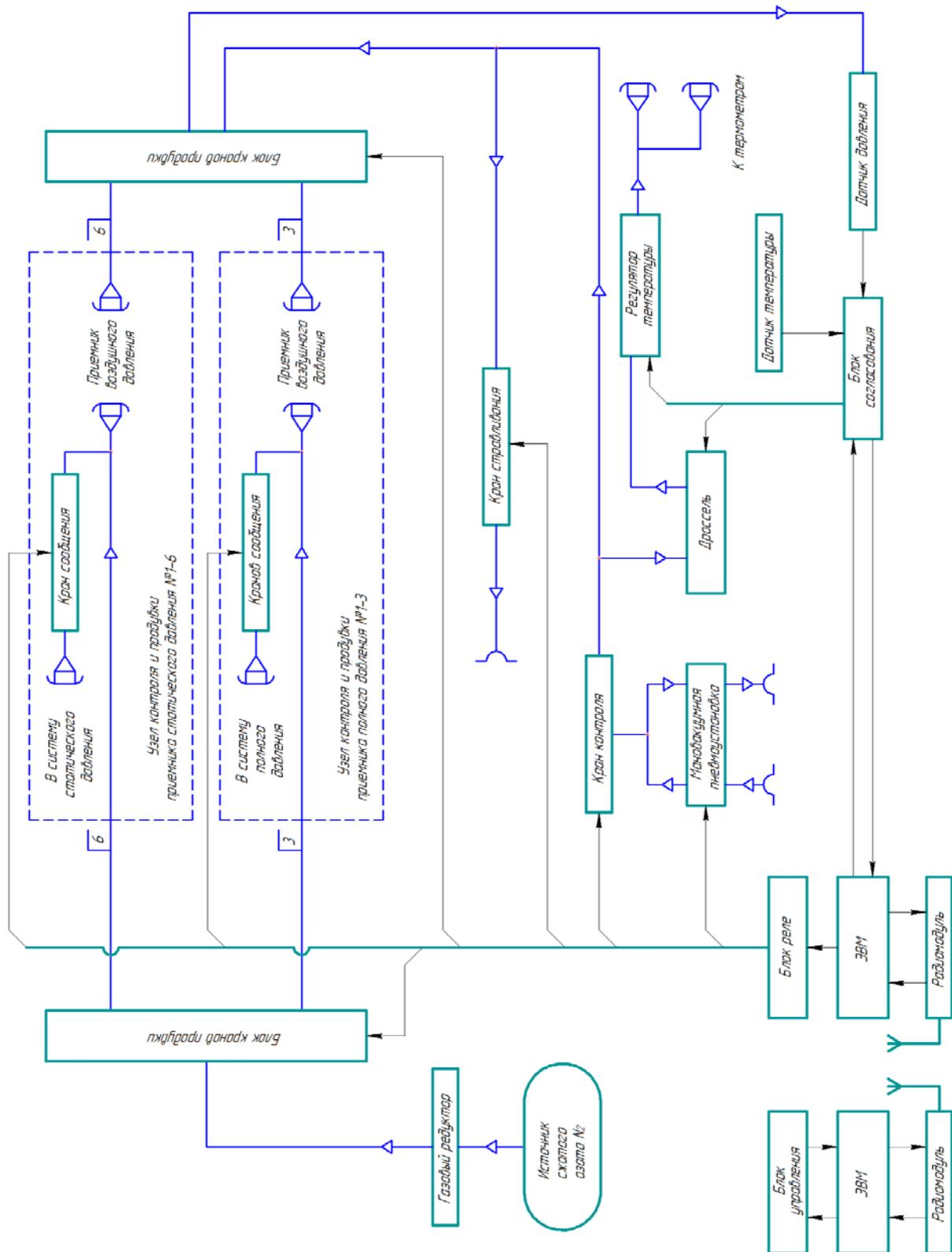


Рис. 1. Функциональная схема комплексной аппаратуры контроля и продувки

В процессе контроля величина создаваемого давления определяется положением шаровых заслонок кранов контроля и стравливания и контролируется соответствующим датчиком.

Давление создаётся в магистралях поочерёдно за счёт их последовательной изоляции от пневмоустановки и атмосферы правым блоком кранов продувки после создания в каждом канале требуемого значения давления. После приёмника воздух поступает через открытый кран сообщения в СПСД. В этом режиме работы левый блок кранов продувки закрыт. Открытие и закрытие кранов, а также выбор режима работы пневмоустановки (нагнетание или откачка воздуха) осуществляется дистанционно за счёт срабатывания реле по командам вычислителя (ЭВМ).

Измеренные датчиком значения создаваемого давления поступают в ЭВМ аппаратуры контроля и продувки, где формируются теоретические значения контролируемых параметров, выводимые оператору в процессе проверки. Данные, рассчитанные в ЭВМ, сравниваются с показаниями приборов в кабине самолёта оператором.

При прочистке приёмников давлений краны продувки сообщают баллон сжатого газа через приёмники и кран стравливания с атмосферой. Газовый редуктор открыт, а краны сообщения и кран контроля при этом полностью закрыты. Приёмники прочищаются от грязи, пыли и прочих частиц по очереди.

Имитация температуры осуществляется обдувом датчиков самолёта нагретым или охлаждённым в регуляторе воздухом, отобранном от канала пневмоустановки. Расход воздуха через регулятор температуры определяется положением шаровых заслонок кранов контроля, стравливания и дросселя канала имитации температуры.

Управление аппаратурой осуществляется дистанционно через радиомодули для возможности проведения работ из кабины самолёта. Радиомодули работают на частоте 868 МГц, что обеспечивает хорошую проходимость сигналов через корпус летательного аппарата.

Приведённая схема обеспечивает контроль и продувку девяти магистралей (трёх – полного давления и шести – статического), а также имитацию температуры для случая двух установленных на борту термометров наружного воздуха. В общем количество используемых в установке каналов нагнетания, стравливания и обдува зависит от модели эксплуатируемого самолёта, но для унификации предлагаемого оборудования число узлов подключения может быть взято исходя из максимально возможных требований. При этом в процессе обслуживания лишние каналы нагнетания и стравливания будут закрыты кранами, а каналы обдува термометров – заглушками.

Принципиальное исполнение некоторых узлов системы контроля и продувки

Схема мановакуумной пневмоустановки показана на рис. 2. Установка обеспечивает создание давления и разрежения в системе, что позволяет имитировать изменение высоты и скорости. Часть нагнетаемого установкой воздуха отбирается для обдува датчиков температуры самолёта.

Установка включает в себя: компрессор КМ, четыре электромагнитных крана P1, P2, P3, P4 с обмотками управления Y1, Y2, Y3, Y4 соответственно и твердотельные реле DA1, DA2, DA3, DA4. На рисунке показана обмотка управления и реле только для одного крана, исполнение остальных аналогично.

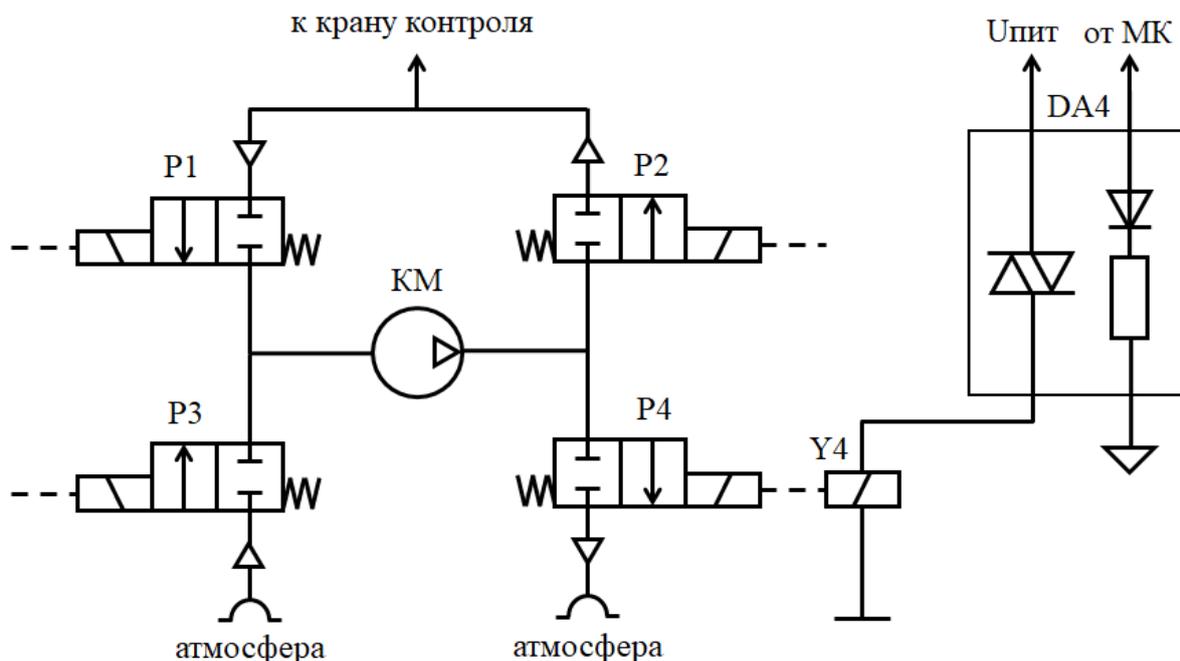


Рис. 2. Принципиальная схема мановакуумной пневмоустановки

Твёрдотельные реле управляются по командам от микроконтроллера (МК), который составляет основу вычислителя. При срабатывании реле DA1 и DA4 замыкаются цепи питания обмоток Y1 и Y4, краны P1 и P4 открываются и установка начинает откачивать воздух из системы. При срабатывании реле DA2 и DA3 замыкаются цепи питания обмоток Y2 и Y3, краны P2 и P3 открываются и установка начинает создавать давление.

Краны контроля и стравливания предназначены для регулирования значения давления, задаваемого в каналах СПСД. Схема соединения кранов и дросселя отбора воздуха в канал имитации температуры представлена на рис. 3.

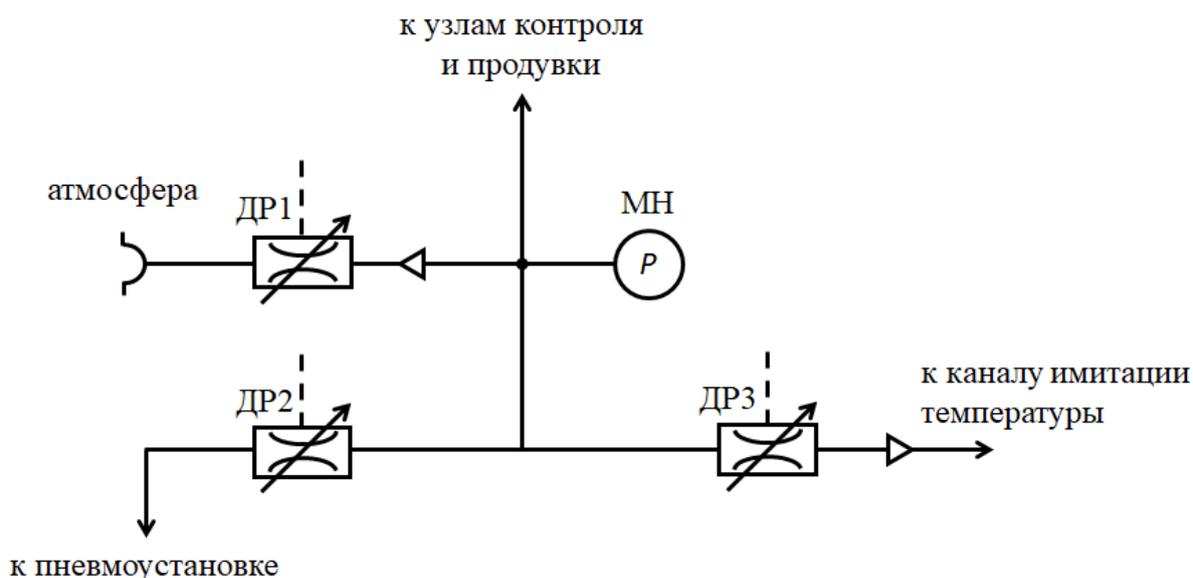


Рис. 3. Схема соединения кранов

Промежуточные положения заслонок кранов стравливания ДР1 и контроля ДР2 определяют установившееся значение давления в узлах контроля и продувки, а следовательно и в каналах СПСД. Контроль значения давления для обратной связи при управлении заслонками осуществляется датчиком МН. Значения с датчика передаются в вычислитель. Дроссель ДР3 обеспечивает незначительный отбор воздуха в канал имитации температуры и пренебрежимо мало влияет на величину давления.

Схемы управления кранами и дросселем аналогичны и представлены на рис. 4.

Смена направления вращения якоря электродвигателя М обеспечивается изменением полярности питающего его напряжения $U_{пит}$ за счёт парного замыкания реле DA1, DA2 и DA3, DA4. При срабатывании по команде микроконтроллера реле DA1 и DA2 электродвигатель крана начинает прямое вращение. При срабатывании DA3 и DA4 – обратное. Величина открытия заслонки крана или дросселя ДР зависит от времени вращения электродвигателя.

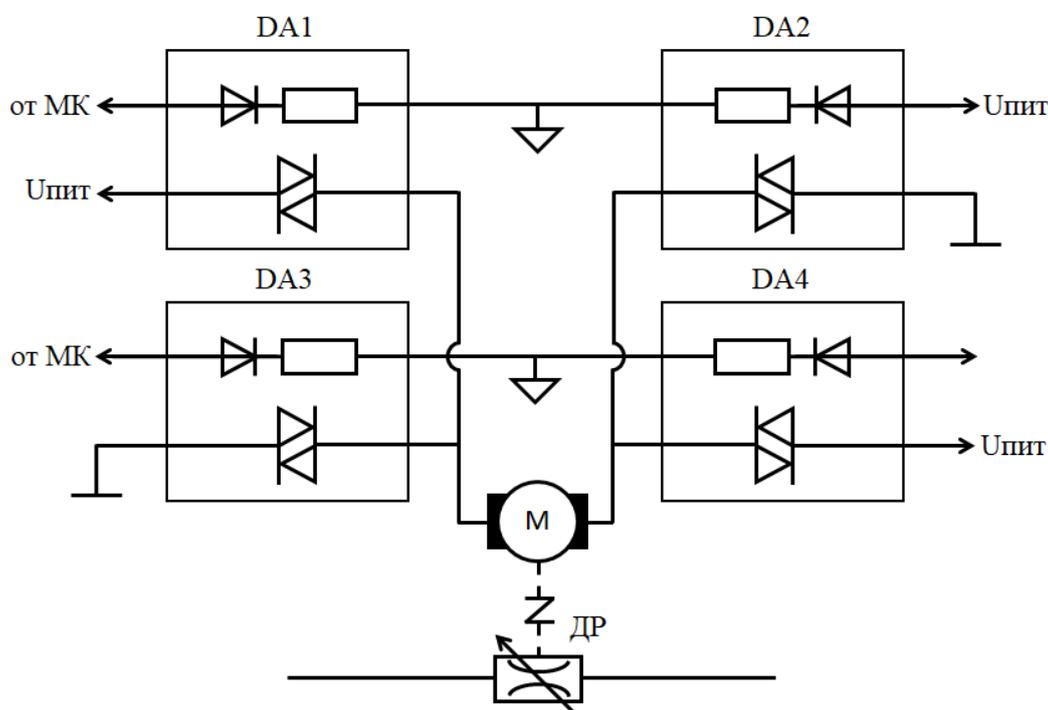


Рис. 4. Принципиальная схема управления кранами

Схема узла контроля и продувки показана на рис. 5. Узел совместно с блоками кранов обеспечивает создание давления или разрежения в канале СПСД самолёта, а также продувку приёмника давления азотом. Аппаратура включает в себя девять узлов – по числу приёмников давлений. Кран сообщения Р1 относится к узлу контроля и продувки, кран Р2 – к левому блоку кранов продувки (см. рис. 1), Р3 – к правому. Замыкание цепей питания обмоток управления Y1, Y2, Y3 кранов происходит при срабатывании реле DA1, DA2, DA3 по командам микроконтроллера. На рис. 5 показана обмотка управления и реле только для одного крана, исполнение остальных аналогично.

При создании давления в канале СПСД кран Р2 закрыт, краны Р1 и Р3 открыты, через них нагнетается воздух от мановакуумной пневмоустановки через кран контроля. В случае создания разрежения воздух через Р1 и Р3 откачивается. Как только давление достигнет заданного значения, краны Р1 и Р3 закрываются, что изолирует от пневмоустановки и атмосферы канал СПСД, сохраняя в нём установленное давление. Таким образом, давление поочерёдно задаётся в каждом канале, что позволяет устанавливать разные значения полного и статического давления.

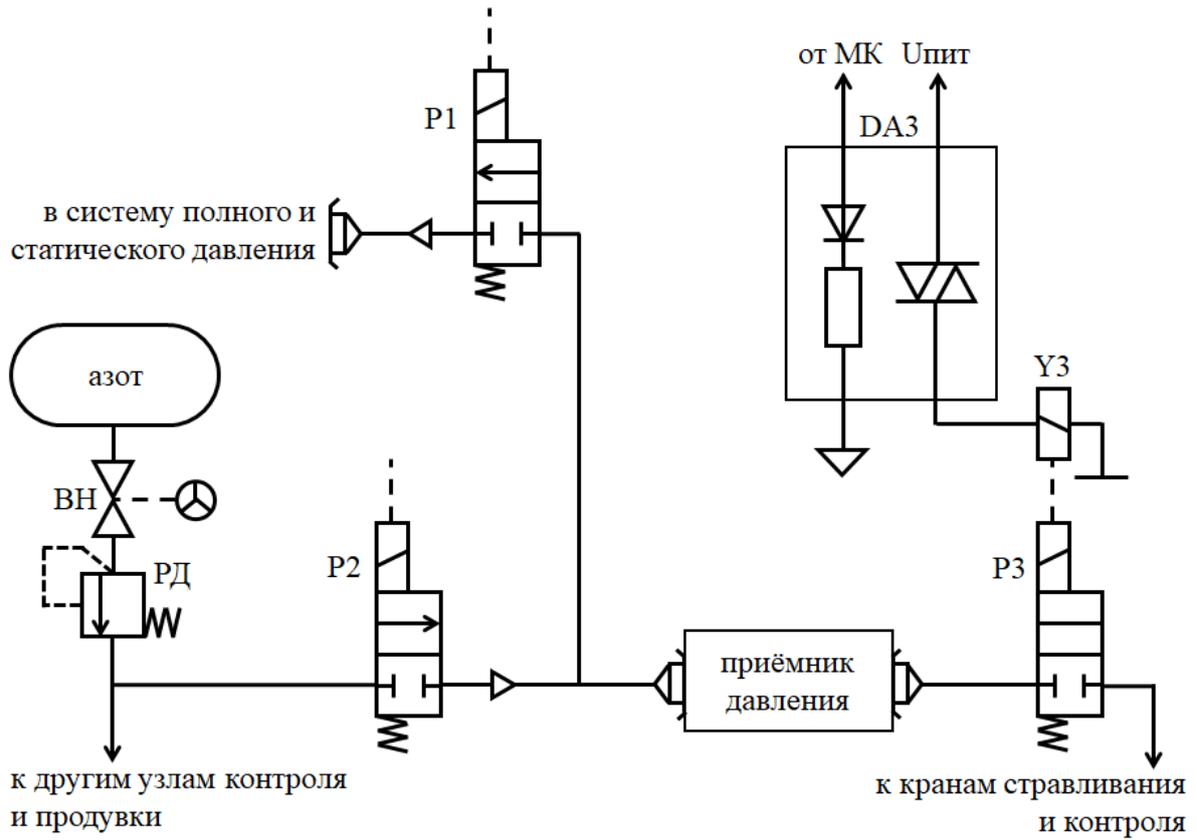


Рис. 5. Принципиальная схема узла контроля и продувки

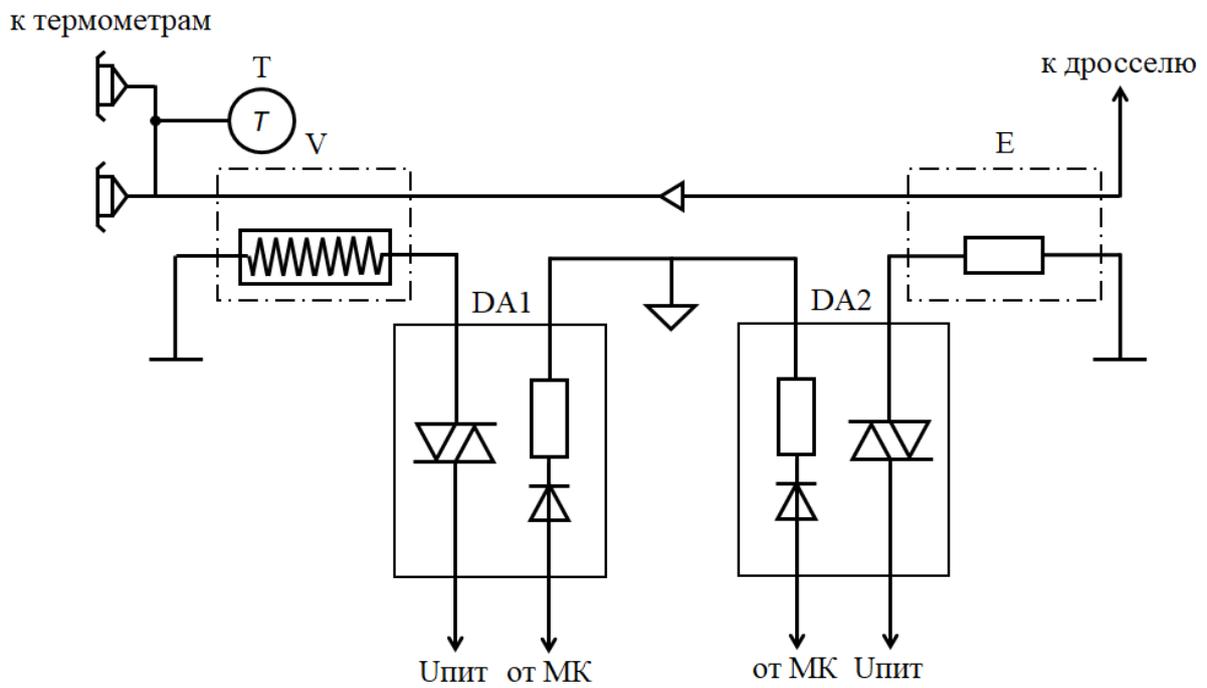


Рис. 6. Принципиальная схема канала имитации температуры

При продувке приёмника давления кран сообщения P1 закрыт, краны P2, P3 и ВН открыты. Открытие вентиля выполняется вручную. Азот из баллона под давлением проходит через редуктор РД, P2, приёмник давления P3 и поступает в атмосферу через кран стравливания. В результате приёмник прочищается.

Канал имитации температуры показан на рис. 6. Канал предназначен для обдува двух датчиков температуры наружного воздуха самолёта нагретым или охлаждённым воздухом, за счёт чего происходит имитация изменений условий окружающей среды, которые учитываются при расчёте высоты и приборной скорости в бортовом вычислителе самолёта.

Канал включает в себя холодильник V на элементах Пельтье и терморезистивный нагреватель E, одновременная работа которых не предусмотрена. Задание температуры осуществляется периодическим замыканием твёрдотельными реле DA1 и DA2 цепей питания холодильника или нагревателя. Соотношение временных интервалов, на которых цепь замкнута и разомкнута, определяет задаваемую температуру рабочей поверхности устройств, а следовательно и воздуха, проходящего через них. Определение значений задаваемой температуры и передача их в вычислитель для формирования им команд на реле осуществляется термометром T.

Питание элементов схемы. Узел управления, включающий в себя одноимённый блок, вычислитель и радиомодуль, питается от аккумуляторной батареи +5В. Остальная, исполнительная часть аппаратуры, подключается к аэродромному источнику электропитания +27В. Для получения необходимых величин напряжений питания кранов, холодильника и нагревателя использованы DC/DC преобразователи и операционные усилители.

Согласование уровней и видов входных и выходных информационных сигналов реализовано через операционные усилители и аналого-цифровые преобразователи.

Выводы

В данной статье описана разработанная аппаратура для проведения технического обслуживания системы полного и статического давления пассажирских самолётов, которая позволяет оперативно проводить и комбинировать процессы продувки приёмников системы и контроля её потребителей. Приведены функциональная схема аппаратуры и принципиальные схемные решения следующих задач:

- раздельного задания и поддержания давления в каналах СПСД;
- использования одного компрессора и блока электромагнитных кранов для создания как давления, так и разрежения в системе;
- имитации изменения температуры окружающей среды за счёт обдува датчиков самолёта подогретым или охлаждённым воздухом.

Практическая значимость работы заключается в повышении эффективности технологического процесса технического обслуживания СПСД за счёт сокращения продолжительности и трудоёмкости последовательного проведения работ по её прочистке и контролю правильности показаний приборов воздушно-скоростных параметров и барометрической высоты.

Научная новизна заключена в предложении использовать комбинированную аппаратуру, которая позволит ускорить и рационализировать технологический процесс технического обслуживания рассмотренной системы, а также повысить объективность результатов наземного контроля бортовой аппаратуры определения воздушно-скоростных параметров и барометрической высоты за счёт имитации изменения температуры наружного воздуха.

Библиографический список

1. Самолёт Ан-140. Руководство по технической эксплуатации. Книга 4. Оборудование автоматического управления полётом. Пилотажно-навигационное оборудование. Киев: АНТК «Антонов», 1997. 334 с.
2. Airbus A320. Maintenance manual AMM. Chapter 34 – navigation. AIRBUS S.A.S., 2005. 1884 p.
3. Boeing 737. Maintenance manual AMM. Chapter 34 – navigation. Boeing, 2007. 329 p.

DESIGNING OF CONTROL AND EXPULSION EQUIPMENT FOR THE PITOT-STATIC SYSTEM OF PASSENGER AIRPLANES

© 2021

N. A. Zotin Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ZotinNA.eat@yandex.ru

E. P. Lisman Undergraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
Egor.lisman@yandex.ru

The article discusses the issue of automating the serial process of bleeding and control of the pitot-static system of passenger airplanes. A functional diagram and basic design of some parts of the combined equipment are proposed. This equipment makes it possible to alternate the above-mentioned operations with great effectiveness. At the system control stage, the pressure or vacuum in it is created by a pressure-vacuum pneumatic unit. This pneumatic unit consists of a compressor and a set of electromagnetic valves that allow the compressor to be connected to the pumping or scavenging line. The value of the generated pressure is regulated by the flow rate in the pressure/scavenging channel and in the venting channel. Simulation of changes in ambient temperature is achieved due to blowing heated or cooled air over the temperature sensors of the aircraft. Pressure or vacuum in the controlled system is created in turn, in each of its lines. At the expulsion stage, a compressed-nitrogen cylinder acts as the pressure source. The pressurized gas passes through the pitot and is released into the atmosphere, cleaning out the contaminations. No manual operations are required for installing and removing connection hoses after connecting the proposed combined equipment to the pitot-static system. Remote-controlled electromagnetic valves connect the channels of the controlled system to the pressure-vacuum pneumatic unit and the source of compressed nitrogen. This reduces the duration of successive operations for the system's maintenance.

Aircraft maintenance; automation of maintenance process; aircraft navigation system

Citation: Zotin N.A., Lisman E.P. Designing of control and expulsion equipment for the pitot-static system of passenger airplanes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 36-44.
DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-36-44

References

1. An-140 maintenance manual. Book 4. Automatic flight control equipment. Flight and navigation equipment. Kiev: Antonov State Enterprise Publ., 1997. 334 p.
2. Airbus A320. Maintenance manual AMM. Chapter 34 – navigation. AIRBUS S.A.S., 2005. 1884 p.
3. Boeing 737. Maintenance manual AMM. Chapter 34 – navigation. Boeing., 2007. 329 p.

УЧЁТ ТРЕБОВАНИЙ ЖЁСТКОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРЁХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПАНЕЛЕЙ ПОЛА САМОЛЁТА ИЗ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2021

В. А. Комаров доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru

С. А. Павлова инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; pavlova-sva@yandex.ru

Рассматривается задача проектирования трёхслойных конструкций панелей пола из высокопрочных композитов с учётом ограничений по жёсткости. Предложен безразмерный критерий оценки жёсткости панели пола и уравнение связи геометрических параметров трёхслойных конструкций с данным критерием. Приводятся демонстрационный пример и результаты проектирования типовой клетки пола с использованием высокопрочного композиционного материала. В качестве целевой функции рассматривается масса квадратного метра конструкции, в качестве проектных переменных – толщина обшивок и высота сотового заполнителя трёхслойной панели. В целях поиска оптимального соотношения проектных переменных используется графическая интерпретация проектной задачи с одновременным учётом требований по прочности и жёсткости в пространстве проектных переменных. Отмечается, что наличие ограничений по заданной величине допускаемого относительного прогиба приводит к увеличению потребной высоты сотового заполнителя при незначительном расходе дополнительной массы трёхслойной конструкции.

Трёхслойные конструкции; панель пола; проектирование; прочность; жёсткость; прогиб; графическая интерпретация

Цитирование: Комаров В.А., Павлова С.А. Учёт требований жёсткости при проектировании трёхслойных конструкций панелей пола самолёта из высокопрочных композиционных материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 45-52.
DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-45-52

Введение

Задача проектирования панелей пола самолёта на вербальном уровне формулируется достаточно просто: панель должна иметь минимальную массу при выполнении условий прочности и жёсткости [1]. Использование высокопрочных композиционных материалов и разработка методик оптимального проектирования по условию прочности приводит к конструкциям, которые работают с высокими напряжениями и, соответственно, с высокими деформациями. Активными ограничениями по прочности для панелей пола на основе высокопрочных композиционных материалов является прочность несущих слоёв на сжатие вдоль волокна и прочность сотового заполнителя на сдвиг [1]. При этом чётко формализованные требования по жёсткости панелей пола не рассмотрены в связи с их отсутствием в нормативных документах.

С точки зрения функционирования панели пола в салоне самолёта при передвижении пассажиров должны обеспечивать ощущение достаточной жёсткости конструкции через тактильные ощущения приемлемо малых прогибов. Поэтому рассмотрим ме-

тодику контроля данной характеристики и доведения её до приемлемых значений с минимальным расходом дополнительной массы при необходимости.

Формулировка ограничений по жёсткости

В качестве меры изгибной жёсткости фрагмента панели пола будем рассматривать *безразмерную величину* \bar{w}_{\max} – отношение максимального прогиба w_{\max} к расстоянию между опорами l при заданной нормированной распределённой нагрузке q и единичной перегрузке n (рис. 1):

$$\bar{w}_{\max} = \frac{w_{\max}}{l}. \quad (1)$$

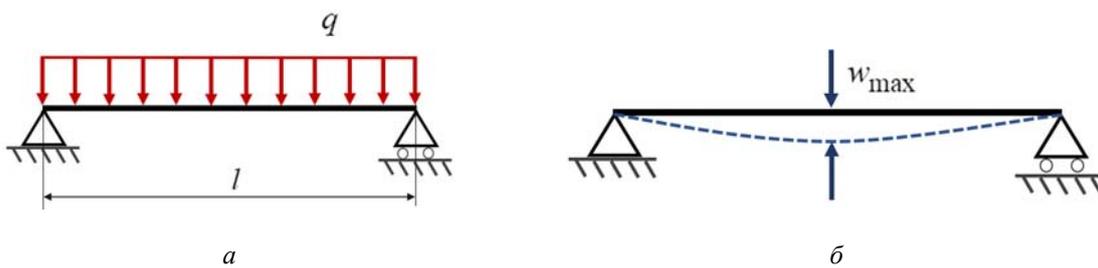


Рис. 1. Фрагмент панели пола: а – схема нагружения; б – максимальный прогиб

Ограничение по жёсткости панели пола сформулируем следующим образом:

$$\bar{w}_{\max} \leq [\bar{w}], \quad (2)$$

где $[\bar{w}]$ – заданная величина допустимого относительного прогиба.

На основании результатов вычислительных экспериментов, проведённых в среде ANSYS для двух- и пятиопорных изотропных пластин (рис. 2), будем предполагать, что максимальный прогиб имеет панель пола с двумя опорами и её силовая работа будет близка к двухопорной балке.

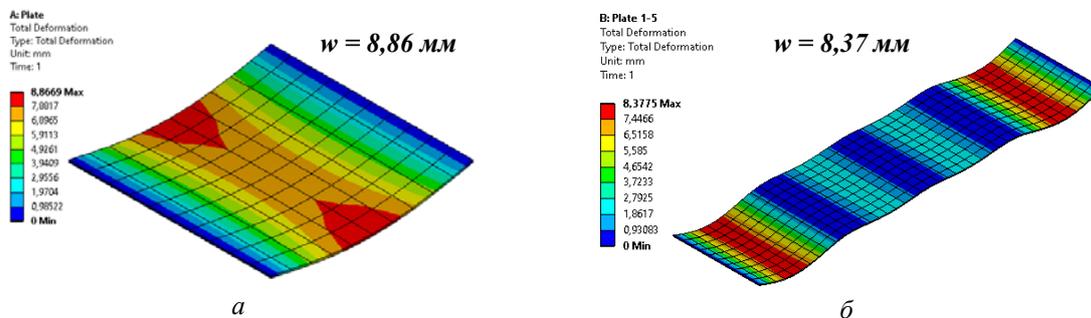


Рис. 2. Картина распределения перемещений в панели пола: а – двухопорная; б – многоопорная

Максимальный прогиб такой балки можно вычислить по формуле [2]:

$$w_{\max} = \frac{5}{384} \frac{ql^4}{EJ}, \quad (3)$$

где E – модуль упругости; J – момент инерции.

Вырежем из трёхслойной панели пола балку с единичной шириной, как показано на рис. 3.

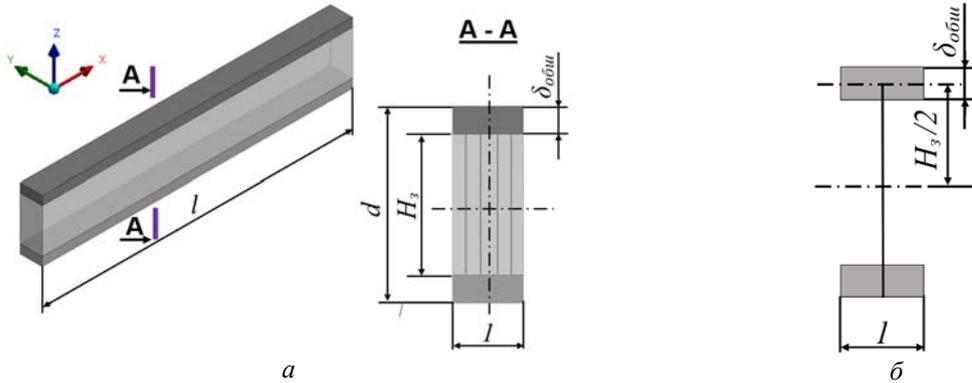


Рис. 3. Фрагмент трёхслойной панели пола:
а – балка единичной ширины; б – схематизация балки

Учитывая, что жёсткость заполнителя в плоскости XOY на 3 и более порядка меньше жёсткости обшивки, момент инерции поперечного сечения данной балки можно вычислить по соотношению:

$$J_y = \frac{1}{12} (d^3 - H_3^3) \quad (4)$$

как разность моментов инерции прямоугольных сечений с высотами d и H_3 .

Учитывая относительно малую толщину несущих слоёв (обшивок), в рассматриваемых конструкциях момент инерции сечения можно вычислить по более простому соотношению:

$$J_y = \frac{1}{2} \delta_{\text{обш}} H_3^2, \quad (5)$$

которое соответствует схеме, показанной на рис. 3, б.

Примечание: при расчёте момента инерции материала с ортотропной структурой укладки в формуле (5) следует использовать толщину слоя с направлением армирования вдоль оси $X - \delta_{\text{обш}}^0$, учитывая разницу модулей упругости E_x, E_y монослоя на два и более порядка.

Для оценки точности вычисления момента инерции сечения таким способом рассмотрим применение (4) и (5) для характерных размеров панели $H_3 = 10$ мм и $\delta_{\text{обш}} = 0,5$ мм.

В соответствии с (4) момент инерции

$$J_y = \frac{1}{12} \left((10 + 2 \cdot 0,5)^3 - 10^3 \right) = 27,5 \text{ мм}^4,$$

по (5):

$$J_y = \frac{1}{2} \cdot 0,5 \cdot 10^2 = 25,0 \text{ мм}^4.$$

Использование (5) даёт момент инерции на 10% меньше, чем по (4), что в дальнейших расчётах может давать завышенные прогибы. Однако расчёты прогибов пластин с использованием цилиндрической жёсткости D дают меньшую величину прогибов по сравнению с балочными расчётами на такую же величину порядка 10% за счёт проявления эффекта Пуассона и соответствующего снижения изгибных деформаций.

Демонстрационный пример

В качестве примера рассмотрим трёхслойную панель пола при следующих исходных данных: ширина панели $b = 1000$ мм, расстояние между опорами $l = 1000$ мм, распределённая нагрузка $q = 0,03$ Н/мм² при величине расчётной перегрузки $n^p = 3$. В качестве граничных условий принято шарнирное опирание панели на поперечные балки конструкции шпангоутов (рис. 4).

В качестве материала несущих слоёв в данном примере рассматривается ортотропный углепластик *LU-P/01/ENBF* [3] на основе однонаправленного препрега с толщиной монослоя 0,125 мм и плотностью 1500 кг/м³, в качестве заполнителя – полимерный сотопласт *Honeycomb* высотой 15 мм и плотностью 80 кг/м³.

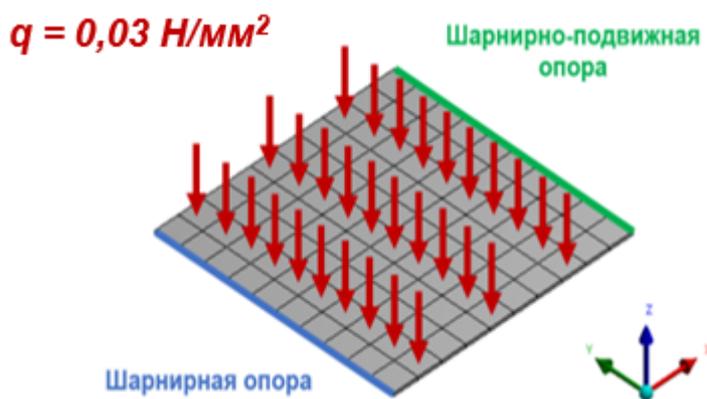


Рис. 4. Демонстрационный пример

Конечно-элементное моделирование трёхслойной панели проводилось в системе ANSYS. Несущие слои и сотовый заполнитель моделировались с использованием четырёхузловых оболочечных элементов типа SHELL-181 со свойствами ортотропного материала (рис. 5).

Properties of Outline Row 9: LU-P/01/ENBF			
	A	B	
1	Property	Value	
2	Density	1500	kg m ⁻³
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
8	Orthotropic Elasticity		
9	Young's Modulus X direction	1,46E+05	MPa
10	Young's Modulus Y direction	6500	MPa
11	Young's Modulus Z direction	6500	MPa
12	Poisson's Ratio XY	0,3	
13	Poisson's Ratio YZ	0,3	
14	Poisson's Ratio XZ	0,3	
15	Shear Modulus XY	6,5E+09	MPa
16	Shear Modulus YZ	3E+09	MPa
17	Shear Modulus XZ	6,5E+09	MPa
18	Orthotropic Stress Limits		
19	Tensile X direction	912	MPa
20	Tensile Y direction	275	MPa
21	Tensile Z direction	275	MPa
22	Compressive X direction	-884	MPa
23	Compressive Y direction	-50	MPa
24	Compressive Z direction	-50	MPa
25	Shear XY	80	MPa
26	Shear YZ	55	MPa
27	Shear XZ	80	MPa

а

Properties of Outline Row 7: Honeycomb 80			
	A	B	
1	Property	Value	
2	Density	80	kg m ⁻³
3	Orthotropic Elasticity		
4	Young's Modulus X direction	1	MPa
5	Young's Modulus Y direction	1	MPa
6	Young's Modulus Z direction	255	MPa
7	Poisson's Ratio XY	0,49	
8	Poisson's Ratio YZ	0,001	
9	Poisson's Ratio XZ	0,001	
10	Shear Modulus XY	1E-06	MPa
11	Shear Modulus YZ	37	MPa
12	Shear Modulus XZ	70	MPa
13	Orthotropic Stress Limits		
14	Tensile X direction	0	MPa
15	Tensile Y direction	0	MPa
16	Tensile Z direction	5,31	MPa
17	Compressive X direction	0	MPa
18	Compressive Y direction	0	MPa
19	Compressive Z direction	-5,31	MPa
20	Shear XY	0	MPa
21	Shear YZ	1,21	MPa
22	Shear XZ	2,24	MPa

б

Рис. 5. Механические характеристики материалов обшивок и сотового заполнителя (МПа): а – углепластик LU-P/01/ENBF; б – полимерный сотовый заполнитель плотностью 80 кг/м³

Расчёт трёхслойной панели пола по МКЭ на распределённую нагрузку $q = 0,01 \text{ Н/мм}^2$ при единичной перегрузке даёт $w_{\max} = 57,9 \text{ мм}$ в середине клетки (рис. 6).

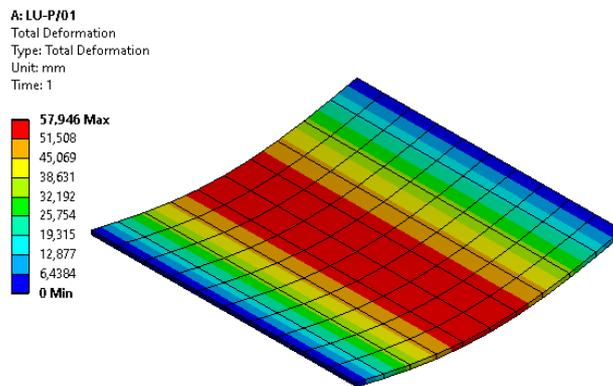


Рис. 6. Распределение перемещений в трёхслойной панели пола, мм

Расчёт максимального прогиба по (3) даёт величину:

$$w_{\max} = \frac{5}{384} \frac{ql^4}{EJ} = \frac{5}{384} \frac{0,01 \cdot 10^{12}}{1,46 \cdot 10^5 \cdot 14,0625} = 63,4 \text{ мм}.$$

Из сопоставления полученных результатов следует, что вычисление максимальных прогибов по МКЭ и (3) показывает хорошее согласование результатов. Поэтому в

дальнейших оценках максимальных прогибов трёхслойных панелей можно использовать зависимость (3) с расчётом моментов инерции по (5).

Графическая интерпретация ограничения по жёсткости

Рассмотрим использование ограничения в форме (2) при проектировании трёхслойных панелей как дополнение к графоаналитическому методу оптимизации, предложенному в [1]. Для этого запишем (2) с использованием (3), (5) и (1) в случае ортотропной структуры укладки однонаправленных несущих слоёв следующим образом:

$$H_3 \geq \sqrt{\frac{1}{38,4} \frac{ql^3}{[\bar{w}] E \delta_{обш}^0}} \quad (6)$$

Для рассматриваемого демонстрационного примера построение ограничения по жёсткости трёхслойной панели пола в форме (6) производилось с использованием специально доработанной программы *Honeycomb_Opt* [4], реализующей алгоритм графоаналитического решения проектной задачи по условию прочности [1]. На рис. 7 показана проектная ситуация, на которой линии равного уровня 1 соответствуют значения массы квадратного метра панели m при различных значениях проектных переменных – толщины обшивок и высоты сотового заполнителя, 2 – ограничения по прочности несущих слоёв на сжатие вдоль волокна, 3 – ограничения по прочности сотового заполнителя на сдвиг при величине расчётной перегрузки $n^p = 3$. Линия 4 соответствует ограничению по жёсткости $[\bar{w}] = 2\%$ при единичной перегрузке.

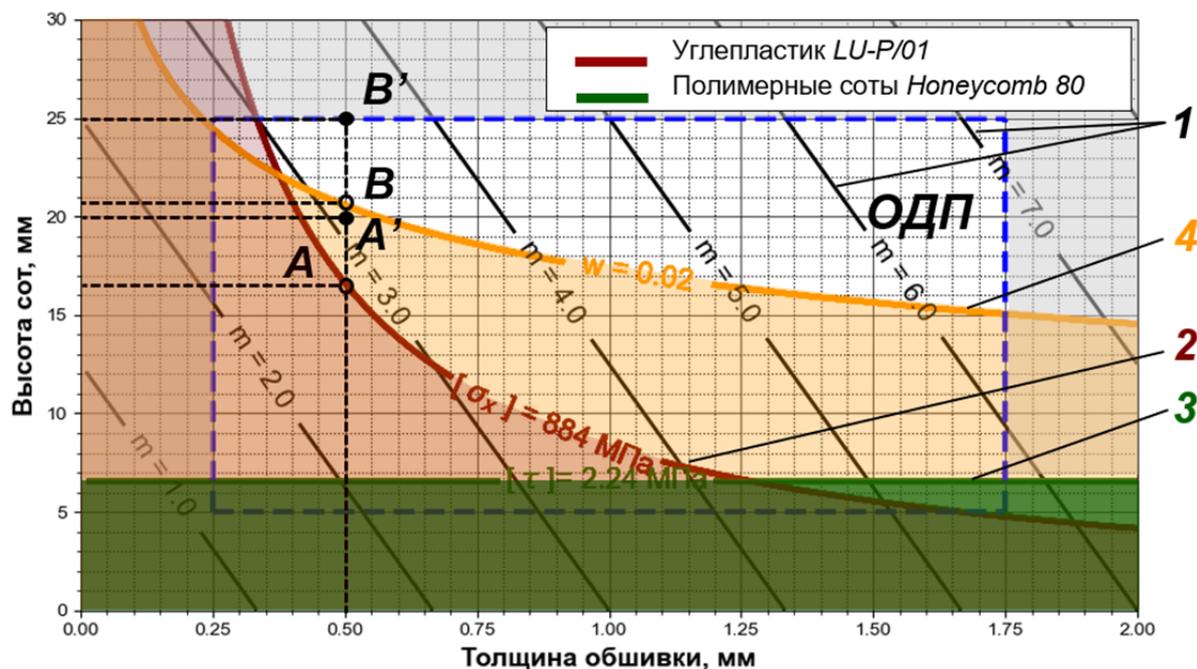


Рис. 7. Графическая интерпретация проектной задачи

Из рис. 7 следует, что в этом демонстрационном примере оптимальному проекту с точки зрения ограничений по прочности соответствуют значения непрерывных проектных переменных $\delta_{обш}^* = 0,25$ мм и $H_3^* = 16,5$ мм в точке A .

С учётом ограничений по величине допускаемого относительного прогиба 2% оптимальному проекту соответствует точка B со значениями проектных переменных $\delta_{обш}^{**} = 0,25$ мм и $H_3^{**} = 20,6$ мм. Учитывая дискретный характер проектных переменных, необходимо рассматривать ближайшую точку в пространстве проектных переменных, которая соответствует номенклатуре используемых материалов, в частности, высот заполнителя. Рациональному проекту в случае рассмотрения ограничений только по прочности соответствуют значения проектных переменных: $\delta_{обш} = 0,25$ мм и $H_3 = 20$ мм (точка A'); в случае введения требований по жёсткости – $\delta_{обш} = 0,25$ мм и $H_3 = 25$ мм (точка B'). Весовой анализ рациональных проектов для дискретных значений проектных переменных в точках A' и B' показывает увеличение массы панели пола на 15% при наличии требований по допускаемой величине прогибов.

Заключение

В работе предложен безразмерный критерий оценки жёсткости трёхслойных конструкций панелей пола самолёта, который позволяет находить оптимальные конструкции с одновременным учётом требований по прочности и жёсткости. Представленный демонстрационный пример показывает, что ограничения по жёсткости могут быть активными, т.е. определяющими геометрические параметры панелей.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по проекту FSSS-2020-0016.

Библиографический список

1. Комаров В.А., Куцевич К.Е., Павлова С.А., Тюменева Т.Ю. Оптимизация трёхслойных сотовых панелей пола из полимерных композиционных материалов пониженной горючести на основе высокопрочных углеродных и стеклянных волокон и клеевого связующего // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 51-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72
2. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я., Суздальцев Я.Я. Справочная книга по расчёту самолёта на прочность. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1954. 648 с.
3. Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Комаров В.А. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Комаров В.А., Павлова С.А. Программа Honeycomb_Opt графической интерпретации задач оптимального проектирования трёхслойных конструкций. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2021610707RU. Заявлено 11.01.2021; опубликовано 19.01.2021.

OPTIMAL DESIGN OF SANDWICH FLOOR PANELS MADE OF HIGH-STRENGTH COMPOSITE MATERIALS CONSIDERING STIFFNESS CONSTRAINTS

© 2021

V. A. Komarov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Chief of the Research and Educational Center for Aircraft Construction (AVICON); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vkomarov@ssau.ru

S. A. Pavlova Engineer of the Research and Educational Center for Aircraft Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; pavlova-sva@yandex.ru

The article considers the challenge of designing sandwich floor panels made of high-strength composites considering stiffness constraints. A dimensionless criterion is proposed for assessing the stiffness of floor panels. A new constraint equation determines an interrelation between geometrical parameters of composite constructions and a given criterion. A demo example and the results of designing a typical floor panel using a high-strength composite material are presented. The mass of a square meter of the structure is considered as an objective function, and the thickness of the skin and the height of the honeycomb core of a sandwich construction are considered as design variables. In order to find the optimal ratio of design variables, a graphical interpretation of the design problem is used considering strength and stiffness constraints in the design space. It is noted that the presence of restrictions on a given value of the permissible relative deflection leads to an increase in the required height of the honeycomb filler with an insignificant consumption of additional mass of the sandwich construction.

Sandwich constructions; floor panel; design; strength; stiffness; deflection; graphical interpretation

Citation: Komarov V.A., Pavlova S.A. Optimal design of sandwich floor panels made of high-strength composite materials considering stiffness constraints. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 45-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-45-52

References

1. Komarov V.A., Kutsevich K.E., Pavlova S.A., Tyumeneva T.Yu. Optimization of honeycomb sandwich floor panels made of polymer-matrix low-combustible composite materials based on high-strength carbon and glass fibers and adhesive binder. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 51-72. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-51-72
2. Astakhov M.F., Karavaev A.V., Makarov S.Ya., Suzdal'tsev Ya.Ya. *Spravochnaya kniga po raschetu samoleta na prochnost'* [Aircraft strength calculation reference book]. Moscow: Gosudarstvennoe Izdatel'stvo Oboronnoy Promyshlennosti Publ., 1954. 648 p.
3. Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Komarov V.A. Choice of materials for producing dimensionally stable load-carrying structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 100-117. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Komarov V.A., Pavlova S.A. *Programma Honeycomb_Opt graficheskoy interpretatsii zadach optimal'nogo proektirovaniya trekhsloynnykh konstruktsiy* [Honeycomb_Opt program for graphic interpretation of optimal design problems for three-layer structures]. Certificate of state registration of the computer program 2021610707RU. Posted 01.11.2021; published 01.19.2021.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕНОПОЛИУРЕТАНА, ПРИМЕНЯЕМОГО ДЛЯ ЗВУКОПОГЛОЩЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

© 2021

А. В. Кузнецов аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; al.vl.kuznetsov@mail.ru

А. А. Иголкин доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igolkin97@gmail.com

А. И. Сафин кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; artursafin1988@gmail.com

А. О. Пантюшин студент; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ao.pantyushin@mail.ru

При решении задачи снижения акустической нагрузки на космический аппарат при старте и полёте ракеты-носителя проводится конечно-элементное моделирование акустических процессов под головным обтекателем. Для успешного решения этой задачи необходима математическая модель акустических характеристик материала, применяемого для увеличения звукоизоляции. Существующие математические модели акустических характеристик материалов не подходят для рассматриваемого материала, который может применяться в ракетно-космической технике для увеличения звукоизоляции сборочно-защитного блока. Для получения коэффициента звукопоглощения материала используется метод измерения в импедансной трубе с двумя микрофонами. С помощью метода дифференциальной эволюции подбираются коэффициенты математической модели акустических характеристик типа Делани-Бэзли для указанного материала. Проведено сравнение коэффициента звукопоглощения, полученного экспериментальным путём и вычисленного с помощью полученной модели, и показана средняя и максимальная величина ошибки. Полученная модель позволит проводить конечно-элементное моделирование акустических и виброакустических процессов под головным обтекателем с учётом расположения звукопоглощающего материала.

Коэффициент звукопоглощения; сборочно-защитный блок; дифференциальная эволюция; пористый пенополиуретан

Цитирование: Кузнецов А.В., Иголкин А.А., Сафин А.И., Пантюшин А.О. Математическая модель акустических характеристик пенополиуретана, применяемого для звукопоглощения в ракетно-космической технике // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 53-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-53-62

Введение

В настоящее время актуальной задачей в ракетно-космической и авиационной технике является уменьшение уровня шума, действующего на окружающую среду и полезную нагрузку. В ракетно-космической технике наиболее актуальной задачей является разработка конструктивных мероприятий по уменьшению уровня акустического давления на космический аппарат (КА) путём нанесения дополнительного звукопоглощаю-

шего материала на внутреннюю поверхность сборочно-защитного блока (СЗБ) [1]. Так, в работе [2] рассматривается решение задач снижения акустического давления (АД) для СЗБ 11С516 ракеты-носителя (РН) Союз (рис. 1).

Сдерживающим фактором широкого применения методов конечных и граничных элементов при решении задач уменьшения шума на полезную нагрузку является отсутствие математических моделей акустических характеристик применяемых материалов. Этими основными акустическими характеристиками являются импеданс среды (материала) и постоянная распространения [3]. Наличие двух этих параметров для материала позволяет проводить моделирование акустических и виброакустических процессов при решении задач прогнозирования уровня акустической нагрузки, позволяет изменять геометрические параметры используемого звукопоглощающего материала, появляется возможность оптимизации этих геометрических параметров. Экспериментальные исследования позволяют получить импеданс поверхности и коэффициент звукопоглощения, которые в свою очередь зависят и от толщины образца [3]. Использование этих характеристик при решении задач в 3D-постановке не позволяет варьировать толщиной и геометрическими параметрами, а учёт только нормального падения плоских волн является допущением. Кроме того коэффициент звукопоглощения может охарактеризовать только акустические свойства, тогда как постоянная распространения является также и механической характеристикой.

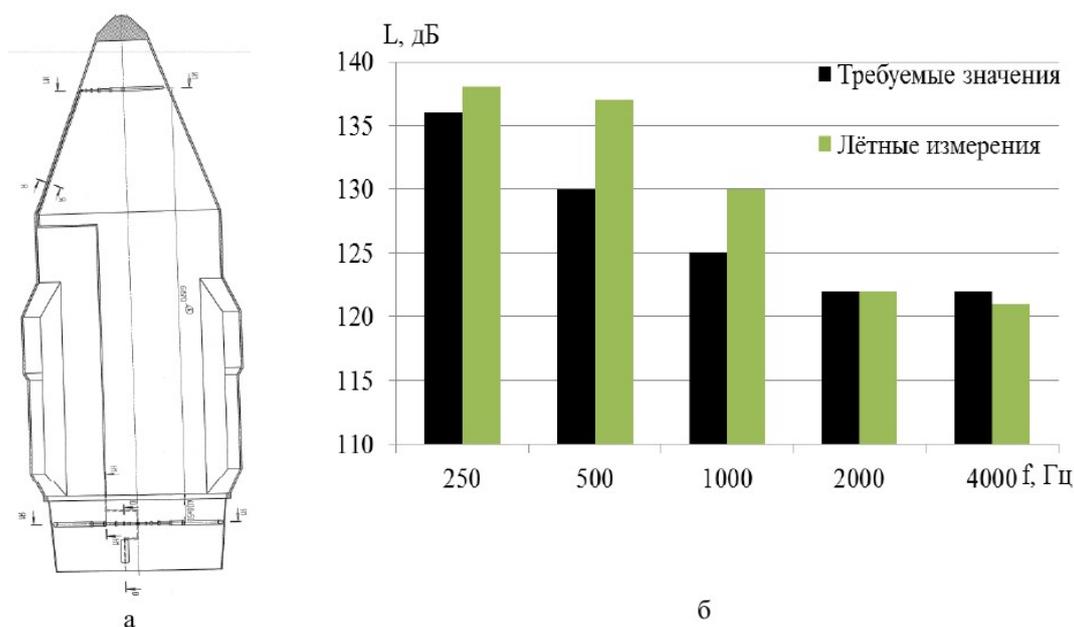


Рис. 1. Обводы СЗБ 11С516 РН «Союз» (а), уровни АД для СЗБ и КА (б) [2]

Одним из материалов, используемых в ракетно-космической технике для звукопоглощения, является пористый пенополиуретан ППУ [1; 2]. Анализ существующих моделей [4 – 8] и экспериментальных данных, коэффициента звукопоглощения показывает, что существующие математические модели плохо описывают акустические свойства применяемого материала (рис. 2). Среди показанных моделей больше остальных соответствует экспериментальным данным модель Ворониной, а наибольшее отличие от экспериментальных данных для модели *Wi*. На рис. 2 для некоторых моделей приведён модуль разности экспериментальных и расчётных значений, $\Delta\alpha$.

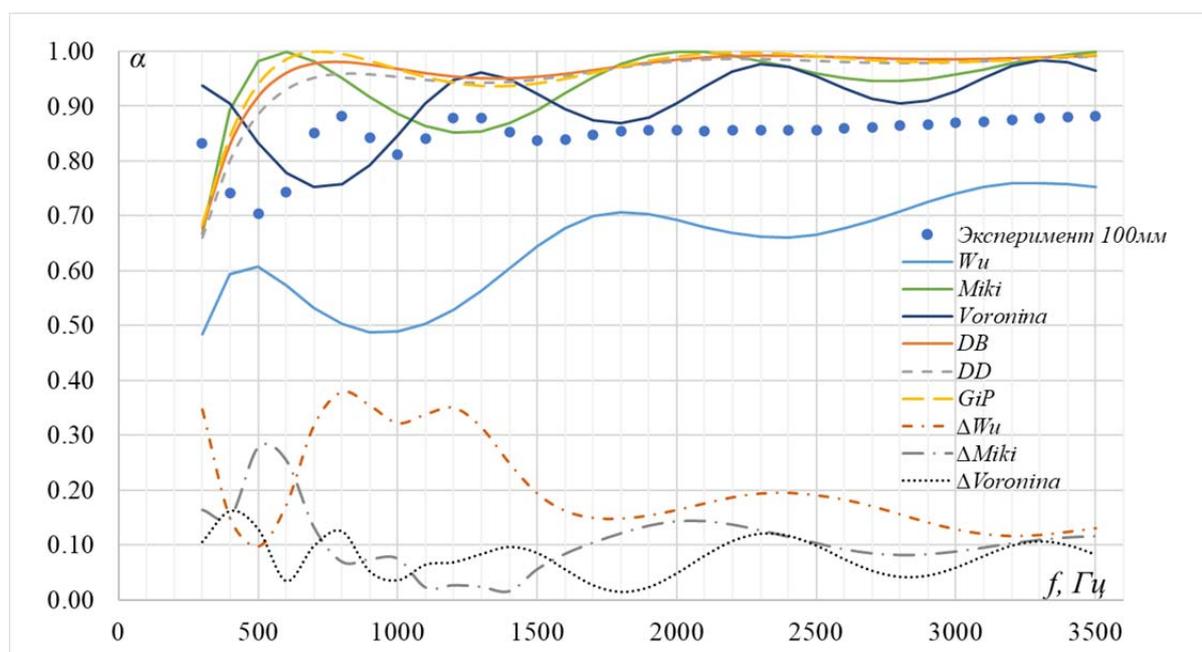


Рис. 2. Экспериментальные данные и модели на графике для образца толщиной 100 мм:
DB – модель *Delaney and Bazley*; *DD* – модель *Dunn and Davern*; *GiP* – модель *Garai and Pompoli*;
Wu – модель *Quili Wu*; *Miki* – модель *Miki*; *Voronina* – модель *Ворониной*;
 ΔWu , $\Delta Miki$, $\Delta Voronina$ – модуль разности экспериментальных и расчётных данных
 для соответствующих моделей

В связи с этим появляется необходимость разработать математическую модель, которая бы описывала акустические характеристики данного материала. В то же время для ряда моделей, например для модели Био-Джонсона-Шампу-Алларда (*Biot-Johnson-Champoux-Allard*) [7], описывающей акустические характеристики пористых материалов с податливым скелетом, необходимо проводить обширные экспериментальные исследования для получения таких физических величин как: тепловая длина, вязкостная длина, извилистость, комплексный модуль сдвига, коэффициент Био (*Biot*) [8]. Иногда данные характеристики подбирают на основе имеющихся экспериментальных данных акустических измерений [9]. С помощью метода дифференциальной эволюции [10] предлагается подобрать коэффициенты для моделей типа Делани-Бэзли [7; 8].

Минимизация невязки между экспериментальными и теоретическими характеристиками проводится с целью разработки математической модели материала, которая представляет собой зависимости характеристического импеданса (импеданса среды) и постоянной распространения от частоты. Эти характеристики позволяют вычислить аналитически или с помощью численного моделирования звукопоглощающие свойства любой конфигурации и геометрической формы, в то время как коэффициент звукопоглощения – это величина, характеризующая определённую конструкцию. В данном случае экспериментальные данные – это характеристики образцов. Если в последующем при разработке мероприятий по увеличению звукоизоляции взять другую толщину материала, которая, например, больше, чем толщина образцов в эксперименте, или, например, добавить какой-либо материал за поглотителем (образцом), то учитывать полученный экспериментальным путём коэффициент будет не совсем корректно.

Основы применяемого метода

Метод дифференциальной эволюции представляет собой стохастический метод оптимизации с идеями генетических алгоритмов [10]. Данный метод использует принцип, идею генетического алгоритма, но в то же время более прост, так как является прямым методом, то не требует вычисления производных функции. Нет необходимости в проведении бинарных операций. Данный метод хорошо зарекомендовал себя при поиске глобальных экстремумов функции при решении подобных задач [9; 10]. В то время как многие другие алгоритмы, основанные на вычислении значения функции, могут быть заиклены или могут быть требовательны к виду функции (например, метод Пауэлла), и хорошо работают при поиске локальных экстремумов, этот метод хорошо зарекомендовал себя при поиске глобального экстремума (минимума) и не зависит от вида функции и числа переменных [11]. Так как число переменных не слишком большое, то не проводится оценка быстродействия. Настройки алгоритма касаются сходимости и времени поиска, которые напрямую связаны с точностью алгоритма: можно рассмотреть большее число вариантов комбинации переменных при уменьшении «шага» изменения. В данной задаче настройки алгоритма не существенно сказывались на результате.

Как правило, данный метод реализуется в виде алгоритмов нахождения минимума функции нескольких переменных [10]. Обозначим минимизируемую функцию в виде среднеквадратического отклонения расчётных и экспериментальных данных:

$$F(x_1, \dots, x_i) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (\alpha_f - \alpha_{ex})_j^2}, \quad (1)$$

где $F(x_1, \dots, x_i)$ – функция ошибки; α_f – вычисляемое значение коэффициента звукопоглощения; α_{ex} – экспериментальное значение коэффициента звукопоглощения; i – число искомых переменных; j – число точек поиска.

Тогда, минимизируя функцию ошибки (1), можно подобрать коэффициенты, с помощью которых вычисляется импеданс и постоянная распространения, исходя из формул для модели Делани-Бэзли [7;8]:

$$\operatorname{Re} Z_c = \rho_0 c_0 \left[1 + C_1 \left(\frac{\rho_0 f}{r} \right)^{-C_2} \right], \quad (2)$$

$$\operatorname{Im} Z_c = -\rho_0 c_0 \left[C_3 \left(\frac{\rho_0 f}{r} \right)^{-C_4} \right], \quad (3)$$

$$\operatorname{Re} \gamma = \frac{2\pi f}{c_0} \left[C_5 \left(\frac{\rho_0 f}{r} \right)^{-C_6} \right], \quad (4)$$

$$\operatorname{Im} \gamma = \frac{2\pi f}{c_0} \left[1 + C_7 \left(\frac{\rho_0 f}{r} \right)^{-C_8} \right]. \quad (5)$$

С помощью импеданса среды и постоянной распространения находятся импеданс поверхности и коэффициент звукопоглощения (КЗП) в соответствии с формулами [3; 7]:

$$Z_s = Z_c \operatorname{ctg}(\gamma \cdot h), \quad (6)$$

$$\alpha = 1 - \left| \frac{Z_s - Z_0}{Z_s + Z_0} \right|^2, \quad (7)$$

где ρ_0 – плотность воздуха; c_0 – скорость звука в воздухе; r – удельное сопротивление потоку [12]; h – толщина образца.

Минимизация функции (1) может быть осуществлена различными способами и со множеством настроек. В данном случае минимизация осуществляется с использованием языка программирования Python на основе открытой библиотеки Scipy в следующей последовательности:

1. Формирование начальной популяции на основе равномерного распределения переменных в указанном диапазоне.

2. Генерация 20 особей и вычисление на их основе значения искомой функции. Опытным путём установлено, что дальнейшее увеличение числа начальных особей не влияет на конечный результат, но увеличивает время вычислений. На этом же шаге проводится выбор двух случайных кандидатов (при равномерном распределении) и получение на их основе нового кандидата:

$$X' = X_0 + a(X^* - X_0) + a(X_i + X_j), \quad (8)$$

где X_0, X_i, X_j – начальный (базовый) и случайные члены популяции соответственно; X^* – наилучший из выборки член популяции, при котором функция $F(x_1, \dots, x_i)$ получает минимальное значение; a – коэффициент мутации (параметр, задаваемый в диапазоне (0,5;1,98)).

3. Селекция особей, выбор наилучшего кандидата, который на следующем шаге становится X_0 . Как видно из формулы (8), наилучший кандидат в течение одной итерации участвует в мутации новых особей.

Одной из настроек данного алгоритма является рекомбинация, или кроссовер Cr [10], которая задаёт вероятность наследования признака (значения переменной) от мутантного члена популяции на следующий шаг. Рекомбинация осуществляется с помощью биномиального распределения [10].

Последовательность действий будет повторяться, пока не пройдёт заданное число итераций или не достигнет сходимости, определяемой настройками алгоритма [10]. Опытным путём выявлено, что 4000 итераций достаточно для достижения сходимости. Дальнейшее увеличение числа итераций не влияет на конечный результат, но увеличивает время вычислений.

Из анализа [4 – 8] переменные C_1, \dots, C_2 в выражениях (2) – (5) располагаются в интервале (0; 1). В данном случае для лучшего результата интервал был увеличен до (–2; 2).

Экспериментальные исследования и разработка математической модели

Акустические характеристики ППУ-40-08 получены с помощью метода измерения в импедансной трубе с двумя микрофонами [3]. Проведены измерения для образцов различной толщины. Примеры образцов и схема экспериментальной установки представлены на рис. 3.

Для образцов одной толщины результирующие значения усреднялись. Значения коэффициента звукопоглощения, измеренные для некоторых толщин, представлены на рис. 4. Результат подбора коэффициентов представлен в табл. 1.

На рис. 5, 6 представлены расчётные и экспериментальные значения коэффициента звукопоглощения для образцов 10 – 100 мм, а также модуль разности расчётных и экспериментальных значений $\Delta\alpha$. Как видно из рис. 2 и 6, разработанная модель даёт лучшее соответствие экспериментальным данным, чем указанные на рис. 2 модели (для толщины 100 мм).

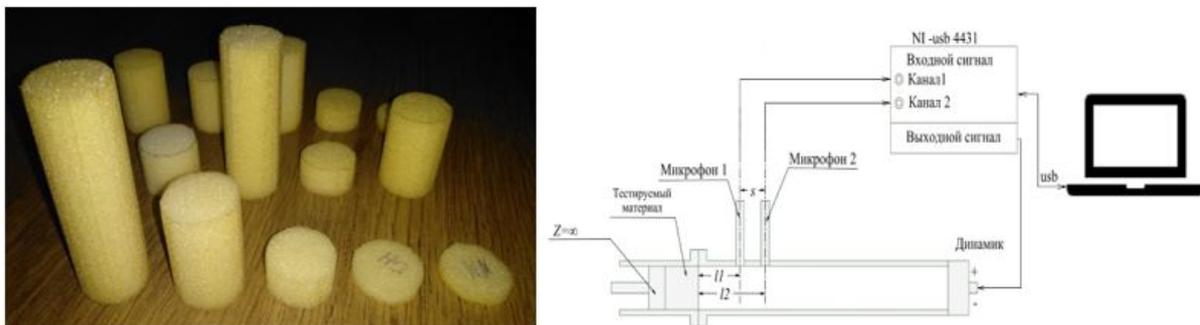


Рис. 3. Образцы для измерений коэффициента звукопоглощения и схема экспериментальной установки

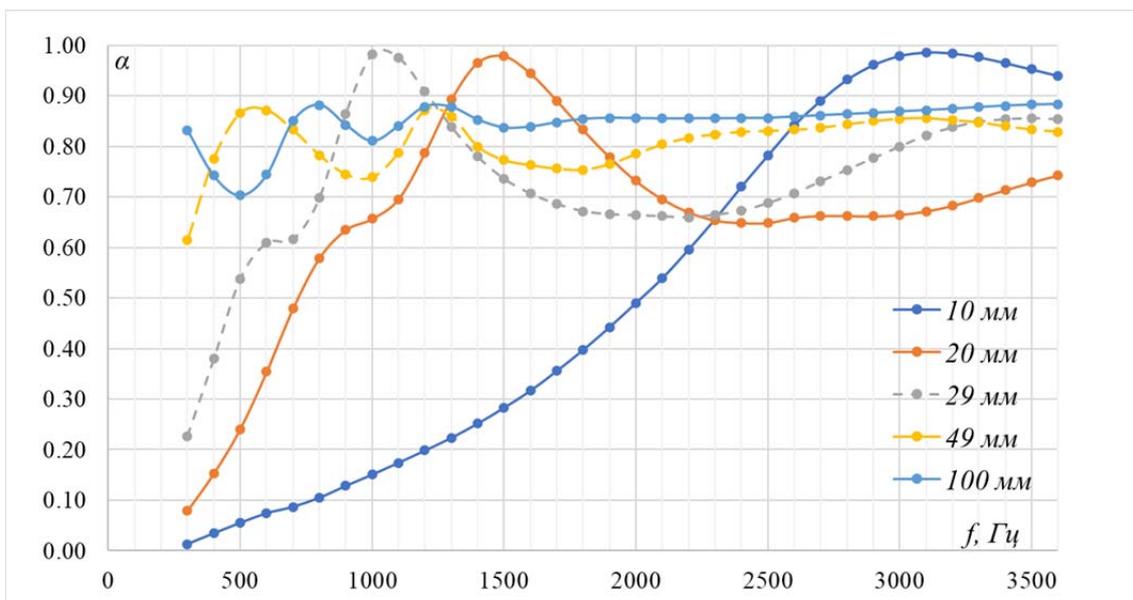


Рис. 4. Экспериментальные исследования образцов материала ППУ-40-08 различной толщины, мм

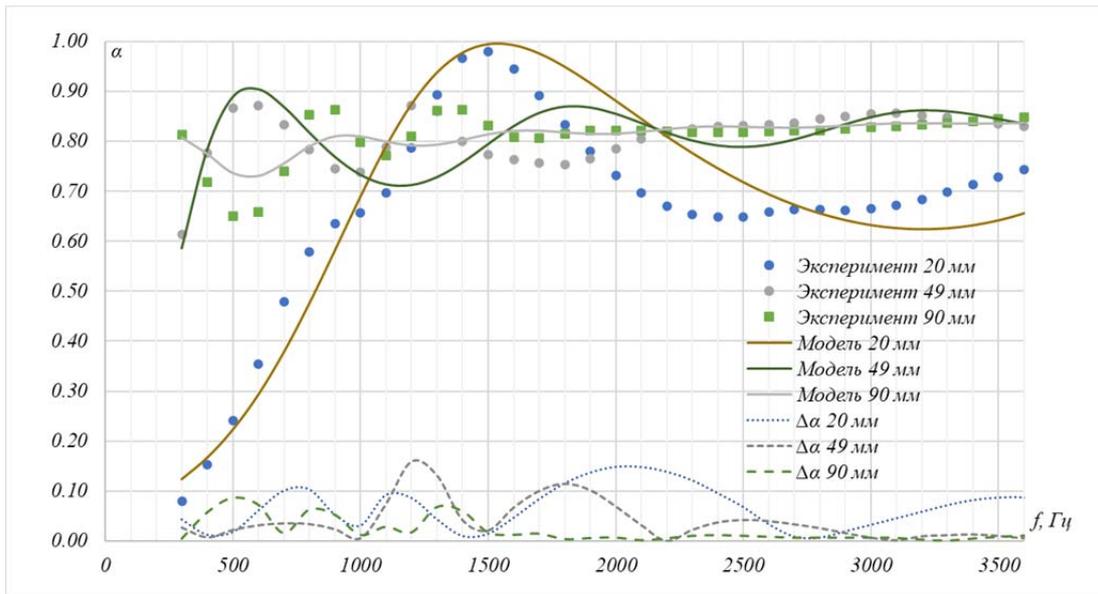


Рис. 5. Расчётные и экспериментальные данные:
 Эксперимент – экспериментальные данные для обозначенной толщины;
 Модель – расчётные данные, полученные с помощью разработанной модели;
 $\Delta\alpha$ – модуль разности экспериментальных и расчётных значений

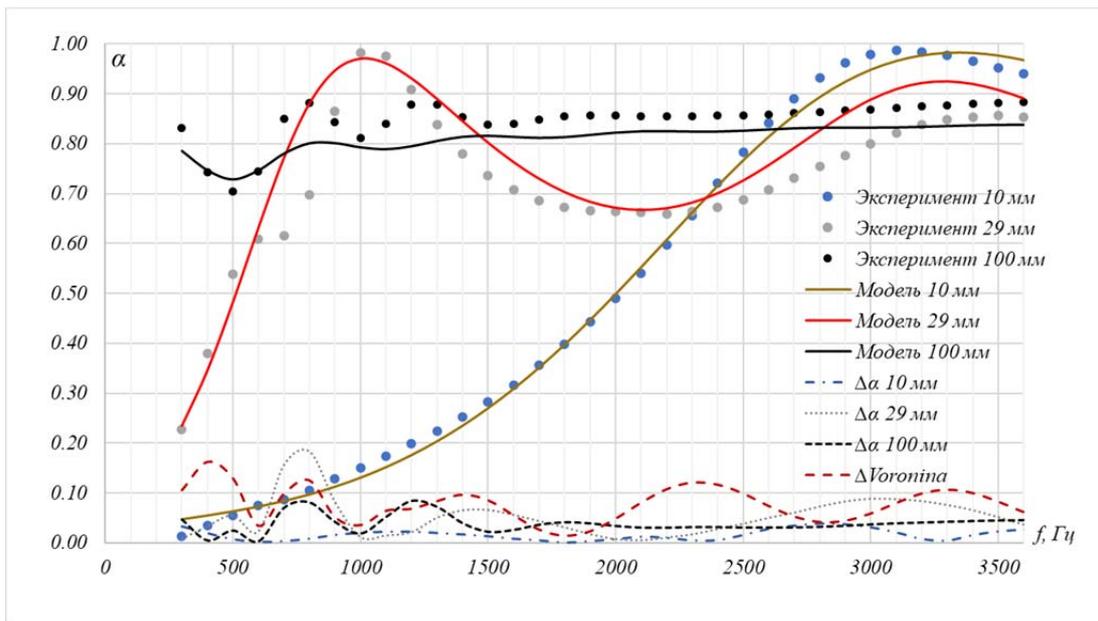


Рис. 6. Расчётные и экспериментальные данные:
 Эксперимент – экспериментальные данные для обозначенной толщины;
 Модель – расчётные данные, полученные с помощью разработанной модели;
 $\Delta\alpha$ – модуль разности экспериментальных и расчётных значений

В табл. 1 приведены коэффициенты полученной математической модели материала ППУ-40-08, для которого значение удельного сопротивления потоку r равно $10123 \pm 2050 \text{ Па}\cdot\text{с}/\text{м}^2$ [12].

Таблица 1. Коэффициенты новой модели

C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	C_7	C_8
1,166	0,087	0,308	0,417	0,321	0,599	1,469	0,171

Заключение

Разработана математическая модель пенополиуретана марки ППУ-40-08, актуального для применения в ракетно-космической технике. Проведены экспериментальные исследования указанного материала и получены коэффициенты звукопоглощения указанного материала для образцов толщиной 10-100 мм. Максимальная неопределённость измерений составляет 0,221 для 13 образцов толщиной 10 мм, в третьоктавной полосе частот со среднегеометрической частотой 2500 Гц. Сравнение экспериментальных и расчётных данных показало, что средняя величина разности между ними составляет 0,04, а максимальное отличие составляет 0,18. Данная модель позволяет проводить конечно-элементное моделирование акустических и виброакустических процессов под головным обтекателем РН для последующего снижения уровня акустического давления, действующего на полезную нагрузку.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации для молодых кандидатов наук МК-1944.2020.8.

Библиографический список

1. Попов П.А., Синдюков А.А. Конструктивные мероприятия по снижению акустического давления внутри изделий ракетно-космической техники // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 1 (43). С. 68-79. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-68-79
2. Попов П.А. Разработка методики снижения акустического нагружения на полезную нагрузку в составе ракеты-носителя. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2018. 150 с.
3. Иголкин А.А., Родионов Л.В., Шахматов Е.В., Кох А.И. Звукопоглощение. Методы измерений: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2010. 59 с.
4. Voronina N.N. An empirical model for elastic porous materials // Applied Acoustics. 1998. V. 55, Iss. 1. P. 67-83. DOI: 10.1016/S0003-682X(97)00098-4
5. David A.B., Hansen C.H. Engineering noise control. London: Spon Press, 2009. 768 p.
6. Miki Y. Acoustical properties of porous materials. Modifications of Delany-Bazley models // Journal of the Acoustical Society of Japan. 1990. V. 11, Iss. 1. P. 19-24. DOI: 10.1250/ast.11.19
7. Kino N., Nakano G., Suzuki Y. Non-acoustical and acoustical properties of reticulated and partially reticulated polyurethane foams // Applied Acoustics. 2012. V. 73, Iss. 2. P. 95-108. DOI:10.1016/j.apacoust.2011.06.009
8. Allard J.F. Propagation of sound in porous media. New York: Elsevier Applied Science, 2009. 358 p.
9. Gardner G.C., O'Leary M.E., Hansen S., Sun J.Q. Neural networks for prediction of acoustical properties of polyurethane foams // Applied Acoustics. 2003. V. 64, Iss. 2. P. 229-242. DOI: 10.1016/S0003-682X(02)00089-0
10. Price K.V., Storn R.M., Lampinen J.A. Differential evolution. A practical approach to global optimization. Berlin: Springer, 2006. 539 p. DOI: 10.1007/3-540-31306-0
11. Кочегурова Е.А. Теория и методы оптимизации. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2012. 157 с.
12. ГОСТ EN 29053-2011. Материалы акустические. Методы определения сопротивления продуванию потоком воздуха. М.: Стандартинформ, 2012. 11 с.

MATHEMATICAL MODEL OF ACOUSTIC CHARACTERISTICS OF POLYURETHANE FOAM USED FOR SOUND ABSORPTION IN AEROSPACE ENGINEERING

© 2021

- A. V. Kuznetsov** Postgraduate Student of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; al.vl.kuznetsov@mail.ru
- A. A. Igolkin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; igolkin97@gmail.com
- A. I. Safin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; artursafin1988@gmail.com
- A. O. Pantyushin** Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ao.pantyushin@mail.ru

When solving the problem of reducing the acoustic load on the spacecraft during the launch and flight of the launch vehicle, finite element modeling of acoustic processes under the nose fairing is carried out. To successfully solve this problem, a mathematical model of the acoustic characteristics of the material used for sound insulation is required. The existing mathematical models of the acoustic characteristics of materials are not suitable for the material under consideration that can be used in rocket and space technology to increase the sound insulation of the payload fairing + transfer compartment assembly. To obtain the sound absorption coefficient of the material, an impedance tube measurement method with two microphones is used. Using the method of differential evolution, the coefficients of a mathematical model of acoustic characteristics of the Delany-Bazley type for the specified material are selected. The sound absorption coefficient obtained experimentally and that calculated using the obtained model are compared; the average and maximum values of the error are shown. The resulting model will make it possible to carry out finite element modeling of acoustic and vibroacoustic processes under the nose fairing, taking into account the location of the sound-absorbing material.

Sound absorption coefficient; payload fairing and transfer compartment assembly; differential evolution; polyurethane foam

Citation: Kuznetsov A.V., Igolkin A.A., Safin A.I., Pantyushin A.O. Mathematical model of acoustic characteristics of polyurethane foam used for sound absorption in aerospace engineering. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 53-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-53-62

References

1. Popov P.A., Sindyukov A.A. Constructive actions for decreasing the acoustic pressure inside space-rocket products. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 1 (43). P. 68-79. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-68-79
2. Popov P.A. *Razrabotka metodiki snizheniya akusticheskogo nagruzheniya na poleznuyu nagruzku v sostave rakety-nositelya. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of a technique for reducing the acoustic load on a payload as part of a launch vehicle. Candidate's dissertation (Engineering)]. Samara, 2018. 150 p.
3. Igolkin A.A., Rodionov L.V., Shakhmatov E.V., Kokh A.I. *Zvukopogloshchenie. Metody izmereniy: elektron. ucheb. posobie* [Sound absorption. Measurement methods: electronic study guide]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2010. 59 p.
4. Voronina N.N. An empirical model for elastic porous materials. *Applied Acoustics*. 1998. V. 55, Iss. 1. P. 67-83. DOI: 10.1016/S0003-682X(97)00098-4

5. David A.B., Hansen C.H. Engineering noise control. London: Spon Press, 2009. 768 p.
6. Miki Y. Acoustical properties of porous materials. Modifications of Delany-Bazley models. *Journal of the Acoustical Society of Japan*. 1990. V. 11, Iss. 1. P. 19-24. DOI: 10.1250/ast.11.19
7. Kino N., Nakano G., Suzuki Y. Non-acoustical and acoustical properties of reticulated and partially reticulated polyurethane foams. *Applied Acoustics*. 2012. V. 73, Iss. 2. P. 95-108. DOI:10.1016/j.apacoust.2011.06.009
8. Allard J.F. Propagation of sound in porous media. New York: Elsevier Applied Science, 2009. 358 p.
9. Gardner G.C., O'Leary M.E., Hansen S., Sun J.Q. Neural networks for prediction of acoustical properties of polyurethane foams. *Applied Acoustics*. 2003. V. 64, Iss. 2. P. 229-242. DOI: 10.1016/S0003-682X(02)00089-0
10. Price K.V., Storn R.M., Lampinen J.A. Differential evolution. A practical approach to global optimization. Berlin: Springer, 2006. 539 p. DOI: 10.1007/3-540-31306-0
11. Kochegurova E.A. *Teoriya i metody optimizatsii* [Optimization theory and methods]. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2012. 157 p.
12. GOST EN 29053-2011. Acoustical materials. Methods for determination of airflow resistance. Moscow: Standartinform Publ., 2012. 11 p. (In Russ.)

РАЗВЕРТЫВАНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ

© 2021

Т. А. Ледкова аспирант кафедры динамики полёта и систем управления; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ta_ledkova@bk.ru

Ю. М. Заболотнов доктор технических наук, профессор, профессор кафедры программных систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; yumz@yandex.ru

Исследуется движение космической тросовой системы, состоящей из космической станции и двух микроспутников. Станция движется по круговой невозмущённой окололунной орбите. Рассматривается процесс формирования тросовой системы и её стабилизация в конечном состоянии, близком к вертикальному. Предлагается программа управления силой натяжения троса, обеспечивающая развёртывание системы в заданное состояние. Проводится исследование устойчивости конечного положения равновесия механической системы и показано, что оно асимптотически устойчиво. Теоретические исследования иллюстрируются численными расчётами.

Космическая тросовая система; космическая станция, микроспутники; окололунная орбита; развёртывание; программа управления; устойчивость

Цитирование: Ледкова Т.А., Заболотнов Ю.М. Развёртывание и стабилизация движения космической тросовой системы на окололунной орбите // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 63-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

Введение

Малые космические аппараты, и в частности микроспутники, являются весьма важными элементами космических систем при решении различных задач на орбите, таких как инспектирование космических станций, зондирование небесных тел, транспортные операции, пассивная гравитационная стабилизация космических систем и др. Микроспутники относятся к малым космическим аппаратам, масса которых составляет не менее 10 кг и не более 100 кг [1]. При этом важную роль играет разработка программ управления группировками космических аппаратов, в частности для формирования заданной их конфигурации.

В дополнение к этому стоит отметить перспективность использования в современной космонавтике космических тросовых систем (КТС). Это обусловлено возможностью создания протяжённых космических систем, которые обладают лёгкостью и могут применяться для решения многих задач [2], в том числе для исследования Луны. Подробный обзор различных проектов и способов применения космических тросовых систем приведён, например, в работе [3]. Многие проекты освоения Луны и Марса подразумевают использование базовой станции [4;5].

В настоящей работе рассматривается движение тросовой группировки на окололунной орбите, состоящей из космической станции и двух микроспутников. Основное назначение такой системы – пассивная гравитационная стабилизация станции. Кроме того, такая система может выполнять и другие задачи: инспектирование станции, доставка грузов на поверхность Луны после обрезания троса (эти задачи требуют отдельного рассмотрения). Отдалённость от Земли окололунной станции повышает актуаль-

ность рассматриваемой задачи, так как гравитационная стабилизация осуществляется без энергетических затрат. Рассматривается управление процессом развёртывания данной тросовой системы, имеющей линейную структуру, в вертикальное положение. Предлагается программа управления натяжением троса, обеспечивающая развёртывание системы в заданное состояние. Построенная программа управления обоснована теоретически: доказана асимптотическая устойчивость конечного состояния равновесия системы. Проведённые теоретические исследования подтверждаются численными примерами.

Математическая модель движения системы и программа управления

Рассматривается механическая система (рис. 1), состоящая из космической станции с центром масс D и двух микроспутников A и B , прикреплённых к станции невесомыми тросами длиной l_a и l_b . На рис. 1 φ_a, φ_b – углы отклонения от местной вертикали тросов, соединяющих станцию и спутники. Центр масс системы движется по круговой окололунной невозмущённой орбите радиусом r . Возмущения, связанные с влиянием Земли, Солнца и т. д., не учитываются [6]. Станцию и спутники будем считать материальными точками, массы которых m_d, m_a и m_b соответственно.

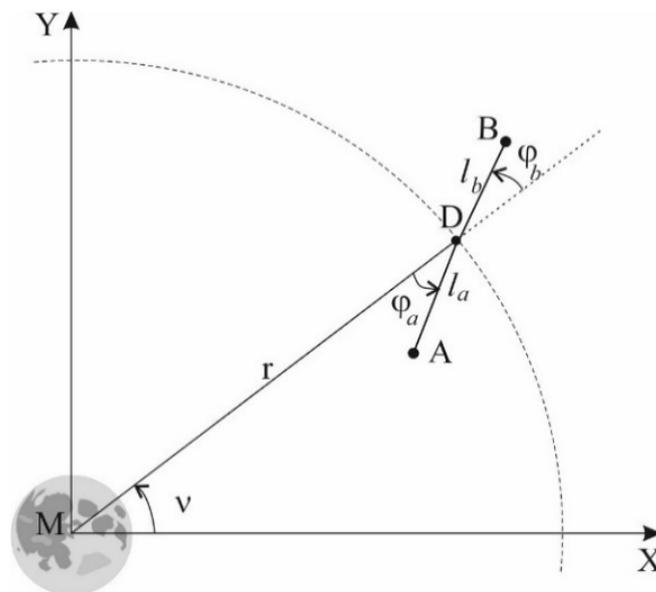


Рис. 1. Механическая система

Запишем координаты точек A, B, D в абсолютной селеноцентрической системе координат MXY (рис. 1).

$$\begin{aligned} x_a &= r \cos \nu - l_a \cos(\nu + \varphi_a), & y_a &= r \sin \nu - l_a \sin(\nu + \varphi_a); \\ x_b &= r \cos \nu + l_b \cos(\nu + \varphi_b), & y_b &= r \sin \nu + l_b \sin(\nu + \varphi_b); \\ x_d &= r \cos \nu, & y_d &= r \sin \nu, \end{aligned}$$

где ν – угол между осью MX и радиус-вектором центра масс системы.

Уравнения движения системы определяются с помощью уравнений Лагранжа второго рода [7]:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial T}{\partial q} = -\frac{\partial P}{\partial q} + Q, \quad (1)$$

где T, P – кинетическая и потенциальная энергия системы; $q = \{\varphi_a, \varphi_b, l_a, l_b\}^T$ – вектор обобщённых координат; $\dot{q} = \{\dot{\varphi}_a, \dot{\varphi}_b, \dot{l}_a, \dot{l}_b\}^T$ – соответствующий вектор обобщённых скоростей; $Q = \{0, 0, T_a, T_b\}^T$ – вектор обобщённых непотенциальных сил; T_a, T_b – силы натяжения тросов.

Запишем выражения для кинетической и потенциальной энергии системы:

$$\begin{aligned} T &= \frac{m_a}{2} \left(-2l_a r \Omega (\Omega + \dot{\varphi}_a) \cos \varphi_a - 2\Omega \dot{l}_a r \sin \varphi_a + (l_a^2 + r^2) \Omega^2 + 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a^2 + \dot{\varphi}_a^2 l_a^2 + \dot{l}_a^2 \right) + \\ &+ \frac{m_b}{2} \left(2l_b r \Omega (\Omega + \dot{\varphi}_b) \cos \varphi_b + 2\Omega \dot{l}_b r \sin \varphi_b + (l_b^2 + r^2) \Omega^2 + 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b^2 + \dot{\varphi}_b^2 l_b^2 + \dot{l}_b^2 \right) + \frac{m_d}{2} \Omega^2 r^2, \\ P &= -\mu_M \left(\frac{m_d}{r} + \frac{m_a}{\sqrt{l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2}} + \frac{m_b}{\sqrt{l_b^2 + 2l_b r \cos \varphi_b + r^2}} \right), \end{aligned} \quad (2)$$

где μ_M – гравитационная постоянная Луны; Ω – угловая скорость движения центра масс системы по круговой орбите.

Подставляя (2) в (1), получим четыре уравнения движения околорунной тросовой системы:

$$\begin{aligned} -m_a l_a \left(r \Omega^2 \sin \varphi_a - 2\Omega \dot{l}_a - 2\dot{\varphi}_a \dot{l}_a - \ddot{\varphi}_a l_a \right) &= -\frac{\mu_M m_a l_a r \sin \varphi_a}{(l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2)^{(3/2)}}, \\ m_a \left(r \Omega^2 \cos \varphi_a - l_a \Omega^2 - 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a - \dot{\varphi}_a^2 l_a + \ddot{l}_a \right) &= -\frac{\mu_M m_a (l_a - r \cos \varphi_a)}{(l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2)^{(3/2)}} + T_a, \\ -m_b l_b \left(r \Omega^2 \sin \varphi_b - 2\Omega \dot{l}_b - 2\dot{\varphi}_b \dot{l}_b - \ddot{\varphi}_b l_b \right) &= -\frac{\mu_M m_b l_b r \sin \varphi_b}{(l_b^2 - 2l_b r \cos \varphi_b + r^2)^{(3/2)}}, \\ m_b \left(r \Omega^2 \cos \varphi_b - l_b \Omega^2 - 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b - \dot{\varphi}_b^2 l_b + \ddot{l}_b \right) &= -\frac{\mu_M m_b (l_b - r \cos \varphi_b)}{(l_b^2 - 2l_b r \cos \varphi_b + r^2)^{(3/2)}} + T_b. \end{aligned} \quad (3)$$

Разложим правые части выражений (3) в ряд Тейлора по l_j ($j = a, b$), учитывая члены до второго порядка включительно, и выразим вторые производные:

$$\begin{aligned}\ddot{\varphi}_a &= -3\Omega^2 \sin \varphi_a \cos \varphi_a - 2\frac{\dot{l}_a}{l_a}(\Omega + \dot{\varphi}_a), \\ \ddot{\varphi}_b &= -3\Omega^2 \sin \varphi_b \cos \varphi_b - 2\frac{\dot{l}_b}{l_b}(\Omega + \dot{\varphi}_b), \\ \ddot{l}_a &= l_a(3\Omega^2 \cos^2 \varphi_a + 2\Omega\dot{\varphi}_a + \dot{\varphi}_a^2) + T'_a, \\ \ddot{l}_b &= l_b(3\Omega^2 \cos^2 \varphi_b + 2\Omega\dot{\varphi}_b + \dot{\varphi}_b^2) + T'_b,\end{aligned}\tag{4}$$

где $T'_j = T_j/m_j$, $j = a, b$.

В уравнениях (4) за функцию управления примем $u_j = \frac{\dot{l}_j}{l_j}$, где $j = a, b$.

Предлагается использовать следующую программу управления:

$$u_j = \frac{(l_{j\max} - l_j)}{l_{j\max}} \left(\frac{1}{2}\Omega - \dot{\varphi}_j \frac{l_j}{l_{j\max}} \right),\tag{5}$$

где $l_{j\max}$ – заданная конечная длина соответствующего троса.

Чтобы сила натяжения T_j обеспечивала требуемое управление (5), продифференцируем выражение $\dot{l}_j = u_j l_j$ по t и подставим его в уравнения системы (2), описывающие изменение длины троса l_j . Тогда выражения для сил натяжения троса T_j ($j = a, b$) примут вид:

$$\begin{aligned}T_j &= -\frac{m_j l_j}{l_{j\max}^4} (l_{j\max}^4 + l_j^3 l_{j\max} - l_j^4) \dot{\varphi}_j^2 - \frac{2m_j l_j \Omega}{l_{j\max}^4} \left(l_{j\max}^4 + \frac{l_{j\max}^3 l_j}{4} - \frac{5l_j^3 l_{j\max}}{4} + l_j^4 \right) \dot{\varphi}_j - \\ &- \frac{3m_j l_j \Omega^2}{4l_{j\max}^3} \left(-4l_{j\max} l_j (l_{j\max} - l_j) \sin \varphi_j \cos \varphi_j + 2l_j^2 l_{j\max} - \frac{4l_j^3}{3} + l_{j\max}^3 - \frac{l_{j\max}^2 l_j}{3} \right).\end{aligned}$$

Исследование устойчивости конечного положения тросовой системы при окончании её развёртывания

Будем исследовать устойчивость положения равновесия космической тросовой системы при развёртывании по заданному закону в соответствии с методологией, описанной в [8]. Для этого приведём систему уравнений (2) к безразмерному виду, то есть перейдём к безразмерному времени $\tau = \sqrt{3}\Omega t$.

Ввиду того, что уравнения для верхнего и нижнего спутника идентичны с точностью до обозначений, рассмотрим анализ устойчивости для нижнего спутника A . Рассмотрим замену переменных:

$$x_1 = \varphi, x_2 = \dot{\varphi}, x_3 = \frac{l - l_{\max}}{l_{\max}}.$$

Уравнения (4) примут вид:

$$\begin{aligned} x_1' &= -2x_3^2x_1^2 - 2x_3x_1^2 - \frac{2\sqrt{3}}{3}x_3^2x_1 - \frac{\sqrt{3}}{3}x_3x_1 - x_2 + \frac{2}{3}x_2^3 + \frac{1}{3}x_3; \\ x_2' &= x_1; \\ x_3' &= \frac{\sqrt{3}}{6}(2\sqrt{3}x_3x_1 + 2\sqrt{3}x_1 - 1)(x_3 + 1)x_3. \end{aligned} \quad (6)$$

Запишем матрицу коэффициентов для линейных членов:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 & \frac{1}{3} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{6} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Найдём собственные значения матрицы A:

$$\lambda_{1,2} = \pm i, \lambda_3 = -\frac{\sqrt{3}}{6}. \quad (8)$$

Таким образом, нельзя сказать, что все собственные значения матрицы A определённо отрицательные, то есть нужно рассмотреть особый случай. Для этого составим функцию Ляпунова:

$$V = x_1^2 + x_2^2 + f_3 + f_4,$$

где функции f_3 и f_4 удовлетворяют соотношениям

$$\begin{aligned} \left(x_1 \frac{\partial f_3(x_1, x_2)}{\partial x_2} - x_2 \frac{\partial f_3(x_1, x_2)}{\partial x_1} \right) &= -2g_1^{(2)}x_1 - 2g_2^{(2)}x_2, \\ \left(x_1 \frac{\partial f_4(x_1, x_2)}{\partial x_2} - x_2 \frac{\partial f_4(x_1, x_2)}{\partial x_1} \right) &= -f_4^* + \gamma_4(x_1^2 + x_2^2)^2, \end{aligned} \quad (9)$$

где функции $g_1^{(2)}, g_2^{(2)}$ – коэффициенты разложения при нелинейных членах, а коэффициенты f_3, f_4^* [9] – имеют вид:

$$\begin{aligned} g_1^{(2)} &= -\frac{2\sqrt{3}}{3}(ax_1^2 + bx_2^2 + cx_1x_2), \\ g_2^{(2)} &= 0, \\ g_1^{(3)} &= \frac{2}{3}x_2^3 - 2x_1(ax_1^2 + bx_2^2 + cx_1x_2), \\ g_2^{(3)} &= 0, \end{aligned}$$

$$f_4^* = \frac{\partial f_3}{\partial y_1} g_1^{(2)} + \frac{\partial f_3}{\partial y_2} g_2^{(2)} + 2y_1 g_1^{(3)} + 2y_2 g_2^{(3)},$$

$$\gamma_4 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} f_4^*(\cos \varphi, \sin \varphi) d\varphi,$$

где a, b, c – коэффициенты, которые подбираются так, чтобы выполнялось условие $\gamma_4 < 0$.

При $\gamma_4 \neq 0$ функция Ляпунова будет иметь вид:

$$V(x_1, x_2) = x_1^2 + x_2^2 + 8\sqrt{3}x_1^2x_2 + \frac{16\sqrt{3}}{3}x_2^3 - \frac{143}{3}x_1^4 + 15x_1^3x_2 + \frac{2}{3}x_1^2x_2^2 + 9x_1x_2^3. \quad (10)$$

Найдём производную функции Ляпунова:

$$V' = \gamma_4(x_1^2 + x_2^2)^2 + O^5(x_j) = -9(x_1^2 + x_2^2)^2 + O^5(x_j). \quad (11)$$

Из (11) видно, что коэффициент при членах 4-го порядка отрицательный ($\gamma_4 = -9$), в этом случае положение равновесия системы является асимптотически устойчивым [8].

Результаты численного моделирования

При численном интегрировании рассматривается развёртывание космической тросовой системы, центр масс которой движется по круговой невозмущённой окололунной орбите. Развёртывание происходит по предложенному закону (5). Тросы рассматриваются как невесомые нерастяжимые стержни.

Исходные данные, используемые при численном моделировании: масса станции $m_d = 2000$ кг, масса микроспутников $m_a = m_b = 20$ кг, высота орбиты $h = 500$ км, начальное значение углов отклонения $\varphi_{a0} = \varphi_{b0} = -0.5$, начальное значение угловых скоростей $\dot{\varphi}_{a0} = \dot{\varphi}_{b0} = 0$ рад/с, начальная длина тросов между станцией и спутниками $l_{a0} = l_{b0} = 0.1$ м, конечные значения длин тросов между станцией и спутниками $l_{a\max} = l_{b\max} = 400$ м, начальное значение скорости выпуска троса $\dot{l}_{a0} = \dot{l}_{b0} = 0.00033$ м/с.

На рис. 2 показаны графики изменения углов отклонения тросов от местной вертикали φ_a, φ_b , соединяющих станцию и спутники. Графики построены по уравнениям движения (6) с учётом различного количества членов при разложении в ряд Тейлора функций, стоящих в правых частях уравнений движения (4). Сплошной линией показан график, на котором учтены только линейные члены, штриховой – добавлены кубические члены, штрихпунктирной – добавлены ещё члены пятой степени. На рис. 3 построены соответствующие фазовые траектории.

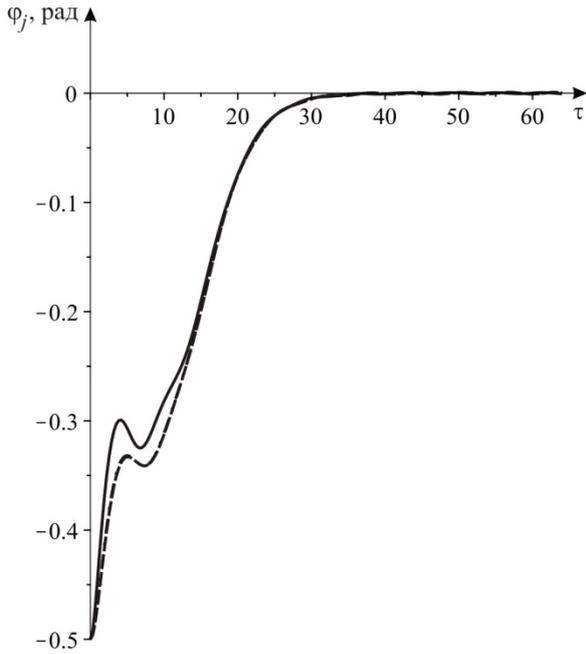


Рис. 2. Изменение углов $\varphi_a(t), \varphi_b(t)$ при развёртывании КТС

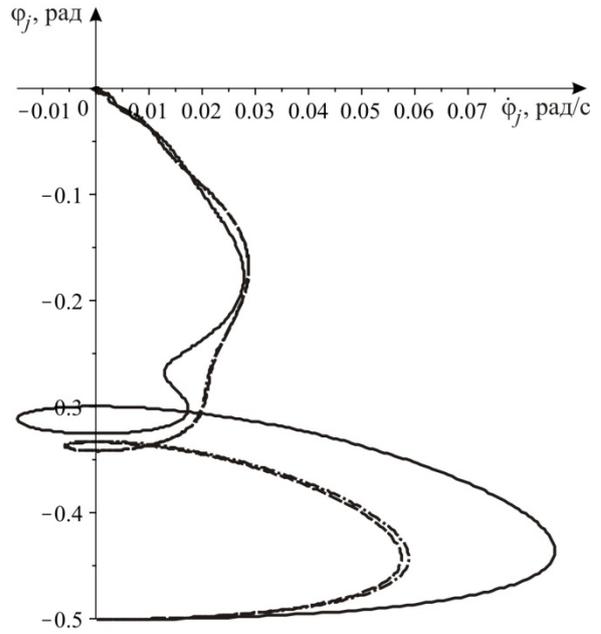


Рис. 3. Фазовая траектория на плоскости $(\varphi_j, \dot{\varphi}_j)$

Из графиков, представленных на рис. 2, 3, следует, что по окончании развёртывания положения тросов приближаются к местной вертикали. Также можно отметить, что графики, построенные с учётом членов третьего и пятого порядков, совпадают, что позволяет упростить математическую модель, практически не увеличивая погрешностей вычислений, учитывая только члены до третьего порядка включительно.

На рис. 4, 5 показаны графики изменения длины и скорости тросов при развёртывании рассматриваемой космической тросовой системы.

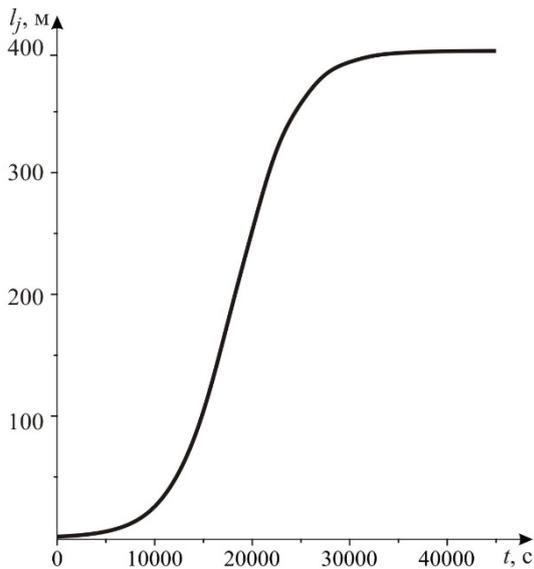


Рис. 4. Изменение длин тросов $l_a(t), l_b(t)$ при развёртывании КТС

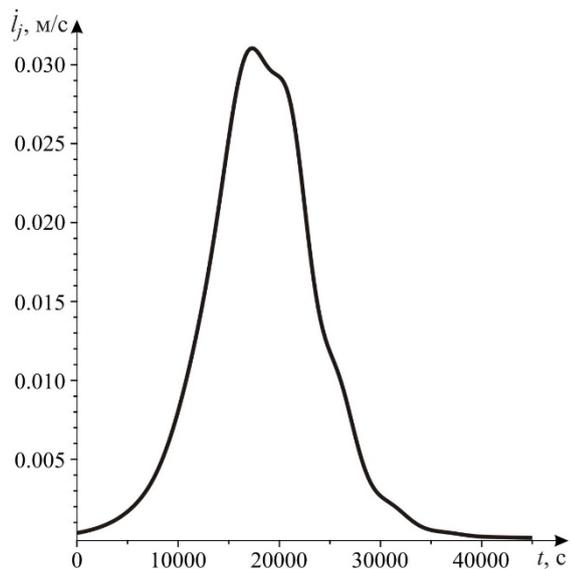


Рис. 5. Графики скоростей выпуска тросов $\dot{l}_a(t), \dot{l}_b(t)$ при развёртывании КТС

Как следует из приведённых результатов, предложенный закон управления обеспечивает развёртывание троса на требуемую длину и приведение системы в заданное конечное состояние.

На рис. 6 показаны траектории микроспутников относительно местной вертикали при развёртывании КТС. Следует отметить, что и при одинаковых, и при различных массах микроспутников (например, $m_a = 80$ кг – сплошная линия; $m_b = 20$ кг – штриховая линия) траектории остаются симметричными относительно центра масс космической станции $(0,0)$. На рис. 7 представлены соответствующие графики для сил натяжения тросов. При увеличении массы нижнего спутника модуль силы натяжения троса увеличивается.

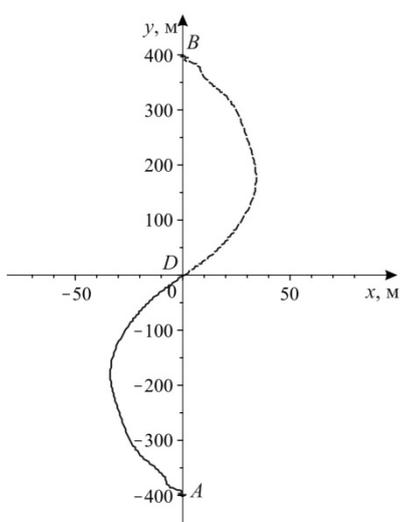


Рис. 6. Траектория микроспутников относительно местной вертикали

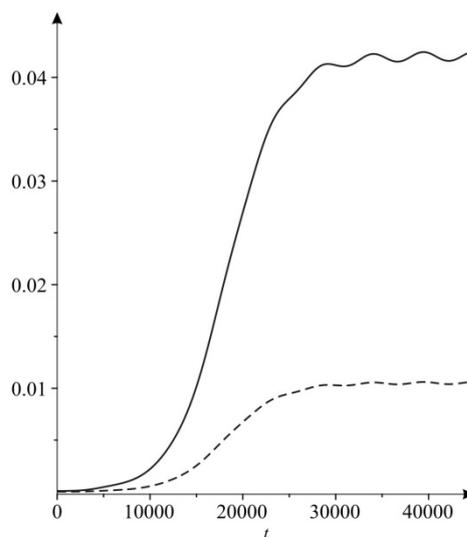


Рис. 7. Графики сил натяжения тросов при различных массах спутников: сплошная – $m_a = 80$ кг ; штриховая – $m_b = 20$ кг

На рис. 8, 9 показаны изображения функции Ляпунова и её производной. Приведённые рисунки подтверждают, что функция Ляпунова $V(x_1, x_2)$ в окрестности нуля положительно определённая, а её производная $V'(x_1, x_2)$ – отрицательно определённая. Следовательно, в соответствии со вторым методом Ляпунова положение равновесия системы, соответствующее конечному состоянию КТС после развёртывания, является асимптотически устойчивым.

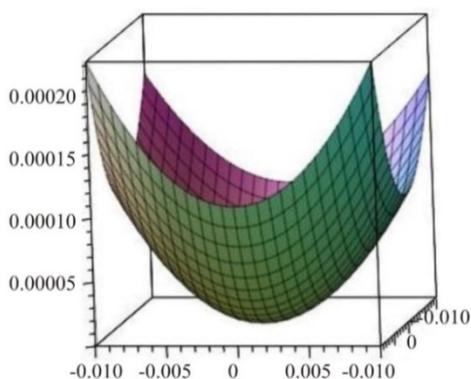


Рис. 8. Функция Ляпунова $V(x_1, x_2)$

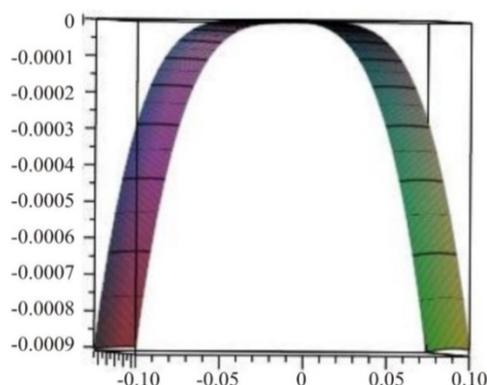


Рис. 9. Производная функции Ляпунова $V'(x_1, x_2)$

Заключение

Рассмотрено движение линейной тросовой группировки, состоящей из космической станции и двух микроспутников на окололунной круговой орбите. Исследован процесс развёртывания системы в вертикальное положение, при котором обеспечивается пассивная гравитационная стабилизация окололунной станции.

Получены основные результаты:

- 1) с помощью уравнений Лагранжа второго рода построена математическая модель движения космической системы;
- 2) предложена программа изменения сил натяжения тросов, обеспечивающая приведение системы в вертикальное положение;
- 3) исследована устойчивость конечного вертикального положения равновесия КТС и доказана его асимптотическая устойчивость;
- 4) приведены численные расчёты, подтверждающие проведённые теоретические исследования линейной тросовой окололунной группировки, состоящей из космической станции и двух микроспутников.

Дальнейшие исследования движения рассматриваемой КТС на окололунной орбите будут связаны с анализом процессов развёртывания системы в пространственном случае [10], демпфированием колебаний в системе [11], которые неизбежно возникают за счёт эллиптичности орбиты и при действии других возмущений. Более полные модели движения КТС должны также описывать угловые колебания космической станции и микроспутников относительно направлений тросов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научного проекта № 21-51-53001.

Библиографический список

1. Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2005. Т. 102. С. 12-27.
2. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
3. Cartmell M.P., McKenzie D.J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences. 2008. V. 44, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.08.002
4. Guzek B.J., Horton J.F., Joyner C.R., Kokan T., Levack D.J.H., Widman F. Mars NTP architecture elements using the Lunar Orbital Platform-Gateway // 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (September, 17-19, 2018, Orlando, United States). DOI: 10.2514/6.2018-5105
5. Burns J.O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D.A., Pratt W.D., Cichan T., Edwards C.M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway // Acta Astronautica. 2019. V. 154. P. 195-203. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.031
6. Егоров В.А. О некоторых задачах динамики полёта к Луне // Успехи физических наук. 1957. Т. 62, № 1. С. 73-117.
7. Бухгольц Н.Н., Гольцман В.К. Курс теоретической механики. Ч. 3. Динамика. М.: Оборонгиз, 1939. 213 с.
8. Малкин И.Г. Теория устойчивости движения. М.: Наука. 1966. 530 с.
9. Hahn W., Hosenthien H.H., Lehnigk H. Theory and application of Liapunov's direct method. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1963. 182 p.

10. Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы, состоящей из двух малых космических аппаратов // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 3. С. 236-246. DOI: 10.7868/S002342061702008X

11. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. V. 126. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.

DEPLOYMENT AND STABILIZATION OF THE MOTION OF A SPACE TETHERED SYSTEM IN A LUNAR ORBIT

© 2021

T. A. Ledkova Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ta_ledkova@bk.ru

Yu. M. Zabolotnov Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yumz@yandex.ru

The motion of a space tether system, consisting of a constellation of two microsatellites and a space station, is investigated. The station moves in a circular undisturbed circular lunar orbit. The process of deployment of tethers to bring the system into a working near-vertical condition is considered. A program for controlling the tether tension force that ensures the deployment of tethers to the required length and stabilizes the system in the vertical position is proposed. A study of the stability of the equilibrium position of a mechanical system is carried out. It is shown that the motion carried out during the deployment of a tethered system according to the program proposed in the work is asymptotically stable.

Microsatellite; space tether system; circular lunar orbit; deployment; control program; stability

Citation: Ledkova T.A., Zabolotnov Yu.M. Deployment and stabilization of the motion of a space tethered system in a lunar orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 63-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

References

1. Makridenko L.A., Boyarchuk K.A. Microsatellites. Development trend. Market characteristics and social implications. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2005. V. 102. P. 12-27. (In Russ.)
2. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.
3. Cartmell M.P., McKenzie D.J. A review of space tether research. *Progress in Aerospace Sciences*. 2008. V. 44, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.08.002
4. Guzek B.J., Horton J.F., Joyner C.R., Kokan T., Levack D.J.H., Widman F. Mars NTP architecture elements using the lunar orbital platform-gateway. *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (September, 17-19, 2018, Orlando, United States)*. DOI: 10.2514/6.2018-5105
5. Burns J.O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D.A., Pratt W.D., Cichan T., Edwards C.M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway. *Acta Astronautica*. 2019. V. 154. P. 195-203. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.031
6. Egorov V.A. On some problems of lunar flight dynamics. *Uspekhi Fizicheskikh Nauk*. 1957. V. 62, no. 1. P. 73-117. (In Russ.)

7. Bukhgol'ts N.N., Gol'tsman V.K. *Kurs teoreticheskoy mekhaniki. Ch. 3. Dinamika* [Course of theoretical mechanics]. Moscow: Oborongiz Publ., 1939. 213 p.
8. Malkin I.G. *Teoriya ustoychivosti dvizheniya* [The theory of motion stability]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 530 p.
9. Hahn W., Hosenthien H. H., Lehnigk H. Theory and application of Liapunov's direct method. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1963. 182 p.
10. Zabolotnov Y.M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft. *Cosmic Research*. 2017. V. 55, Iss. 3. P. 224-233. DOI: 10.1134/S0010952517020083
11. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. V. 126. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.

ТРЕХМЕРНЫЕ НЕОДНОРОДНЫЕ ТЕПЛОВЫЕ ПОЛЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ПЛАТЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ «ФОТОН-АМУР 2.0», РАЗРАБОТАННОЙ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

© 2021

- Д. В. Фомин** кандидат физико-математических наук, доцент, директор научно-образовательного центра;
Амурский государственный университет, г. Благовещенск;
e-office@yandex.ru
- М. А. Барулина** доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией,
главный научный сотрудник;
Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов;
barulina@iptmuran.ru
- А. В. Голиков** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник;
Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов;
golikov@iptmuran.ru
- Д. О. Струков** инженер научно-образовательного центра;
Амурский государственный университет, г. Благовещенск;
tokloo@yandex.ru
- А. С. Герман** магистрант факультета математики и информатики;
Амурский государственный университет, г. Благовещенск;
dream_of_rains@mail.ru
- А. А. Огородников** студент инженерно-физического факультета;
Амурский государственный университет, г. Благовещенск;
aleksandrogorodnikov123@gmail.com

Исследованы тепловые поля электронной платы полезной нагрузки «Фотон-Амур 2.0», разработанной для наноспутников. Для численного моделирования был применён модифицированный метод тепловых балансов. Построенная модель и получаемые результаты численного моделирования были верифицированы путём сравнения с теплограммами, полученными для электронной платы «Фотон-Амур 2.0» в нормальных условиях. При моделировании условий эксплуатации в космическом пространстве предполагалось, что вне и внутри корпуса «Фотон-Амур 2.0» находится вакуум, тепловое воздействие передается от стоек наноспутника к электронной плате полезной нагрузки через крепления. Тепловое воздействие имеет периодический характер с амплитудой -45°C до $+80^{\circ}\text{C}$ с периодом 96 мин, что приблизительно соответствует движению наноспутника по орбите высотой 575 км. Было продемонстрировано, что при такой компоновке модуля полезной нагрузки его корпус может работать как пассивный терморегулятор тепловых полей на электронной плате. Результаты моделирования показали, что предложенная конструкция корпуса ПН является достаточно эффективной с тепловой точки зрения и позволяет поддерживать температуру от -15°C до $+85^{\circ}\text{C}$, допустимую для используемых на управляющей плате ПН электронных компонентов.

Наноспутник; моделирование тепловых полей; универсальная платформа полезной нагрузки; тепловые поля наноспутников; электронные платы; модифицированный метод тепловых балансов

Цитирование: Фомин Д.В., Барулина М.А., Голиков А.В., Струков Д.О., Герман А.С., Огородников А.А. Трёхмерные неоднородные тепловые поля электронной платы полезной нагрузки «Фотон-Амур 2.0», разработанной для наноспутников // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 74-82. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-74-82

Полезная нагрузка (ПН) «Фотон-Амур 2.0» является модернизированной версией лётной ПН «Фотон-Амур 1.0», которая была установлена на спутник «Амур-Сат» («АмГУ-1»), выведенный на солнечно-синхронную орбиту 05 июля 2019 г. по программе «Универсат» [1;2]. ПН «Фотон-Амур 2.0» предназначена для исследования в условиях космического пространства электрических свойств экспериментальных фото-

электрических преобразователей (ФЭП): фотодиодов и фоторезисторов, изготовленных научным партнёром Амурского госуниверситета (АмГУ) – Институтом автоматизации и процессов управления (ИАПУ) ДВО РАН. Материал для новых электронных приборов был сформирован в научных лабораториях АмГУ и ИАПУ ДВО РАН на основе полупроводниковых силицидов на кремнии [3;4]. В ходе проведения эксперимента на борту спутника с помощью ПН осуществляются периодические замеры значений фототока ФЭП синхронно с определением температуры на поверхности спутника, освещенности и ионизирующего излучения. Данная информация сопровождается показаниями точного времени, определением местонахождения спутника, а также данными о фототоке солнечной батареи спутника, находящейся на одной грани с исследуемыми образцами. Полученные данные зависимостей фототока ФЭП от внешних факторов анализируются на Земле в течение всего срока функционирования спутника для определения скорости деградации экспериментальных фотоэлектрических преобразователей, а также определения факторов космического пространства, наиболее влияющих на деградацию ФЭП.

Учитывая важность задач, которые должна решать ПН, представляется необходимым и актуальным провести исследования нестационарных тепловых процессов, которые могут возникнуть при эксплуатации ПН в условиях космоса. Ранее аналогичное исследование было проведено для полезной нагрузки «Фотон-Амур 1.0» [5], в результате которого были сформулированы и внедрены предложения по использованию активных и пассивных методов термостабилизации, что в немалой степени обусловило успешную эксплуатацию «Фотон-Амур 1.0» в составе наноспутника «АмурСат» («АмГУ-1»).

Постановка задачи

ПН «Фотон-Амур 2.0» состоит из двух модулей (рис. 1), включающих управляющее вычислительное устройство (большая по размеру плата) и панель экспериментальных фотоэлектрических преобразователей, дополнительно оснащённую датчиками.

Основным источником тепловыделения ПН является управляющее вычислительное устройство, плата которого выполнена в формате, близком к стандарту PC/104 для использования конструктивных возможностей платы [6] при её фиксации внутри корпуса космического аппарата. Панель фотоэлектрических преобразователей выводится на внешнюю сторону КА так, чтобы датчики и экспериментальные ФЭП были обращены в открытое космическое пространство.



Рис. 1. Полезная нагрузка «Фотон-Амур 2.0»

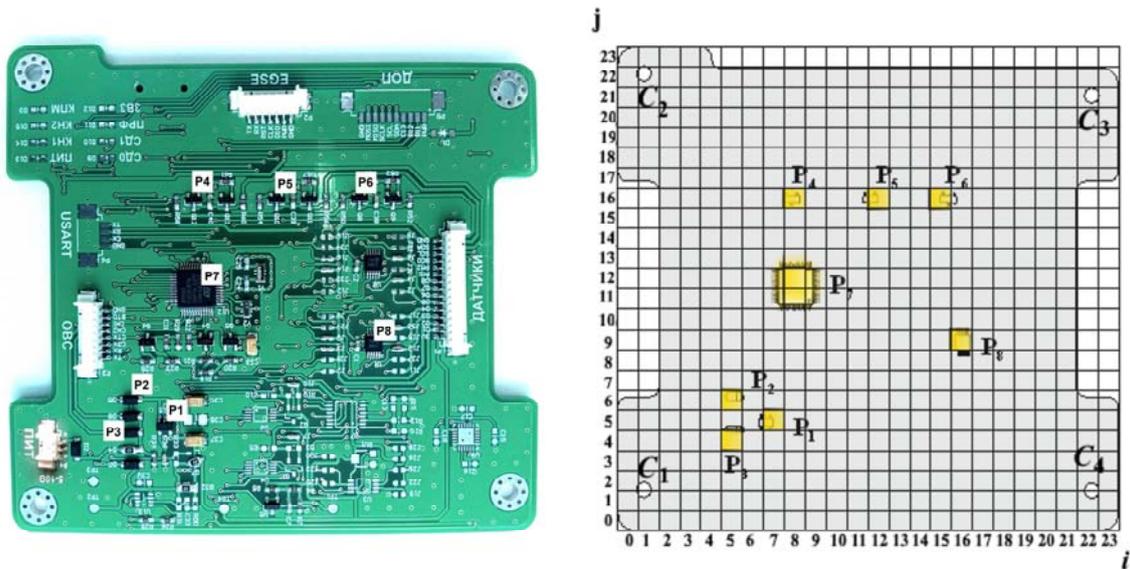


Рис. 3. Управляющее вычислительное устройство ПН «Фотон-Амур 2.0» и его тепловая модель ПН

Таблица 1. Данные элементов с наиболее сильным тепловыделением

Обозначение	Наименование	Описание	Допустимая (рабочая) температура, °С
P1	LD3985	Линейный стабилизатор напряжения	-40 до +125
P2	SS0520	Диод Шоттки	-65 до +125
P3			
P4	MMBT3906	Транзистор кремниевый биполярный PNP	-65 до +150
P5			
P6			
P7	STM32F103C8T6	Микроконтроллер	-40 до +105
P8	ADS1118	Аналого-цифровой преобразователь	-40 до +125

Для исследования трёхмерных неоднородных тепловых полей ПН «Фотон-Амур 2.0» на основе модели (1) было разработано специализированное программное обеспечение (ПО) Foton-Amur 2.0 (рис. 4).

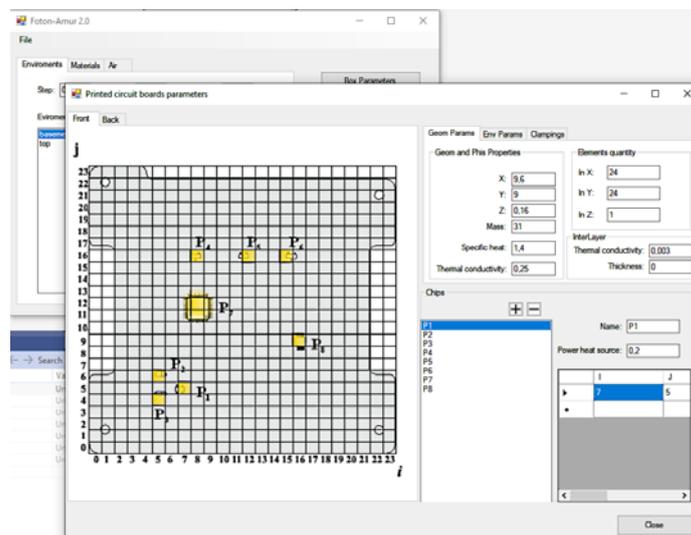


Рис. 4. Главное окно приложения Foton-Amur 2.0

Особенность разработанного ПО заключается в возможности динамической визуализации протекающих тепловых процессов в исследуемом объекте с течением времени в каждой расчётной точке, а также в возможности моделирования влияния тепловых процессов, изменяющихся по сложным законам, в том числе по случайным.

Численное моделирование

На первом этапе сравнивались результаты расчёта рассматриваемой платформы полезной нагрузки в Foton-Amur 2.0 со значениями, получаемыми с помощью тепловизионного оборудования. Температура окружающей среды предполагалась постоянной и равной 30°C; управляющее вычислительное устройство ПН «Фотон-Амур 2.0» работало в режиме, рассчитанном на среднюю мощность. Результаты, полученные с помощью тепловизора Testo 875-1i, и результаты компьютерного моделирования показаны на рис. 5, 6.

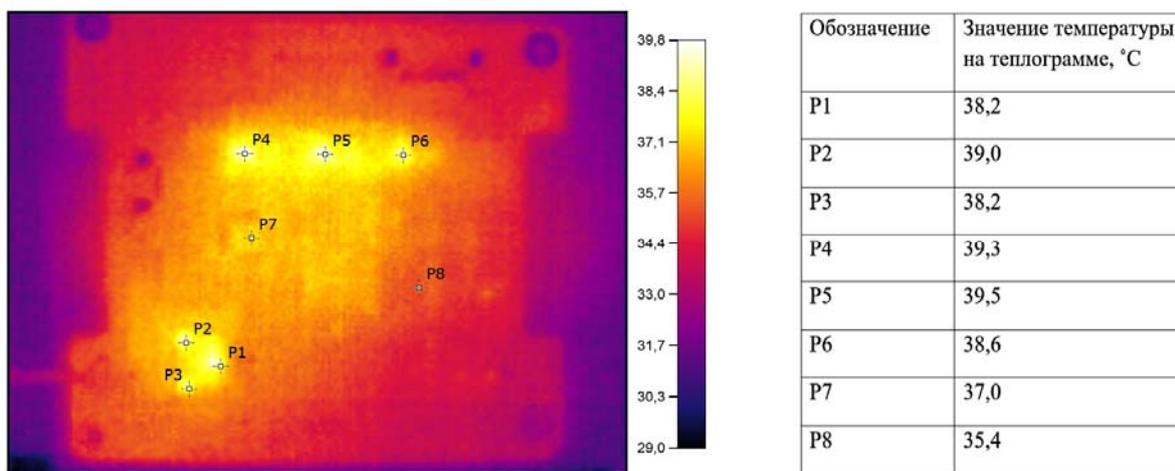


Рис. 5. Тепловое поле ПН, полученное тепловизором

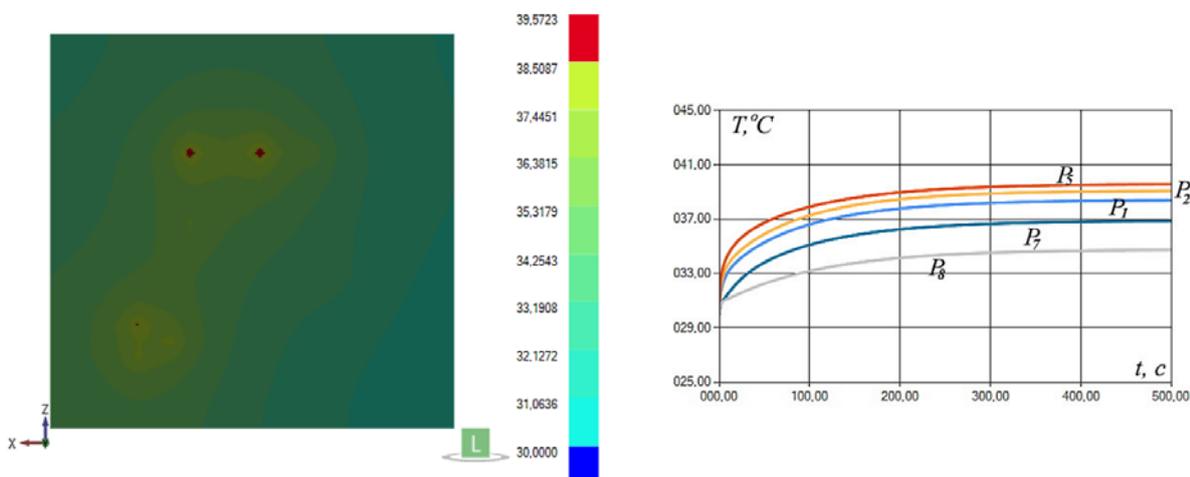


Рис. 6. Результат моделирования: тепловое поле ПН и графики изменения температуры в элементах P_1, P_2, P_3, P_7, P_8

Как видно из рис. 5, 6, тепловое поле ПН, рассчитанное с помощью численного моделирования, в достаточной мере (с погрешностью менее 1%) соответствует данным тепловизора. Это доказывает корректность результатов, полученных в разработанном программном обеспечении Foton-Amur 2.0.

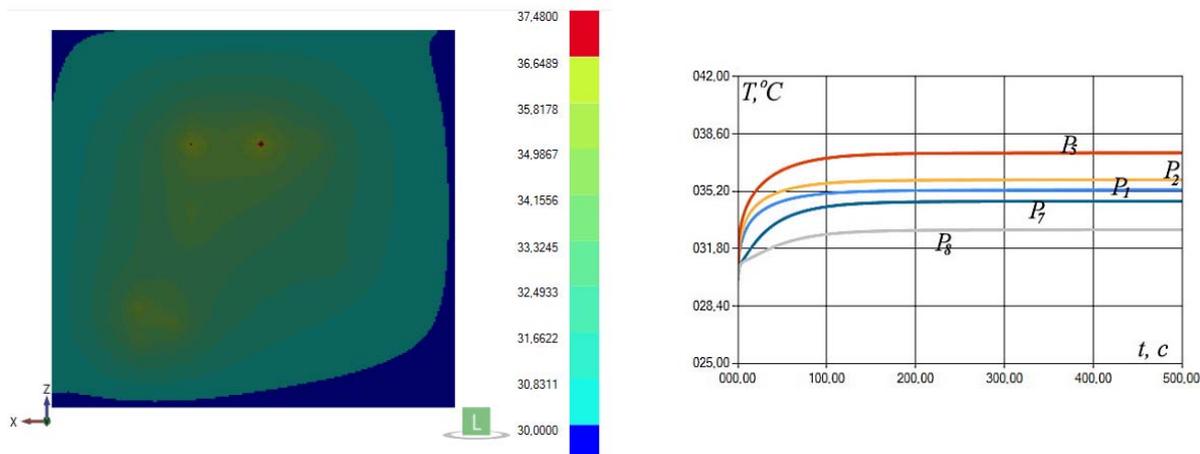


Рис. 7. Результат моделирования при установленном кожухе. Тепловое поле ПН и графики изменения температуры в элементах P_1, P_2, P_5, P_7, P_8

На следующем этапе было исследовано влияние кожуха на тепловое поле ПН. Результат моделирования теплового поля платы ПН с установленным кожухом и креплениями показан на рис. 7. Предполагалось, что температура окружающей среды вокруг и внутри кожуха постоянная и равна 30°C . Окружающая среда – воздух, давление нормальное, дополнительный обдув отсутствует.

Как видно из рис. 6, 7, наличие корпуса позволяет снизить максимальную температуру на плате на 2°C , время стабилизации температурного поля также снизилось примерно с 300 с до 160 с. Это говорит о том, что корпус играет роль пассивного терморегулятора и позволяет отвести от платы излишнее тепло без необходимости использования дополнительных систем терморегулирования.

На заключительном этапе исследовалось влияние на ПН «Фотон-Амур 2.0» гармонических тепловых воздействий. При этом принимались следующие условия моделирования: предполагалось, что внутри наноспутника с установленным ПН «Фотон-Амур 2.0» – вакуум, корпус наноспутника в определённой степени изолирует ПН «Фотон-Амур 2.0» от солнечного излучения и обеспечивает дополнительный нагрев управляющей платы ПН «Фотон-Амур 2.0» и его корпуса до 20°C . Внешний корпус наноспутника нагревается от -45 до $+80^{\circ}\text{C}$ по периодическому закону с периодом 96 мин, что приблизительно соответствует движению наноспутника по орбите высотой 575 км. Также предполагалось, что через крепления ПН «Фотон-Амур 2.0» к наноспутнику периодическое тепловое воздействие переходит на управляющую плату.

На рис. 8 изображены графики изменения температуры в креплениях C_1 и элементах P_1, P_5, P_8 . Как видно из рис. 8, наличие кожуха позволяет поддерживать температуру на плате в пределах, допустимых для электронных компонентов. Так минимальная температура на электронных компонентах не менее -15°C и не более $+85^{\circ}\text{C}$ в условиях вакуума внутри и вне ПН при гармоническом тепловом воздействии через крепления ПН к стойкам в наноспутнике.

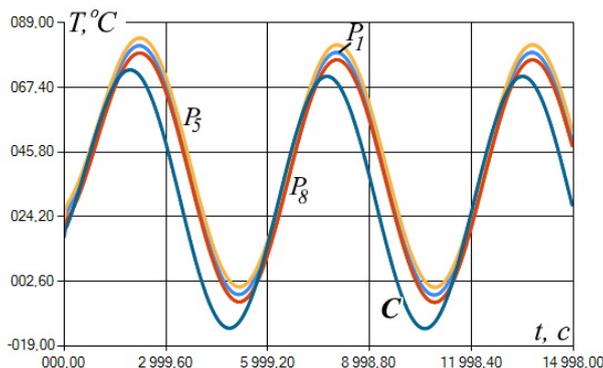


Рис. 8. Результат моделирования при установленном кожухе и гармоническом изменении температуры.
Графики изменения температуры в элементах P_1, P_5, P_8 и креплении $C(C_1)$

Анализ результатов

Результаты моделирования показали, что предложенная конструкция корпуса ПН является достаточно эффективной с тепловой точки зрения. В данном случае корпус играет роль пассивной системы терморегулирования и позволяет поддерживать температуру от -15°C до $+85^{\circ}\text{C}$, допустимую для используемых на управляющей плате ПН электронных компонентов. При этом учитывались условия нахождения ПН в вакууме внутри и вне корпуса, и при наличии тепловых воздействий на управляющую плату от наноспутника – через крепления платы к стойкам внутри наноспутника. Очевидно, что эффективность отвода тепла от платы в такой конструкции существенно зависит от материала корпуса и соединительных элементов, наличия или отсутствия на нём дополнительных рёбер для сброса тепла в среду и площади теплового контакта с платой.

Библиографический список

1. Зайко Ю.К., Верещагина Т.Г., Дементьев Ю.Н., Краснопеев С.В., Панасюк М.И., Папков А.П., Перетяtko О.Ю., Свертилов С.И. Результаты лётных испытаний нано-спутников класса Кубсат, запущенных в рамках реализации программы Московского университета «Универсат-Сократ» // Материалы 55-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского «Научное значение трудов К.Э. Циолковского: история и современность». Ч. 1. Калуга: Эйдос, 2020. С. 25-28.

2. Панасюк М.И., Свертилов С.И., Бенгин В.В., Богомолов В.В., Гарипов Г.К., Добындэ М.И., Золотарев И.А., Калегаев В.В., Климов П.А., Оседло В.И., Перетяtko О.Ю., Петров В.Л., Подзолко М.В. Мониторинг радиационных полей в околоземном пространстве и атмосфере Земли в новых космических проектах Московского университета // Сборник тезисов докладов XI Международной конференции «Солнечно-Земные связи и физика предвестников землетрясений» (22-25 сентября 2020 г., с. Паратунка, Камчатский край). Петропавловск-Камчатский: ИКИР ДВО РАН, 2020. С. 51-52.

3. Goroshko D.L., Galkin N.G., Fomin D.V., Goualnik A.S., Vavanova S.V. An investigation of the electrical and optical properties of thin iron layers grown on the epitaxial Si(111)-(2×2)-Fe phase and on an Si(111)7×7 surface // Journal of Physics Condensed Matter. 2009. V. 21, Iss. 43. DOI: 10.1088/0953-8984/21/43/435801

4. Fomin D.V., Dubov V.L., Galkin K.N., Goroshko D.L., Maslov A.M., Galkin N.G., Batalov R.I., Shustov V.A. Formation, structure and optical properties of nanocrystalline

BaSi₂ films on Si(111) substrate // Solid State Phenomena. 2016. V. 245. P. 42-48.
DOI: 10.4028/www.scientific.net/SSP.245.42

5. Барулина М.А., Голиков А.В., Фомин Д.В., Струков Д.О. Моделирование трёхмерных неоднородных тепловых полей электронных плат наноспутников // Электронные информационные системы. 2018. № 2 (17). С. 22-30.

6. Пятницких А.В. Выбор решения в формате РС/104 // Автоматизация в промышленности. 2008. № 3. С. 40-43.

7. Pankratov V.M., Golikov A.V., Barulina M.A., Pankratova E.V., Efremov M.V. Problem statement for practical modeling of temperature fields of gyroscopes in space navigation systems // E3S Web of Conferences. 2020. V. 224. DOI: 10.1051/e3sconf/202022402006

8. Джашитов В.Э., Панкратов В.М. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2005. 404 с.

THREE-DIMENSIONAL INHOMOGENEOUS THERMAL FIELDS OF THE “PHOTON-AMUR 2.0” PAYLOAD ELECTRONIC BOARD DEVELOPED FOR NANOSATELLITES

© 2021

D. V. Fomin Candidate of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Director of the Research and Educational Center; Amur State University, Blagoveshchensk, Russian Federation; e-office@yandex.ru

M. A. Barulina Doctor of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory, Chief Researcher; Institute of Precision Mechanics and Control of the Russian Academy of Sciences, Saratov, Russian Federation; barulina@iptmuran.ru

A. V. Golikov Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher; Institute of Precision Mechanics and Control of the Russian Academy of Sciences, Saratov, Russian Federation; golikov@iptmuran.ru

D. O. Strukov Engineer of the Research and Educational Center; Amur State University, Blagoveshchensk, Russian Federation; tokloo@yandex.ru

A. S. German Master's Student of the Faculty of Mathematics and Computer Science; Amur State University, Blagoveshchensk, Russian Federation; dream_of_rains@mail.ru

A. A. Ogorodnikov Student of the Faculty of Engineering and Physics; Amur State University, Blagoveshchensk, Russian Federation; aleksandrogorodnikov123@gmail.com

The thermal fields of the “Photon-Amur 2.0” payload electronic board developed for nanosatellites were studied. The “Photon-Amur 2.0” payload consists of an electronic control board with a casing mounted in a nanosatellite and a remote panel with experimental photovoltaic converters. A modified heat balance method was used for numerical simulation of the thermal fields of the control board and the casing. The constructed model and the obtained results of the numerical simulation were verified by comparison with the thermal diagrams obtained for the “Photon-Amur 2.0” electronic board under normal operating conditions. For modeling the outer space operating conditions, it was assumed that there is a vacuum outside and inside the “Photon-Amur 2.0” casing, and the thermal effect is transmitted from the nanosatellite racks to the payload electronic board through the fastenings. The thermal effect is of a periodic nature with amplitude of -45 to $+80^{\circ}\text{C}$ and a period of 96 min, which approximately corresponds to the motion of a nanosatellite in a 575 km-high orbit. It was demonstrated

that with such composition of the payload module, its casing can work as a passive thermoregulator of thermal fields on the electronic board of "Photon-Amur 2.0". The simulation showed that the casing helps to keep the temperature on the control board in the interval of -15°C to $+85^{\circ}\text{C}$, which is acceptable for the electronic components used on the payload control board.

Nanosatellite; modeling of thermal fields; payload universal platform; thermal fields of nanosatellites; electronic boards; modified heat balance method

Citation: Fomin D.V., Barulina M.A., Golikov A.V., Strukov D.O., German A.S., Ogorodnikov A.A. Three-dimensional inhomogeneous thermal fields of the "Photon-Amur 2.0" payload electronic board developed for nanosatellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 74-82. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-74-82

References

1. Zayko Yu.K., Vereshchagina T.G., Dement'ev Yu.N., Krasnopeev S.V., Panasyuk M.I., Papkov A.P., Peretyat'ko O.Yu., Svertilov S.I. Results of flight tests of nanosatellites of Cubesat type launched in the frame of Moscow University program Universat-Socrat. *Materials 55's Scientific Readings in Memory of K.E. Tsiolkovsky «The Scientific Importance of K.E. Tsiolkovsky's Works: History and Modernity»*. Part 1. Kaluga: Eydos Publ., 2020. P. 25-28. (In Russ.)
2. Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bengin V.V., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Dobynde M.I., Zolotarev I.A., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Osedlo V.I., Peretjatko O.Yu., Petrov V.L., Podzolko M.V. Monitoring of radiation fields in near Earth space and atmosphere in new space projects of Moscow University. *Book of Abstracts XI International Conference «Solar-Terrestrial Relations and Physics of Earthquakes Precursors» (September, 22-25, 2020, Paratunka, Kamchatka)*. Petropavlovsk-Kamchatkiy: IKIR FEB RAS Publ., 2020. P. 157-158. (In Russ.)
3. Goroshko D.L., Galkin N.G., Fomin D.V., Gouralnik A.S., Vavanova S.V. An investigation of the electrical and optical properties of thin iron layers grown on the epitaxial Si(111)-(2×2)-Fe phase and on an Si(111)7×7 surface. *Journal of Physics Condensed Matter*. 2009. V. 21, Iss. 43. DOI: 10.1088/0953-8984/21/43/435801
4. Fomin D.V., Dubov V.L., Galkin K.N., Goroshko D.L., Maslov A.M., Galkin N.G., Batalov R.I., Shustov V.A. Formation, structure and optical properties of nanocrystalline BaSi₂ films on Si(111) substrate. *Solid State Phenomena*. 2016. V. 245. P. 42-48. DOI: 10.4028/www.scientific.net/SSP.245.42
5. Barulina M.A., Golikov A.V., Fomin D.V., Strukov D.O. Modeling of three-dimensional inhomogeneous thermal fields of nanosatellite electronic boards. *Electronic Information Systems*. 2018. No. 2 (17). P. 22-30. (In Russ.)
6. Pyatnitskikh A.V. Decision making in the PS/104 format. *Avtomatizatsiya v Promyshlennosti*. 2008. No. 3. P. 40-43. (In Russ.)
7. Pankratov V.M., Golikov A.V., Barulina M.A., Pankratova E.V., Efremov M.V. Problem statement for practical modeling of temperature fields of gyroscopes in space navigation systems. *E3S Web of Conferences*. 2020. V. 224. DOI: 10.1051/e3sconf/202022402006
8. Dzhashitov V.E., Pankratov V.M. *Datchiki, pribory i sistemy aviakosmicheskogo i morskogo priborostroeniya v usloviyakh teplovykh vozdeystviy* [Sensors, devices and systems of aerospace and marine instrumentation in conditions of thermal effects]. St. Petersburg: Concern CSRI Elektropribor Publ., 2005. 404 p.

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ТОРЦЕВЫХ БИЕНИЙ РОТОРА С ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ СВЯЗЯМИ ДЕТАЛЕЙ

© 2021

- И. А. Грачев** аспирант кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; grachmalek2602@gmail.com
- Е. В. Кудашов** аспирант кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; KEV-fantom@yandex.ru
- М. А. Болотов** кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; maikl.bol@gmail.com
- Н. Д. Проничев** доктор технических наук, профессор кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; pronichev2008@rambler.ru

На основе анализа основных методов расчёта сборочных размерных цепей роторов авиационных двигателей выявлены факторы, оказывающие существенное влияние на достоверность расчёта контролируемых сборочных параметров изделия. Одним из таких факторов является наличие параллельных связей деталей в роторе. В роторах барабанно-дискового типа параллельные связи ротора образованы сопряжением его деталей по нескольким торцевым поверхностям в осевом направлении. Предложена математическая модель, позволяющая учитывать параллельные связи деталей в роторе. Определена зависимость между торцевыми биениями ротора, амплитудами отклонений формы сопрягаемых поверхностей деталей и их угловыми положениями в узле. Она включает в себя множество коэффициентов, позволяющих учитывать амплитуды отклонений формы сопрягаемых поверхностей, параллельные связи деталей в роторе и их угловое положение. Определение значений коэффициентов зависимости решается как задача регрессионного анализа. Исходные данные для получения зависимости формируются с использованием разработанной параметризованной конечно-элементной модели (КЭМ) узла ротора компрессора высокого давления (КВД) авиационного двигателя. Представлены результаты исследований торцевых биений контрольных поверхностей дисков рассматриваемого узла ротора КВД. Определены значения коэффициентов зависимости для оценки торцевых биений ротора.

Математическая модель; параллельные связи деталей; конечно-элементная модель; погрешность прогнозирования; отклонения формы и расположения поверхностей; регрессионная зависимость

Цитирование: Грачев И.А., Кудашов Е.В., Болотов М.А., Проничев Н.Д. Модель оценки торцевых биений ротора с параллельными связями деталей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 83-96. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-83-96

Введение

Одним из наиболее ответственных и важнейших этапов изготовления авиационных ГТД является этап сборки [1 – 4]. Обозначенный этап в значительной степени влияет на геометрическую точность собираемого узла. Заданная точность сборочных параметров ряда узлов ГТД достигается посредством выполнения ложных сборок. Реализация ложных сборок узлов необходима для определения величин их сборочных

параметров и подбираемых геометрических параметров компенсационных деталей [1]. Ложные сборки требуют больших временных и производственных затрат. Исключение ложных сборок узлов является перспективным резервом улучшения процесса сборки изделий. Добиться этого возможно за счёт оценки сборочных параметров узлов по результатам измерений его деталей и принятия решений о корректировке технологического процесса сборки. К сборочным параметрам ротора ГТД относятся радиальные, торцевые биения деталей, образующие осевые, радиальные зазоры и др. [4]. Традиционно оценка сборочных параметров узлов выполняется с использованием сборочных размерных цепей. Чаще всего используют для этого два метода. Первый – метод полной взаимозаменяемости, второй – метод неполной взаимозаменяемости [5; 6]. Существующие методы расчёта сборочных размерных цепей имеют недостаточную для производства точность расчётов. Первая причина – в расчётах используются данные номинальной геометрии собираемых деталей. В реальности на сопрягаемых поверхностях деталей присутствуют отклонения формы и расположения, которые оказывают существенное влияние на геометрическую точность собираемого узла [1 – 4]. Вторая причина – собираемые детали являются маложёсткими и протяжёнными. В процессе сборки таких деталей возникают дополнительные погрешности. Третья причина заключается в наличии параллельных связей деталей в ряде узлов [1].

Отклонения формы и расположения контактных поверхностей деталей – это составляющие проблемы представления допуска в САД системах. Дж. Гранджин [7] и его коллеги по исследованию отметили, что отклонения формы и расположения контактных поверхностей деталей может привести к проблеме собираемости изделия. За последние десятилетия было проведено достаточное количество исследований по представлению допуска, анализа и синтеза. В обзорных работах [8 – 13] представлены существующие и перспективные методы представления и анализа допусков в трёхмерном пространстве. Среди них: карты допусков (Tolerance-Map T-Map), матричная модель, единая модель Jacobian-Torsor, метод прямой линеаризации (linearization method DLM), модель GapSpace.

Роторы ГТД зачастую состоят из деталей разной жёсткости и протяжённости. Названные детали в свободном состоянии имеют деформированную геометрическую форму. В процессе сборки такие детали под действием сборочных усилий изменяют свою форму [14], что оказывает влияние на геометрическую точность узлов.

Параллельные связи деталей в сборке можно учесть посредством конечно-элементного моделирования. Реализация таких моделей возможна с помощью САЕ систем. В работах [15 – 18] предложены методы моделирования сборки твердотельных деталей с поверхностями, имеющими отклонения формы и расположения.

В текущей работе решается задача разработки математической модели, позволяющей оценивать сборочные параметры роторов барабанно-дискового типа с параллельными связями деталей.

Объект исследования

В составе ротора КВД (относится к барабанно-дисковому типу [3]) рассматривается узел, включающий следующие детали: вал, четыре диска, три трактовых кольца, три промежуточных кольца и проставка. Эскиз узла ротора представлен на рис. 1.

На рис. 2, а приведён эскиз, содержащий размерные связи следующих деталей: диска №2, промежуточного кольца №2, трактового кольца №2 и диска №3.

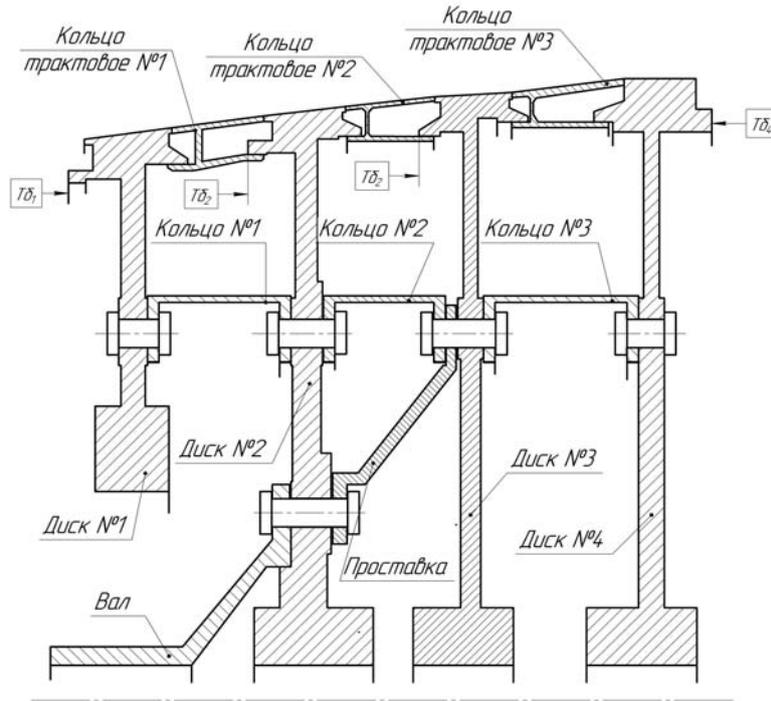


Рис. 1. Эскиз узла ротора компрессора авиационного двигателя

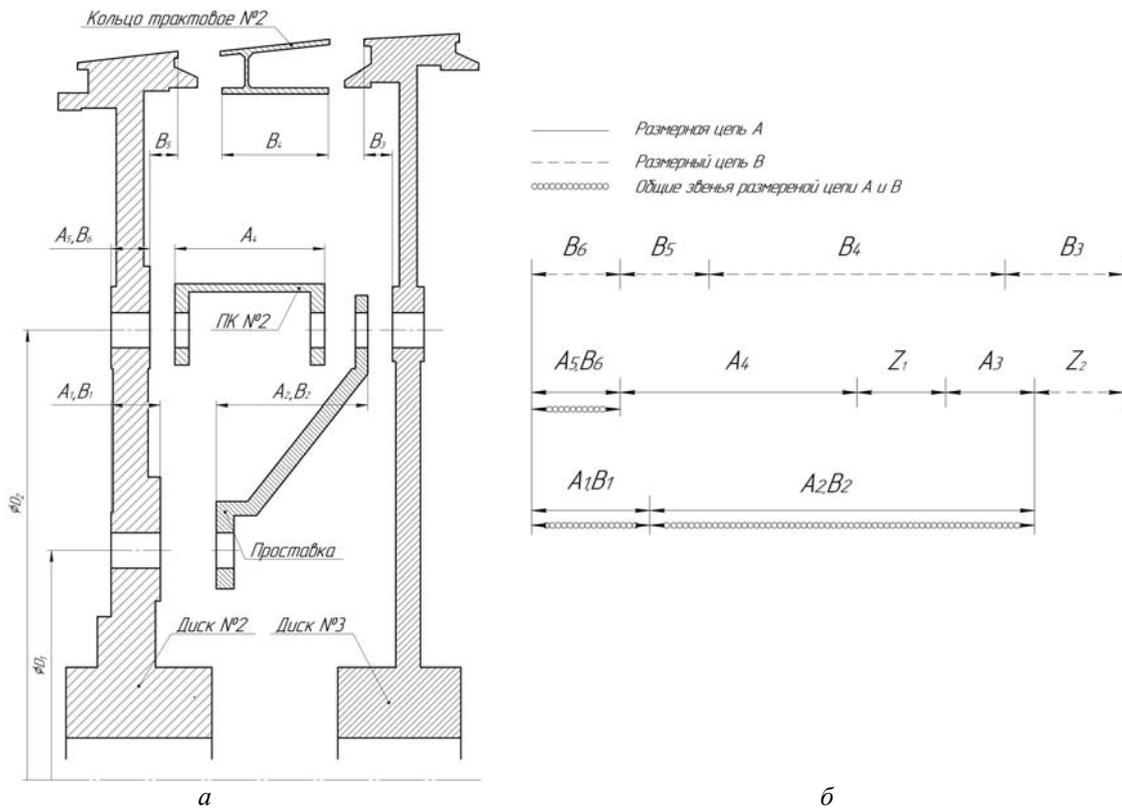


Рис. 2. Параллельные связи деталей узла ротора КВД:
 а – сборочный узел с размерами деталей; б – размерные цепи узла

Рис. 2, б содержит сборочные размерные цепи узла ротора КВД, приведённого на рис. 2, а. В процессе сборки рассматриваемого узла между промежуточным кольцом и проставкой возникает зазор Z_1 , а между проставкой и диском №3 – зазор Z_2 . Величина этих зазоров зависит от геометрических размеров деталей рассматриваемого узла. Размерные цепи A и B имеют общие звенья: $A_1 = B_1$, $A_2 = B_2$, $A_5 = B_6$. Изменение величин общих звеньев оказывает непропорциональное влияние на замыкающие зазоры (Z_1, Z_2) размерных цепей узла, как видно из рис. 2, б. Данные цепи нельзя рассматривать отдельно. Таким образом, образуются две параллельные связи между дисками №1 и №2 в осевом направлении, определяющие положение диска №1 относительно диска №2.

В ходе сборки узла ротора его детали стягиваются под действием осевых усилий от болтовых соединений на диаметрах D_1 и D_2 . Таким образом, формируется силовой контур, приведённый на рис. 2, а. Наличие силового контура приводит к деформациям собираемого узла. Эти деформации имеют сложный характер и возникают по ряду причин. Например, наличие тонкостенных деталей, которые в свободном состоянии имеют отклонения формы поверхностей и только в собранном положении приобретают геометрическую форму, которая приближена к номинально заданной. Деформации возникают вследствие влияния двух причин. Первая причина – отклонения линейных размеров собираемых деталей от номинально заданных величин. Вторая причина – малая жёсткость и значительная осевая протяженность собираемых деталей. Названные причины деформаций приводят к повышению торцевых биений $Tб$ контрольных поверхностей собираемого узла. Характер зависимостей биений контрольных поверхностей ротора от амплитуд отклонений формы сопрягаемых поверхностей деталей и их углового положения в узле недостаточно исследован. Использование существующих методов для расчёта сборочных параметров размерных цепей с параллельными связями приводит к большим погрешностям оценки сборочных параметров ротора. Основной причиной появления погрешностей при оценке сборочных параметров ротора является отсутствие возможности учёта взаимного влияния звеньев друг на друга в размерных цепях [1]. Актуальной задачей является разработка моделей, которые позволяют учитывать влияние звеньев размерных цепей друг на друга и отклонения формы сопрягаемых поверхностей собираемых деталей.

Модель оценки торцевых биений узла ротора КВД с параллельными связями деталей

В работе рассматриваются торцевые биения $Tб_1 - Tб_4$ контрольных поверхностей дисков №1 – 4 узла ротора КВД, представленного на рис. 1. Величины торцевых биений являются основным показателем точности формирования геометрической оси ротора в ходе его сборки. На величины торцевых биений ротора существенное влияние оказывают отклонения сопрягаемых поверхностей деталей и их угловое положение в узле. Взаимосвязь амплитуд отклонений формы сопрягаемых поверхностей деталей и их угловых положений в роторе может быть представлена следующим образом:

$$Tб_i = a + F_1(A) + F_2(A, \alpha), \quad (1)$$

где i – номер диска в узле; α – постоянный коэффициент; $F_1(A)$ – функция, учитывающая постоянный уровень амплитуды торцевого биения $Tб$, зависящая от амплитуды биений A поверхностей деталей ротора; $F_2(A, \alpha)$ – функция, учитывающая амплитуды биений A сопрягаемых поверхностей деталей и их угловых положений α в узле.

Функция, учитывающая постоянный уровень амплитуды торцевого биения $T\delta$, имеет следующий вид:

$$F_1(A) = \sum_{i=1}^n A_i k_i^0,$$

где A_i, k_i^0 – соответственно амплитуда отклонения формы поверхности и коэффициент для i -й детали.

Функция, учитывающая амплитуды биений A сопрягаемых поверхностей деталей и их угловых положений α в узле, имеет вид:

$$F_2(A, \alpha) = \sum_{i=1}^n \left[\left[(A_i k_i^A) + f \right] \sin(\alpha_i + k_i^\alpha) \right],$$

$$\text{где } f = \begin{cases} \sum_{j=2}^{i+1} (A_{ij} k_{ij}^A), & i < n, \\ \sum_{j=2}^{i-1} (A_{ij} k_{ij}^A), & i = n; \end{cases}$$

k_{ij}^A, k_i^α – коэффициенты уравнения; α_i – угловое положение i -й детали в узле.

Коэффициенты $k_{ij}^A, k_i^\alpha, k_i^0$ образуют соответствующие матрицы K^0, K^A, K^α :

$$K^0 = \begin{bmatrix} k_1^0 \\ k_2^0 \\ k_3^0 \\ k_4^0 \\ k_5^0 \\ k_6^0 \\ k_7^0 \\ k_8^0 \end{bmatrix}; \quad K^A = \begin{bmatrix} k_{11}^\alpha & k_{12}^\alpha & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_{21}^\alpha & k_{22}^\alpha & k_{23}^\alpha & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_{31}^\alpha & k_{32}^\alpha & k_{33}^\alpha & k_{34}^\alpha & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_{41}^\alpha & k_{42}^\alpha & k_{43}^\alpha & k_{44}^\alpha & k_{45}^\alpha & 0 & 0 & 0 \\ k_{51}^\alpha & k_{52}^\alpha & k_{53}^\alpha & k_{54}^\alpha & k_{55}^\alpha & k_{56}^\alpha & 0 & 0 \\ k_{61}^\alpha & k_{62}^\alpha & k_{63}^\alpha & k_{64}^\alpha & k_{65}^\alpha & k_{66}^\alpha & k_{67}^\alpha & 0 \\ k_{71}^\alpha & k_{72}^\alpha & k_{73}^\alpha & k_{74}^\alpha & k_{75}^\alpha & k_{76}^\alpha & k_{77}^\alpha & k_{78}^\alpha \\ k_{81}^\alpha & k_{82}^\alpha & k_{83}^\alpha & k_{84}^\alpha & k_{85}^\alpha & k_{86}^\alpha & k_{87}^\alpha & 0 \end{bmatrix}; \quad K^\alpha = \begin{bmatrix} k_1^\alpha \\ k_2^\alpha \\ k_3^\alpha \\ k_4^\alpha \\ k_5^\alpha \\ k_6^\alpha \\ k_7^\alpha \\ k_8^\alpha \end{bmatrix}.$$

Матрица коэффициентов K^0 учитывает влияние амплитуд деталей на постоянный уровень торцевого биения δ рассматриваемой поверхности i -й детали. Коэффициенты матрицы K^A учитывают взаимное влияние амплитуд деталей на величины их торцевых биений. Матрица коэффициентов K^α учитывает влияние угловых положений деталей в роторе. Представленные матрицы коэффициентов K^0, K^A, K^α можно определить посредством решения задачи множественной нелинейной регрессии. Искомая зависимость (1) представлена в виде выражения:

$$\hat{y} = F(A, \alpha, K^A, K^\alpha, K_0).$$

Значения коэффициентов K^0 , K^A , K^α могут быть определены с использованием метода наименьших квадратов (МНК), формальная постановка которого имеет следующий вид:

$$\sum (y - \hat{y})^2 \rightarrow \min, \quad (2)$$

где y – величины торцевых биений $Tб$ ротора, полученные в ходе экспериментов или посредством КЭМ моделирования; \hat{y} – спрогнозированные с использованием зависимости (1) величины торцевых биений ротора.

Качество регрессионной модели определялось с помощью коэффициента детерминированности R^2 и величины среднеквадратической ошибки MSE . Исходные данные для обучения регрессионной модели могут быть получены с использованием разработанной параметризованной КЭМ узла ротора КВД. Реализация конечно-элементной модели узла ротора КВД представлена в следующем разделе.

Параметризованная КЭМ для оценки сборочных параметров

Параметризованная КЭМ для оценки сборочных параметров ротора КВД авиационного двигателя реализована при помощи САД и САЕ систем. Взаимодействие используемых программ представлено в виде схемы на рис. 3.

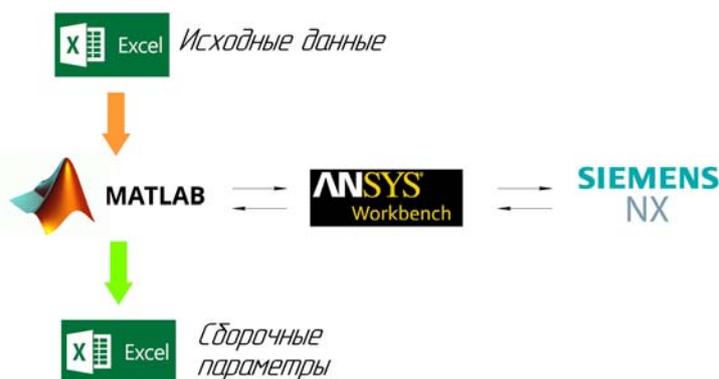


Рис. 3. Схема взаимодействия используемых программных систем

Взаимодействие используемых программных систем включает в себя семь этапов.

На первом этапе формируется исходный файл в формате «.xls», который состоит из величин амплитуд отклонений формы сопрягаемых поверхностей деталей и их возможных угловых положений в узле. Исходные данные необходимы для формирования поверхностей деталей, имеющих отклонения формы. Формула, описывающая отклонения формы торцевой поверхности, состоит из систем уравнений:

$$\begin{bmatrix} xt_{i,j}^T \\ yt_{i,j}^T \\ zt_{i,j}^T \end{bmatrix} = \mathbf{M}_x(\varphi_{i,j}) \cdot \mathbf{M}_y(\gamma_{i,j}) \begin{bmatrix} \frac{D_{i,j}}{2} \cos(t_{i,j}) + xt_{i,j}^0 \\ \frac{D_{i,j}}{2} \sin(t_{i,j}) + yt_{i,j}^0 \\ H_{i,j} + A_{i,j} \cdot \sin(k_{i,j} \cdot t_{i,j}) \end{bmatrix},$$

где $xt_{i,j}^T, yt_{i,j}^T, zt_{i,j}^T$ – координаты торцевой поверхности по осям X_i, Y_i, Z_i соответственно; $\mathbf{M}_x(\varphi_{i,j}) \cdot \mathbf{M}_y(\gamma_{i,j})$ – матрицы трансформации соответственно вокруг осей X и Y на углы $\varphi_{i,j}, \gamma_{i,j}$; $D_{i,j}$ – диаметр поверхности детали узла, мм.; $t_{i,j}$ – угловая координата точек поверхности, $(0 \dots 2\pi)$, град; $H_{i,j}$ – координата расположения поверхности относительно локальной системы координат детали, мм; $A_{i,j}$ – амплитуда отклонения формы, мм; $k_{i,j}$ – коэффициент, влияющий на вид отклонения формы поверхности и выбираемый исходя из результатов измерений деталей; $xt_{i,j}^0, yt_{i,j}^0$ – координаты смещения рассматриваемой поверхности относительно базовой.

На втором этапе в системе «ANSYS Workbench» создается шаблонный проект, в котором выполняются следующие действия: загрузка и привязка параметрической модели, задание свойств материалов и граничных условий, настройка постпроцессора.

На третьем этапе производится подготовка проекта для обновления данных о твердотельной модели и дальнейшего его запуска на расчёт. Подготавливаемый проект формируется на основе шаблонного проекта путём выполнения скрипта в системе «ANSYS Workbench».

На четвёртом этапе выполняется проверка соответствия сформированной твердотельной модели и исходных данных. Затем производится замена номинальной поверхности (плоской) 3D модели узла на поверхность, получаемую параметрическим переобразованием. Обновление твердотельной модели в системе «ANSYS» выполняется в автоматическом режиме.

В ходе пятого этапа устраняется зазор между сопрягаемыми поверхностями деталей в узле. Величина зазора рассчитывается по формуле:

$$\varepsilon = -\delta - 5 \cdot 10^{-5},$$

где ε – величина натяга, предусмотренная для образования гарантированного контакта между сопрягаемыми поверхностями, мм; δ – расстояние между сопрягаемыми поверхностями, мм.

Управляющий скрипт запускает модуль «Static Structural», который считывает и обновляет информацию о межконтактном зазоре. Выполняет расчёт величины зазора и направления перемещений деталей для дальнейшего их сопряжения. В результате пятого этапа формируется натяг между поверхностями величиной не более 0,05 мм.

В ходе выполнения шестого этапа выполняется расчёт проекта. После выполнения расчёта производится сохранение деформированной фасетной модели в формате «.stl». Вышеперечисленные этапы повторяются согласно плану экспериментов.

На заключительном этапе производится расчёт сборочных параметров. Скрипт в системе «MATLAB» поэтапно загружает в буфер обмена заданные координаты точек контрольных поверхностей. Торцевое биение T_b определяется на основе расстояний от каждой точки до базовой плоскости. Расстояние между точками и базовой плоскостью рассчитывается по формуле:

$$R_i = -\frac{(\vec{x} - \vec{p}, \vec{v})}{(\vec{v}, \vec{v})}, \quad (3)$$

где R_i – расстояние от i точки поверхности до базовой плоскости; \vec{x} – радиус вектор точки на оси вращения детали; \vec{p} – радиус вектор точки поверхности; \vec{v} – направляющий вектор оси вращения.

Торцевое биение определяется разностью между максимальным и минимальным значениями расстояний, полученными по формуле (3). По завершению этапа программа «MATLAB» сохраняет значения сборочных параметров в формате «.xls» и завершает работу.

Результаты

Выполнен статистический анализ результатов геометрических измерений деталей с целью определения обобщённого вида отклонения формы и амплитуды отклонений их сопрягаемых поверхностей. Измерения деталей ротора КВД выполнялось на координатно-измерительной машине, паспортная погрешность которой определяется формулой:

$$MPE_L = 1,7 + L/333 \text{ [мкм]},$$

где L – измеряемая длина, мм.

Выявлено, что торцевые поверхности измеряемых деталей ротора имеют гармонический вид отклонения формы с двумя ярко выраженными максимумами и минимумами. Также наблюдаются отклонения от параллельности сопрягаемых поверхностей деталей, имеющие малые значения и поэтому не учитываемые в работе. На рис. 4, а и 4, б представлены обобщённые виды соответственно отклонений формы и расположения торцевых поверхностей деталей ротора КВД.

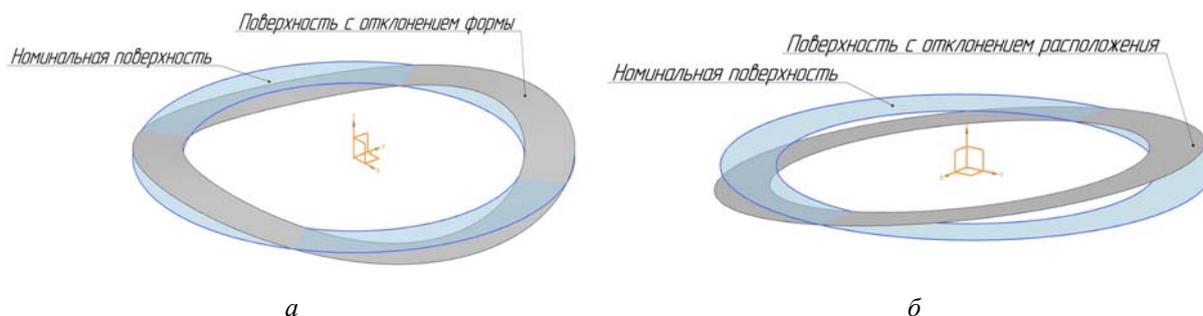


Рис. 4. Обобщённые виды геометрических отклонений поверхностей деталей:
а – формы; б – расположения

Определение матриц коэффициентов K^0 , K^A , K^α выполнялось на основе данных, полученных с использованием КЭМ модели узла ротора КВД. Формирование КЭМ модели узла производилось с использованием результатов статистического анализа геометрических измерений его деталей. Для получения обширной выборки данных по торцевым биениям узла рассматривались различные угловые положения и амплитуды сопрягаемых поверхностей деталей, которые представлены в табл. 1. План исследований включает четыре блока, указанные в табл. 1. В каждом из блоков выполняется вращение одной детали, а остальные зафиксированы. Угол вращения детали изменяется в диапазоне от 0 до 180 градусов.

Поскольку форма отклонения сопрягаемых поверхностей имеет синусоидальный вид, то моделирование угловых положений в диапазоне от 180 до 360 градусов не требуется. Амплитуды отклонений формы зафиксированных деталей имеют величину 0,02 мм. На рис. 5 приведены величины торцевых биений Tb_4 диска №4, полученные с использованием КЭМ и зависимости (1).

Таблица 1. Рассматриваемые значения параметров поверхностей деталей

Блок №1		Блок №2		Блок №3		Блок №4	
Деталь вращения							
Вал		Диск 2		Промежуточное кольцо		Диск 3	
Угол, град	Амплитуда, мм	Угол, град	Амплитуда, мм	Угол, град	Амплитуда, мм	Угол, град	Амплитуда, мм
30	0,01; 0,02; 0,03	30	0,01; 0,02; 0,03	30	0,01; 0,02; 0,03	30	0,01; 0,02; 0,03
60		60		60			
90		90		90			
120		120		120			
150		150		150			

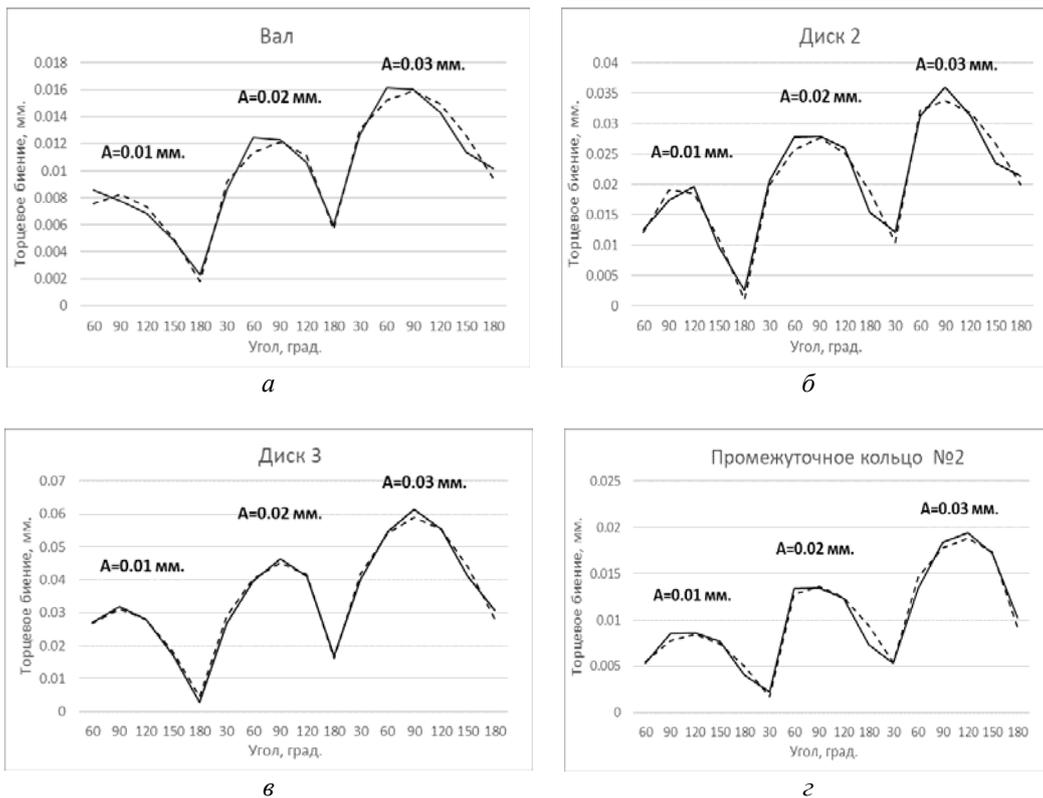


Рис. 5. Зависимость Tb_4 от амплитуд отклонения формы сопрягаемых поверхностей и угла поворота деталей: а – вала; б – диска №2; в – диска №3; г – промежуточного кольца №2

На графических зависимостях (рис. 5) сплошной линией показаны данные, полученные с использованием КЭМ ротора. Штрих-пунктирной линией показаны данные, полученные посредством зависимости (1) с рассчитанными коэффициентами. Величины торцевых биений Tb по дискам №1, №2 и №3 узла ротора КВД аналогичны резуль-

татам для диска №4. Следует отметить, что торцевое биение диска №4 учитывает точность сборки всего узла. Изменение углового положения трактового кольца и проставки в диапазоне от 0 до 180 градусов приводит к колебаниям торцевого биения Tb_4 по диску №4 в интервале 0,01 мм. Коэффициенты K^0 , K^A , K^α , полученные в ходе решения регрессионной задачи (2), имеют следующие значения:

$$K^0 = \begin{bmatrix} 0,12 \\ 0,01 \\ -0,06 \\ 0,05 \\ 0,04 \\ -0,03 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad K^A = \begin{bmatrix} 0,04 & 0,46 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1,28 & 0,33 & 0,33 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0,055 & 0,11 & 0,01 & 0,2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0,22 & 0,11 & -0,22 & 0,11 & 0,11 & 0 & 0 & 0 \\ -0,01 & 0,005 & -0,01 & 0,005 & -0,01 & 0,005 & 0 & 0 \\ 0,024 & 0,061 & 0,064 & 0,062 & 0,062 & 0,062 & 0,24 & 0 \\ 0,06 & 0,06 & 0,24 & -0,03 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad K^\alpha = \begin{bmatrix} -0,071 \\ -0,029 \\ -0,12 \\ -0,02 \\ -0,032 \\ -0,03 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

В табл. 2 представлены результаты оценки точности полученной модели.

Таблица 2. Результаты оценки точности регрессионной зависимости

Характеристики	Диск 1	Диск 2	Диск 3	Диск 4
R^2	0,981	0,982	0,985	0,989
MSE	$2 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$

Значения коэффициентов детерминации и величин среднеквадратических ошибок говорят об удовлетворительной точности полученной модели, что также наглядно подтверждается зависимостями на рис. 5.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-38-90263.

Выводы

В работе приведена модель, предназначенная для оценивания торцевых биений ротора барабанно-дискового типа с учётом параллельных связей по торцевым поверхностям деталей. Приведённая модель имеет вид регрессионной зависимости и описывает взаимосвязь между торцевыми биениями ротора, амплитудами отклонений формы сопрягаемых поверхностей деталей и их угловым положением в узле. Определение коэффициентов регрессионной зависимости производится на основе данных, полученных в ходе конечно-элементного моделирования сборки ротора. Полученная зависимость имеет удовлетворительную сходимость, что подтверждается коэффициентами R^2 и величинами MSE . Представлены графики зависимостей торцевых биений Tb ротора от амплитуд отклонения формы сопрягаемых поверхностей деталей и их угла поворота в узле.

Разработанная модель позволяет рассчитывать величины торцевых биений узла ротора КВД с малыми затратами времени по сравнению с использованием конечно-элементных моделей. Разработанная модель может быть использована в цеховых условиях при выполнении сборочных работ на основе результатов измерений деталей ротора. Применение разработанной модели позволит уменьшить количество ложных сборок

ротора КВД, требующих больших временных затрат и ухудшающих качество сопрягаемых поверхностей деталей.

Дальнейшей задачей исследований является разработка модели, позволяющей определять рациональные угловые положения деталей узла из условий минимизации торцевых биений ротора.

Библиографический список

1. Непомилуев В.В. Разработка технологических основ обеспечения качества сборки высокоточных узлов газотурбинных двигателей. Дис. ... д-ра техн. наук. Рыбинск, 2000. 356 с.
2. Безъязычный В.Ф., Непомилуев В.В., Семенов А.Н. Обеспечение качества изделий при сборке. М.: Спектр, 2012. 203 с.
3. Кравченко И.Ф., Кондратюк Э.В., Титов В.А., Филимоныхин Г.Б., Пейчев Г.И., Качан А.Я. Сборка роторов ГТД барабанно-дискового типа: типовые процессы, алгоритмы расчётов. Киев: КВИЦ, 2011. 198 с.
4. Ильина М.Е. Метод управления технологическим процессом сборки ротора ГТД дискового типа // Известия Волгоградского государственного технического университета. 2006. № 2 (19). С. 25-27.
5. Chase K.W., Greenwood W.H. Design issues in mechanical tolerance analysis // Manufacturing Review. 1988. V. 1, Iss. 1. P. 50-59.
6. Qureshi A.J., Dantan J.-Y., Sabri V., Beaucaire P., Gayton N. A statistical tolerance analysis approach for over-constrained mechanism based on optimization and Monte Carlo simulation // Computer-Aided Design. 2012. V. 44, Iss. 2. P. 132-142. DOI: 10.1016/j.cad.2011.10.004
7. Grandjean J., Ledoux Y., Samper S. On the role of form defects in assemblies subject to local deformations and mechanical loads // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2013. V. 65, Iss. 9-12. P. 1769-1778. DOI: 10.1007/s00170-012-4298-6
8. Ballu A., Mathieu L., Dantan J.-Y. Global view of geometrical specifications // In book: «Geometric Product Specification and Verification: Integration of Functionality». Dordrecht: Springer, 2003. P. 13-24. DOI: 10.1007/978-94-017-1691-8_2
9. Chase K.W., Parkinson A.R. A survey of research in the application of tolerance analysis to the design of mechanical assemblies // Research in Engineering Design. 1991. V. 3, Iss. 1. P. 23-37. DOI: 10.1007/bf01580066
10. Nigam S.D., Turner J.U. Review of statistical approaches to tolerance analysis // Computer-Aided Design. 1995. V. 27, Iss. 1. P. 6-15. DOI: 10.1016/0010-4485(95)90748-5
11. Roy U., Liu C.R., Woo T.C. Review of dimensioning and tolerancing: representation and processing // Computer-aided design. 1991. V. 23, Iss. 7. С. 466-483. DOI: 10.1016/0010-4485(91)90045-x
12. Srinivasan V. An integrated view of geometrical specification and verification // In book: «Geometric Product Specification and Verification: Integration of Functionality». Dordrecht: Springer, 2003. P. 1-11. DOI: 10.1007/978-94-017-1691-8_1
13. Voelcker H.B. The current state of affairs in dimensional tolerancing: 1997 // Integrated Manufacturing Systems. 1998. V. 9, Iss. 4. P. 205-217. DOI: 10.1108/09576069810217793
14. Каргапольцев С.К. Остаточные деформации при фрезеровании маложёстких деталей с подкреплением. Иркутск: Восточно-Сибирский институт МВД Российской Федерации, 1999. 136 с.

15. Huang W., Ceglarek D. Mode-based decomposition of part form error by discrete-cosine-transform with implementation to assembly and stamping system with compliant parts // *CIRP Annals*. 2002. V. 51, Iss. 1. P. 21-26. DOI: 10.1016/S0007-8506(07)61457-7

16. Formosa F., Samper S. Modal expression of form defects // In book: «Models for Computer Aided Tolerancing in Design and Manufacturing». Dordrecht: Springer, 2007. P. 13-22. DOI: 10.1007/1-4020-5438-6_3

17. Samper S., Formosa F. Form defects tolerancing by natural modes analysis // *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2007. V. 7, Iss. 1. P. 44-51. DOI: 10.1115/1.2424247

18. Yanlong C., Bo L., Xuefeng Y., Jiayan G., Jiangxin Y. Geometrical simulation of multiscale toleranced surface with consideration of the tolerancing principle // *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2015. V. 15, Iss. 2. DOI: 10.1115/1.4028962

MODEL FOR EVALUATING THE END RUNOUTS OF A ROTOR WITH PARALLEL CONNECTIONS OF PARTS

© 2021

I. A. Grachev Postgraduate Student of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; grachmalek2602@gmail.com

E. V. Kudashov Postgraduate Student of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; KEV-fantom@yandex.ru

M. A. Bolotov Candidate of Science(Engineering), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; maikl.bol@gmail.com

N. D. Pronichev Candidate of Science(Engineering), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; pronichev2008@rambler.ru

The existing methods for calculating the assembly dimensional chains of aircraft engine rotors are analyzed. The factors that have a significant impact on the reliability of the calculation of the controlled assembly parameters of the product are identified. One of these factors is the existence of parallel connections of parts in the rotor. In the drum & disk rotors, parallel rotor connections are formed by mating their parts along several end surfaces in the axial direction. A mathematical model is proposed that allows taking into account the parallel connections of the rotor parts. The form of relationship between rotor end run-outs and amplitudes of deviations of the shape of the mating surfaces of the parts and their angular positions in the unit is determined. The determined dependence includes many coefficients that allow taking into account the amplitudes of deviations of the shape of the mating surfaces, parallel connections of parts in the rotor, and their angular position. Determination of dependence coefficients' values is solved as a problem of regression analysis. The initial data for obtaining the dependence are formed using the developed parameterized finite element model (FEM) of a part of the rotor of an aircraft engine high-pressure compressor (HPC). The results of research of end run-outs of control surfaces of disks of the considered HPC rotor assembly part are presented. The values of the dependence coefficients for assessing the end run-outs of the rotor are determined.

Mathematical model; parallel connections of parts; finite element model; prediction error; surface profile and surface position deviations; regression dependence

Citation: Grachev I.A., Kudashov E.V., Bolotov M.A., Pronichev N.D. Model for evaluating the end runouts of a rotor with parallel connections of parts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 83-96. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-83-96

References

1. Nepomiluev V.V. *Razrabotka tekhnologicheskikh osnov obespecheniya kachestva sborki vysokotochnykh uzlov gazoturbinnnykh dvigateley. Diss. ... d-ra tech. nauk* [Development of background technology for assuring the quality of assembling high-precision parts of gas turbine engines. Doctoral dissertation (Engineering)]. Rybinsk, 2000. 356 p.
2. Bez"yazychnyy V.F., Nepomiluev V.V., Semenov A.N. *Obespechenie kachestva izdeliy pri sborke* [Product quality assurance in assembling]. Moscow: Spektr Publ., 2012. 203 p.
3. Kravchenko I.F., Kondratyuk E.V., Titov V.A., Filimonikhin G.B., Peychev G.I., Kachan A.Ya. *Sborka rotorov GTD barabanno-diskovogo tipa: tipovye protsessy, algoritmy raschetov* [Assembling gas turbine engine drum-and-disk rotors: standard practices, calculation algorithms]. Kiev: KVITs Publ., 2011. 198 p.
4. Il'ina M.E. Method of controlling the process of assembling a gas turbine engine disk rotor. *Izvestiya Volgogradskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta*. 2006. No. 2. P. 25-27. (In Russ.)
5. Chase K.W., Greenwood W.H. Design issues in mechanical tolerance analysis. *Manufacturing Review*. 1988. V. 1, Iss. 1. P. 50-59.
6. Qureshi A.J., Dantan J.-Y., Sabri V., Beaucaire P., Gayton N. A statistical tolerance analysis approach for over-constrained mechanism based on optimization and Monte Carlo simulation. *Computer-Aided Design*. 2012. V. 44, Iss. 2. P. 132-142. DOI: 10.1016/j.cad.2011.10.004
7. Grandjean J., Ledoux Y., Samper S. On the role of form defects in assemblies subject to local deformations and mechanical loads. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2013. V. 65, Iss. 9-12. P. 1769-1778. DOI: 10.1007/s00170-012-4298-6
8. Ballu A., Mathieu L., Dantan J.-Y. Global view of geometrical specifications. *In book: «Geometric Product Specification and Verification: Integration of Functionality»*. Dordrecht: Springer, 2003. P. 13-24. DOI: 10.1007/978-94-017-1691-8_2
9. Chase K.W., Parkinson A.R. A survey of research in the application of tolerance analysis to the design of mechanical assemblies. *Research in Engineering Design*. 1991. V. 3, Iss. 1. P. 23-37. DOI: 10.1007/bf01580066
10. Nigam S.D., Turner J.U. Review of statistical approaches to tolerance analysis. *Computer-Aided Design*. 1995. V. 27, Iss. 1. P. 6-15. DOI: 10.1016/0010-4485(95)90748-5
11. Roy U., Liu C.R., Woo T.C. Review of dimensioning and tolerancing: representation and processing. *Computer-aided design*. 1991. V. 23, Iss. 7. C. 466-483. DOI: 10.1016/0010-4485(91)90045-x
12. Srinivasan V. An integrated view of geometrical specification and verification. *In book: «Geometric Product Specification and Verification: Integration of Functionality»*. Dordrecht: Springer, 2003. P. 1-11. DOI: 10.1007/978-94-017-1691-8_1
13. Voelcker H.B. The current state of affairs in dimensional tolerancing: 1997. *Integrated Manufacturing Systems*. 1998. V. 9, Iss. 4. P. 205-217. DOI: 10.1108/09576069810217793
14. Kargapol'tsev S.K. *Ostatochnye deformatsii pri frezerovanii malozhestkikh detaley s podkrepleniem* [Residual deformations in milling low-rigidity stiffened parts]. Irkutsk: Vostochno-Sibirskiy Institut MVD Rossiyskoy Federatsii Publ., 1999. 136 p.
15. Huang W., Ceglarek D. Mode-based decomposition of part form error by discrete-cosine-transform with implementation to assembly and stamping system with compliant parts. *CIRP Annals*. 2002. V. 51, Iss. 1. P. 21-26. DOI: 10.1016/S0007-8506(07)61457-7

16. Formosa F., Samper S. Modal expression of form defects. *In book: «Models for Computer Aided Tolerancing in Design and Manufacturing»*. Dordrecht: Springer, 2007. P. 13-22. DOI: 10.1007/1-4020-5438-6_3

17. Samper S., Formosa F. Form defects tolerancing by natural modes analysis. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2007. V. 7, Iss. 1. P. 44-51. DOI: 10.1115/1.2424247

18. Yanlong C., Bo L., Xuefeng Y., Jiayan G., Jiangxin Y. Geometrical simulation of multiscale toleranced surface with consideration of the tolerancing principle. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2015. V. 15, Iss. 2. DOI: 10.1115/1.4028962

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТИПА ПРИВОДА НА ДИНАМИЧЕСКОЕ НАГРУЖЕНИЕ И РЕСУРС КЛАПАННЫХ УПЛОТНЕНИЙ АГРЕГАТОВ

©2021

- Ю. И. Кондрашов** доцент кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kon-urij@yandex.ru
- Е. Н. Ермилова** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
ermilova6488@gmail.com
- А. Н. Видяскина** магистрант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
KEV-vidiaskina@yandex.ru

Рассматривается экспериментальное исследование влияния типа привода на динамическое нагружение и ресурс клапанных уплотнений агрегатов. Приведены результаты исследования режимов закрытия клапанов с поршневым и сильфонным приводами при различных скоростях срабатывания клапанов. Установлены различия характеров соударения при исполнении клапанов в части амплитуды повторных соударений при отскоке затвора. Была выполнена оценка влияния режима работы на ресурс работы в обоих вариантах конструктивного исполнения клапана, произведены испытания на предмет потери герметичности.

Клапанное уплотнение; тарель; седло; агрегат; поршневой привод; сильфонный привод; режим работы; отскок

Цитирование: Кондрашов Ю.И., Ермилова Е.Н., Видяскина А.Н. Экспериментальное исследование влияния типа привода на динамическое нагружение и ресурс клапанных уплотнений агрегатов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 97-104.
DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-97-104

Введение

Широкое распространение автоматизированных систем в различных сферах производства промышленной продукции требует от исполнительных агрегатов, входящих в эти системы, долговечной и безопасной работы на протяжении всего жизненного цикла их работы [1; 6].

Ужесточение условий работы агрегатов, рост требований к быстрдействию, большие динамические нагрузки в условиях циклического изменения температуры рабочей и окружающей среды в широком диапазоне, воздействие внешних перегрузок приводит к быстрому выходу агрегатов из строя в этих условиях и, прежде всего, наименее надёжных элементов в конструкции агрегата – клапанных уплотнений. Поэтому возникает необходимость исследовать процессы нагружения клапанных уплотнений в условиях динамического нагружения.

Испытания клапанов

В общем случае срабатывание любого агрегата, при котором элементы клапанного уплотнения (КУ) (тарель и седло) вступают в контакт, включает в себя два этапа: тарель перемещается под воздействием управляющих сил и сил сопротивления переме-

щения; тарель прижимается к седлу, обеспечивая с ним контакт. При этом могут наблюдаться отскоки тарели от седла.

Динамическая нагруженность элемента КУ определяется, главным образом, такими параметрами агрегата, как скорость перемещения затвора (включающего не только тарель клапана, но и подвижные элементы, участвующие в перемещении тарели клапана) и скорость в момент удара о седло затвора [3 – 5].

На динамику срабатывания при перекрытии трубопровода запорной арматурой влияет также тип привода, используемого для этого, особенно пиропривода. Рассмотрим влияние поршневого и сильфонного привода на ресурс агрегата. Критерий долговечности КУ оценивается по количеству циклов срабатывания и потери герметичности.

В качестве объекта для испытаний использовался клапан, представленный на рис. 1, а также этот же клапан, модернизированный под сильфонный привод (рис. 2).

Принципиальная схема измерений представлена на рис. 3.

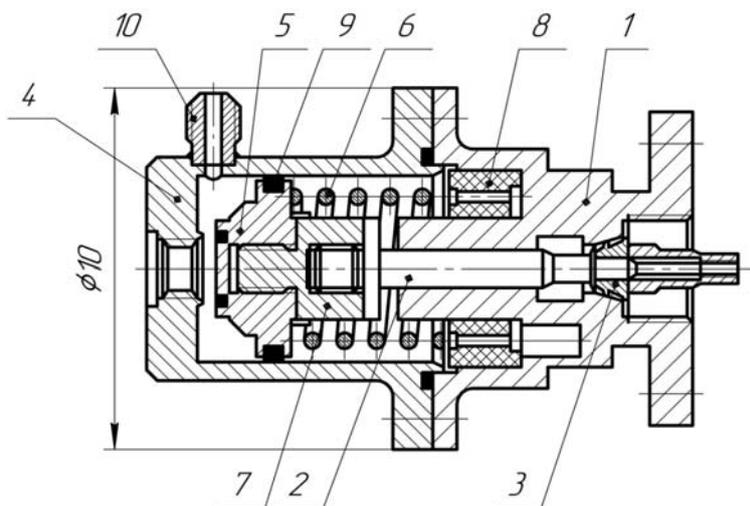


Рис. 1. Клапан с поршневым приводом:

1 – корпус; 2 – шток; 3 – опора; 4 – крышка; 5 – клапан; 6 – пружина;
7 – переходник; 8 – вкладыши; 9 – резиновое уплотнение (ИРП -1078); 10 – штуцер

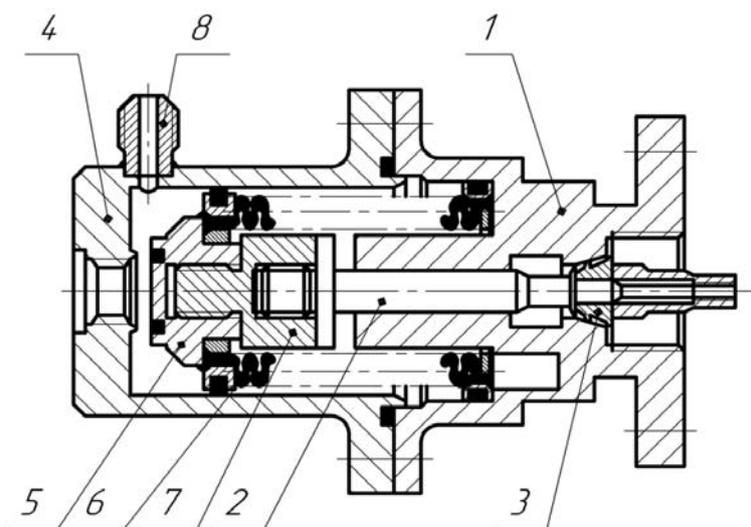


Рис. 2. Клапан с сильфонным приводом:

1 – корпус; 2 – шток; 3 – опора; 4 – крышка; 5 – клапан; 6 – сильфон; 7 – переходник; 8 – штуцер

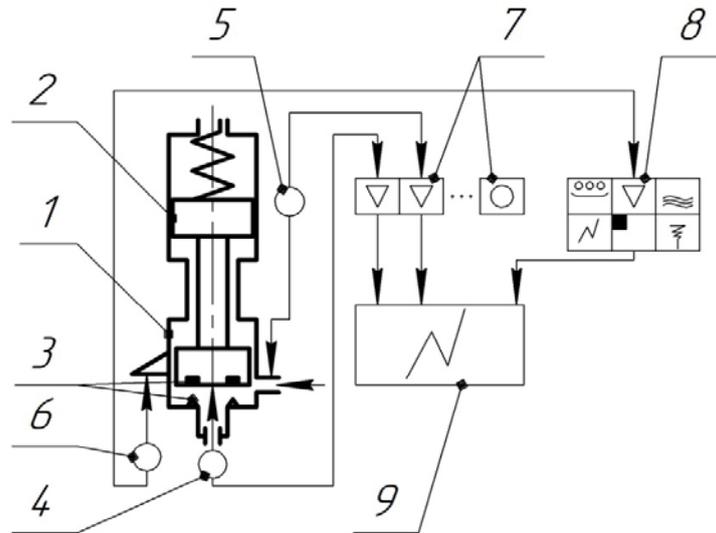


Рис. 3. Схема измерений:

1 – корпус клапана; 2 – пневмопривод; 3 – КУ; 4 – датчик перемещений; 5 – датчик давления; 6 – акселерометр; 7 – усилитель; 8 – система измерения ударов; 9 – система обработки сигналов

Испытания клапанов проводились с использованием пневмосистемы, включающей в себя источник давления сжатого воздуха, перекрывающую и регулирующую арматуру. Давление в полости управления измерялось индуктивными датчиками, а для измерения динамических перемещений подвижных элементов клапана использовался датчик перемещений. Сигнал от датчиков поступал на усилитель 7 (рис. 3), а после усиления – в систему обработки сигналов 9. Вибрации – главным образом реакции клапана на удар затвора о седло – воспринимались акселерометром 6, подключенным к системе для измерения ударов 8.

Исследованию подвергались режимы закрытия клапанов с поршневым и сильфонным приводами при различных скоростях срабатывания клапанов, что дискретно регулировалось с помощью дросселирования проходного сечения магистрали управления. Для данных режимов работы строились осциллограммы асинхронных реализаций управляющего давления и перемещения затвора, а также виброграмма корпуса.

Результаты испытаний и анализ полученных данных

Согласно приведённым на рис. 4 осциллограммам, управляющее давление из полости под поршнем при закрытии клапана убывает по экспоненциальному закону с незначительной площадкой на кривой, соответствующей перемещению поршня. Кривая перемещения поршня с затвором (клапаном) вначале имеет короткий отрезок разгона, в дальнейшем – вплоть до удара затвора о седло, близка к прямой. В силу этого определение начальной скорости соударения элементов КУ не представляет затруднений. Для показанных на рис. 4 она составляет 0,12 и 0,52 м/с.

Применение сильфона в качестве привода в принципе не изменяет характер перекрытия магистрали. Однако, как видно из рис. 5, этот процесс происходит более плавно и, самое главное, при меньших скоростях соударения затвора о седло, что в конечном итоге существенно влияет на ресурс КУ.

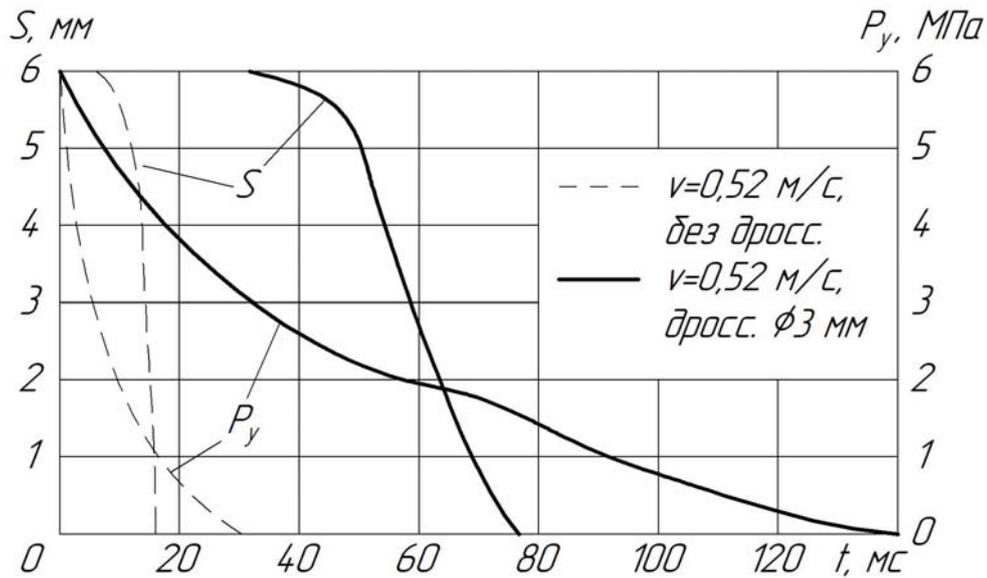


Рис. 4. Осциллограммы управляющего давления p_y и перемещения затвора S для клапана (см. рис. 1) с резиновым уплотнителем поршня

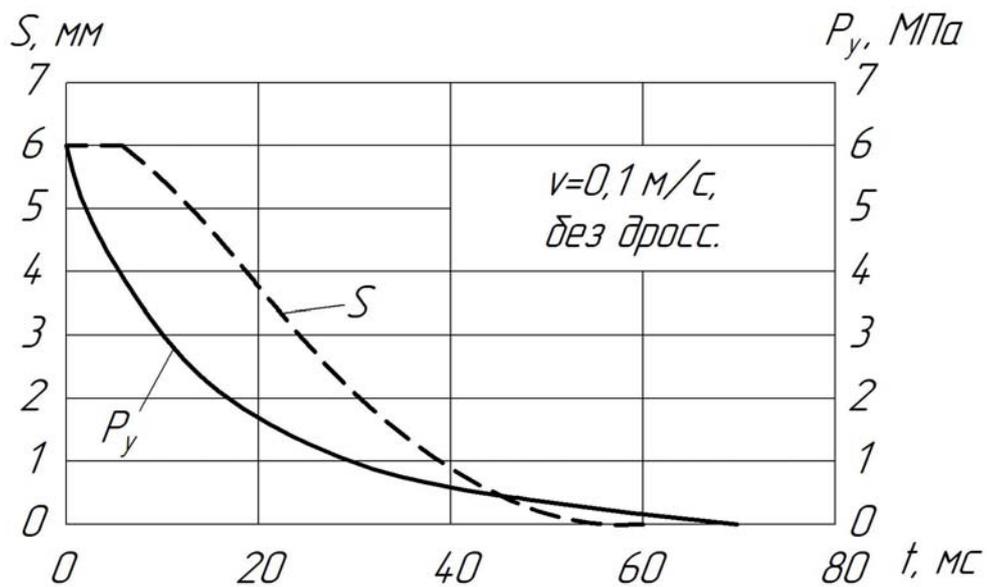
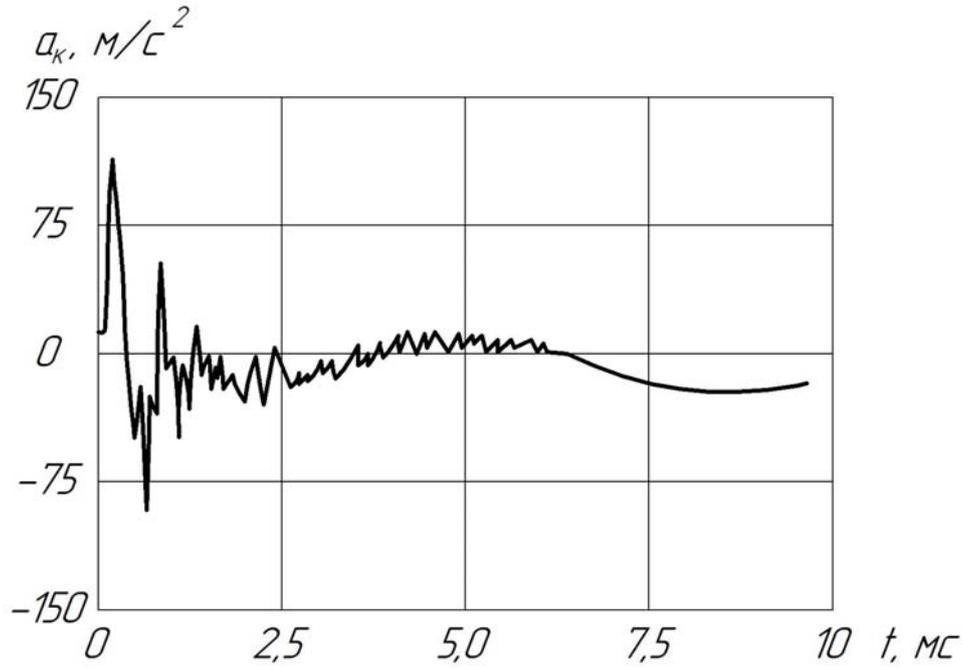
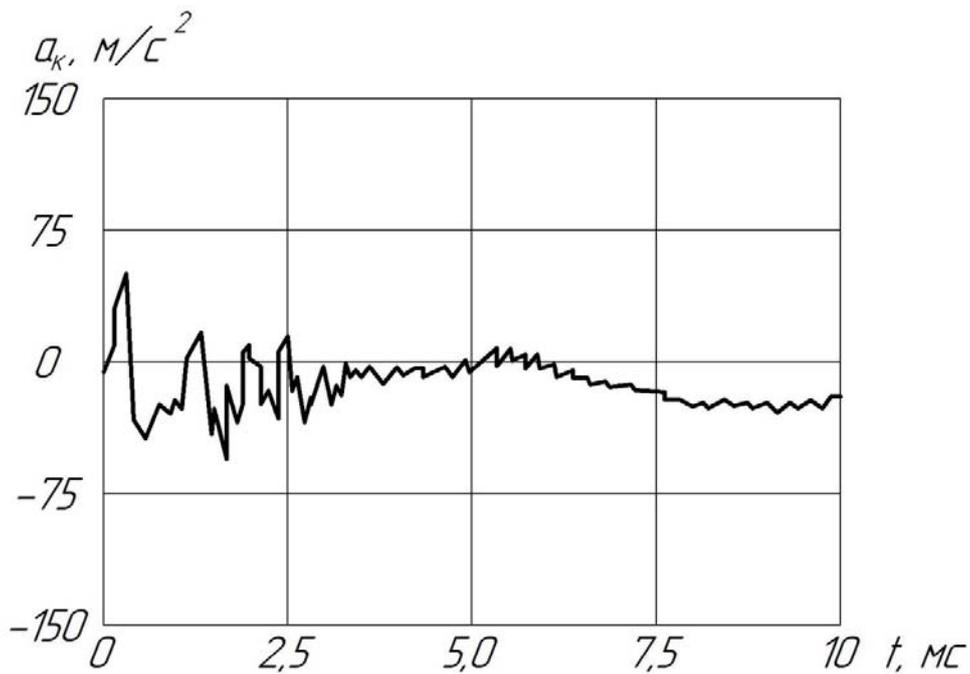


Рис. 5. Осциллограмма управляющего давления p_y и перемещения затвора S для клапана (см. рис 2, $D_y = 10$) с сильфонным уплотнением поршня

Проведённый анализ виброграмм корпуса клапана, одновременно снятых в процессе перекрытия магистрали, показывает разный характер соударения при исполнении клапана с поршневым и сильфонным приводом в части амплитуды повторных соударений при отскоке затвора. В первом случае амплитуда значительно больше (рис. 6, а).



а



б

Рис. 6. Виброграмма корпуса:
 а – поршневой привод ($v = 0,12$ м/с), дроссель $d = 3$ мм;
 б – сифонный привод ($v = 0,1$ м/с)

Процесс соударения в обоих случаях позволяет отнести его к разряду механических процессов с повторными затухающими соударениями [2; 7]. Типовая зависимость имеющих место при этом относительных перемещений затвора и седла в зоне контакта во времени показана на рис. 7.

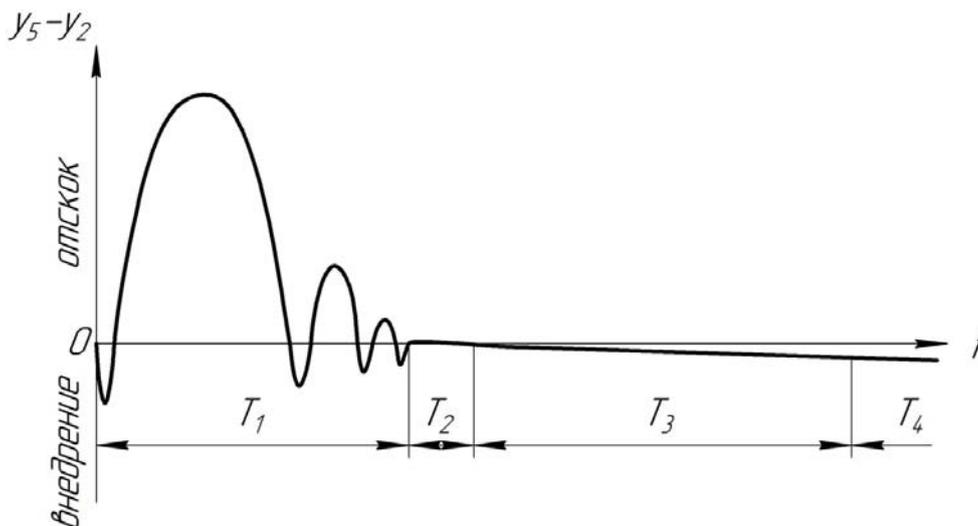


Рис. 7. Типовая зависимость относительных перемещений элементов КУ при соударении в ходе срабатывания клапана

Согласно рис. 7 на этой зависимости можно выделить 4 участка, соответствующие интервалам времени T_1 , T_2 , T_3 , T_4 . Интервал времени T_1 охватывает основные и повторные соударения затвора с седлом с распределением их во времени по закону геометрической прогрессии.

В интервале времени T_2 реализуется процесс застоя, т. е. зависания затвора в течение некоторого времени, пока движущие силы не превысят силы сухого трения.

Интервал T_3 , который обычно является наиболее длительным, обусловлен истечением газа из управляющей полости и магистрали. После его завершения наступает рабочий режим (интервал времени T_4) – перекрытие магистрали.

Для рассматриваемого клапана ($D_y = 10$ мм) интервал времени T_1 не превышает 2,5 мс и представляет определённый интерес его влияние на ресурс клапана.

Для оценки влияния режима T_1 на ресурс в обоих вариантах конструктивного исполнения клапана проводились испытания этих клапанов на предмет потери герметичности по клапану поз. 5 (см. рис. 1, 2) в соответствии с требованиями ГОСТ 9544-2015 [8], класс В, т. е. утечка воздуха для $DN = 10$ должна быть не более $3,0 \text{ см}^3/\text{мин}$.

Результаты испытаний представлены на рис. 8. Замер утечки проводился периодически через каждые 2000 циклов срабатывания. Испытания проводились при температуре $+20^\circ\text{C}$.

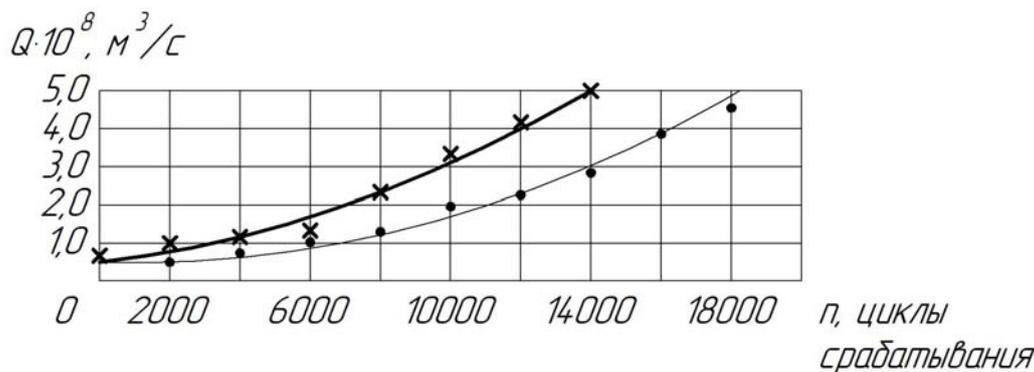


Рис. 8. Величина утечки через КУ при ресурсных испытаниях:
 × – поршневой привод; • – сильфонный привод

Заключение

Таким образом видно, что сильфонный привод обеспечивает более длительное сохранение герметичности по КУ по сравнению с поршневым, поскольку обеспечивает более плавную посадку затвора на седло клапана и обладает меньшей амплитудой при отскоке затвора от седла.

Библиографический список

1. Основы создания агрегатов автоматики пневмогидравлических систем летательных аппаратов и двигателей / под ред. В.П. Шорина. Самара: НПО «Импульс», 1993. 375 с.
2. Нагаев Р.Ф. Механические процессы с повторными затухающими соударениями. М.: Наука, 1985. 200 с.
3. Квасов В.М., Кондрашов Ю.И. Динамическая нагруженность элементов клапанов // Авиационная промышленность. 1987. № 8. С. 30-31.
4. Сазанов В.П. Расчёты динамического нагружения в задачах прочности и надёжности функционирования топливных пневмоклапанов сверхтяжёлых ракетносителей // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2010. № 2 (26). С. 131-139.
5. Герц Е.В., Крейнин Г.В. Расчёт пневмоприводов. Справочное пособие. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.
6. Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П., Кирилин А.Н., Шалавин В.В., Ли Ч.И., Вершигоров В.М., Безводин В.А., Чегодаев А.Д., Бугакова И.О. Гидропневмотопливные клапанные агрегаты с управляемым качеством динамических процессов: учеб.-справ. пособие. Самара: СГАУ, 2000. 546 с.
7. Ли Чжун Ин, Гуан Ин Цзи, Чегодаев Д.Е., Шалавин В.В. Обеспечение долговечности (износостойкости) соударяемых и сопрягаемых поверхностей клапанных агрегатов систем ДЛА и ЛА // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2000. № 2. С. 63-68.
8. ГОСТ 9544-2015. Арматура трубопроводная. Нормы герметичности затворов. М.: Стандартинформ, 2015. 56 с.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF THE INFLUENCE OF VALVE DRIVE TYPE ON THE DYNAMIC LOADING AND SERVICE LIFE OF VALVE SEALS OF UNITS

© 2021

- Yu. I. Kondrashov** Senior Lecturer, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kon-urij@yandex.ru
- E. N. Ermilova** Postgraduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ermilova6488@gmail.com
- A. N. Vidyaskina** Master's Degree Student, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
vidiaskina@gmail.ru

The article discusses an experimental study of the influence of the valve drive type on the dynamic loading and service life of valve seals of units. The results of research of the modes of closing of piston valves and bellows valves at different response speeds are presented. The differences in the amplitude characteristics of repeated impact, arising from the rapid return motion of the valve's trim, in the piston and bellows versions of the valve are established. The influence of the operating mode on the service life in both versions of the valve design was assessed, and pressurized leakage tests were also carried out.

Valve seal; valve plate; valve seat; unit; piston valve; bellows valve; operating mode; rapid return motion

Citation: Kondrashov Yu.I., Ermilova E.N., Vidyaskina A.N. An experimental study of the influence of valve drive type on the dynamic loading and service life of valve seals of units. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 97-104. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-97-104

References

1. *Osnovy sozdaniya agregatov avtomatiki pnevmogidravlicheskih sistem letatel'nykh apparatov i dvigateley / pod red. V.P. Shorina* [Basics of development of automatic units for pneumatic hydraulic systems of aircraft and engines / ed. by V.P. Shorin]. Samara: NPO «Impul's» Publ., 1993. 375 p.
2. Nagaev R.F. *Mekhanicheskie protsessy s povtornymi zatukhayushchimi soudareniyami* [Mechanical processes with repeated damped impacts]. Moscow: Nauka Publ., 1985. 200 p.
3. Kvasov V.M., Kondrashov Yu.I. Dynamic loading of valve elements. *Aviation Industry*. 1987. No. 8. P. 30-31. (In Russ.)
4. Sazanov V.P. Dynamic loading calculations at working in tasks of providing of durability and reliability of superheavy launch vehicles fuel pneumatic valves functioning. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2010. No. 2 (26). P. 131-139. (In Russ.)
5. Gerts E.V., Kreynin G.V. *Raschet pnevmoprivodov. Spravochnoe posobie* [Calculation of pneumatic drives]. Moscow: Mashinostroenie Publ, 1975. 272 p.
6. Chegodaev D.E., Mulyukin O.P., Kirilin A.N., Shalavin V.V., Li Ch.I., Vershigorov V.M., Bevodin V.A., Chegodaev A.D., Bugakova I.O. *Gidropnevmotoplivnye klapannye agregaty s upravlyaemym kachestvom dinamicheskikh protsessov: ucheb.-sprav. posobie* [Hydraulic pneumatic valve fuel systems with controlled quality of dynamic processes]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2000. 546 p.
7. Li Chzhun In, Guan In Czi, Chegodaev D.E., Shalavin V.V. Ensuring durability (wear resistance) of the impacting and mating surfaces of valve assemblies of flight-type engines and aircraft systems. *Engineering and Automation Problems*. 2000. No. 2. P. 63-68. (In Russ.)
8. GOST 9544-2015. Pipeline valves. Leakage rates of valves. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 56 p. (In Russ.)

РОЛЬ ПРОФЕССОРА А.П. МЕРКУЛОВА В ПРОЦЕССЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ ВИХРЕВОГО ЭФФЕКТА

© 2021

- В. В. Бирюк** доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; teplotex_ssau@bk.ru
- С. В. Лукачев** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; teplotex_ssau@bk.ru
- В. Т. Воллов** доктор физико-математических наук, доктор технических наук, доктор экономических наук, доктор педагогических наук, доктор социологических наук, профессор, заведующий кафедрой естественных наук; Самарский государственный университет путей сообщения; vtvolov@mail.ru
- Ш. А. Пиралишвили** доктор технических наук, профессор; Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва; piral@list.ru

Статья подготовлена к 100-летию со дня рождения Александра Петровича Меркулова. Рассмотрены этапы создания теоретической базы вихревого эффекта энергетического разделения газов (гипотеза взаимодействия вихрей), создание и внедрение вихревых устройств на основе использования вихревого эффекта для авиации и медицины. Показана роль профессора А.П. Меркулова в изучении характерных особенностей процесса энергоразделения в вихревых трубах, практического применения вихревого эффекта в СССР. Работы ОНИЛ-9 (КуАИ-СГАУ), руководителем которой был Александр Петрович, обеспечили советской научной школе лидирующее положение в области вихревого эффекта. Эти работы способствовали формированию современного понимания вихревого эффекта и успешному началу промышленного применения вихревых аппаратов.

Профессор Меркулов; столетний юбилей; вихревой эффект; энергетическое разделение; газ; жидкость; гипотеза взаимодействия; вихрь; теория; эксперимент; промышленное применение; вихревой аппарат

Цитирование: Бирюк В.В., Лукачев С.В., Воллов В.Т., Пиралишвили Ш.А. Роль профессора А.П. Меркулова в процессе исследования и развития вихревого эффекта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 105-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-105-121

Биографическая справка

Александр Петрович Меркулов родился 12 октября 1921 года в г. Самаре. 7 лет служил в Красной Армии, участник двух войн: финской и Великой Отечественной. Принимал участие в ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС в 1986-87 гг. Умер 10 июня 1998 года в г. Самаре.

Учёный, заслуженный деятель науки и техники РФ, доктор технических наук, профессор, специалист по проблемам теплообмена в аэрокосмической технике (закрученные течения жидкости и газа), заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей КуАИ-СГАУ – 21 год, научный руководитель ОНИЛ-9 (КуАИ) – 30 лет.

Подготовил 35 кандидатов и 7 докторов наук. Автор 211 научных публикаций и 214 авторских свидетельств и патентов.

Основная трудовая деятельность связана с КуАИ-СГАУ – 53 года, 1945-1998 – студент, аспирант, доцент, профессор, заведующий кафедрой.

Награждён 19 правительственными наградами, из них 4 ордена. В 1997 году награжден «Орденом Мужества». В 1986-1987 гг. разработанные им вихревые дезактивирующие установки широко применялись на Чернобыльской атомной электростанции (ЧАЭС).



Научная деятельность

Результаты крупномасштабных исследований в области вихревого энергетического разделения газов позволили приступить к применению в технике вихревых аппаратов. Это стало возможным благодаря:

- созданию теоретической базы вихревого эффекта (гипотеза взаимодействия вихрей);
- разработке серии устройств на основе использования вихревого эффекта для промышленности, сельского хозяйства и медицины;
- созданию и внедрению оригинальных тепловых двигателей и холодильных машин бортовой энергетики аэрокосмической техники;
- исследованию рабочих процессов в двигателях и холодильных машинах внешнего подвода тепла (цикл Стирлинга);
- исследованию и разработке теории внутрибачковых процессов, методов заправки рабочими телами систем космических летательных аппаратов;
- разработке ранцевого летательного аппарата с прямоточными воздушно-реактивными двигателями;
- разработке вихревых карбюраторов для автомобильных и лодочных двигателей;
- разработке технических средств охраны окружающей среды;
- созданию семейства вихревых моющих и дезактивирующих установок;
- созданию, разработке и изготовлению испытательных стендов теплотехнического направления – термодинамика, теплообмен, гидрогазодинамика;
- созданию лабораторно-экспериментальной базы кафедры.

Фронтоник Меркулов Александр Петрович поступил в КуАИ в 1946 г. В 1952 году защитил диплом с отличием.

Трудовая деятельность началась в ОКБ Н.Д. Кузнецова, затем аспирантура и работа в КуАИ. В 1957 г. защитил кандидатскую и в 1967 г. – докторскую диссертации. Прошёл годичную стажировку в США в Пристонском университете. В 1958 году в КуАИ создана ОНИЛ-9 (тепловых двигателей и холодильных машин), научным руководителем которой назначен А.П. Меркулов. В этой лаборатории проводились работы по исследованию вихревого эффекта и внедрению вихревых аппаратов в промышленность. В КуАИ прошли 3 вузовских и 6 Всесоюзных научно-технических конференций «Вихревой эффект и его применение в технике», на которых Меркулов А.П. был председателем оргкомитета.

На трёх секциях всесоюзных конференций с 1972 по 1991 гг. представлены 336 докладов различных научных школ. В работе принимали участие около 447 специалистов и учёных [1; 2; 8 – 14]. 120 разработок Александра Петровича получили грамоты и медали на различных выставках России и Зарубежья.

История использования процесса переноса энергии в закрученных потоках известна ещё со времён Чингисхана и ранее. Вдоль Великого шёлкового пути располагались колодцы, впоследствии получившие название колодцев Чингисхана (рис. 1). Они конденсировали влагу из набегающего ветра за счёт закрутки потока в возвышающихся над поверхностью земли надстройках, вершина которых оснащалась тангенциальными соплами, выполненными из керамики. Сопла формировали закрутку потока и подавали тёплый поток воздуха в колодец.

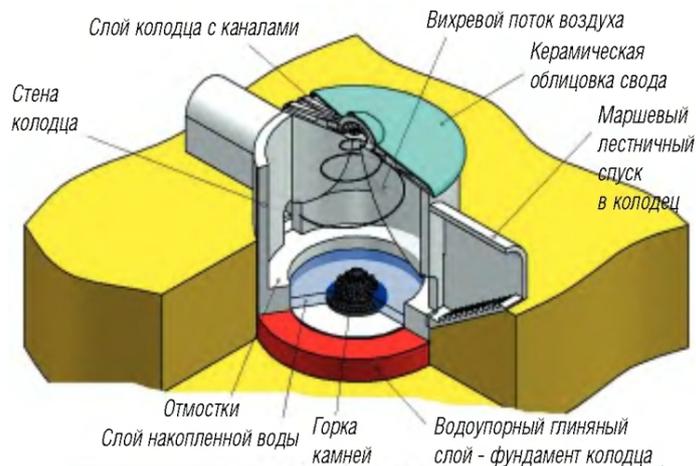


Рис. 1. Колодец Чингисхана

Подогретый поток воздуха поступал через трубу внутрь колодца, падая на охлаждённые камни. Входящий воздух закручивался, разделялся на холодный и подогретый и уходил через сопло отвода охлаждённого потока. В подземной части колодца располагался конус из камней, на который набегал подогретый влажный поток, влага конденсировалась и стекала на конусе из камней и попадала в окружающую конус кольцевую канаву.

Жители северной Африки и юга Испании располагали в своих поселениях постройки так, что их расположение носило круговой характер, а подвод ветра с любой стороны протекал через тангенциально расположенные проточные части между зданиями, что приводило к генерации закрутки набегающего потока в независимости от направления его течения. Это приводило к тому, что в центре кольцом расположенных зданий формировался охлаждённый поток воздуха, создавая комфортные условия отдыхающим людям в обустроенных «патио» во время сиесты.

Ж. Ранк первый предложил использовать закрученный поток газа в вихревой трубе (ВТ) для разделения его на холодную и горячую составляющие в промышленных устройствах [3].

Р. Хилш в 1946 году сделал попытку улучшить качество энергоразделения воздуха за счёт экспериментальных работ [4].

Исследованное авторами явление получило название вихревой эффект энергетического распределения газов, а исследованные устройства получили название вихревых труб, они стали объектами исследований и новых разработок во многих странах: США, Франции, Германии, Японии и СССР [1 – 4].

Вихревой эффект или эффект Ранка-Хилша проявляется в закрученном потоке сжимаемого газа и реализуется в вихревой трубе (рис. 2).

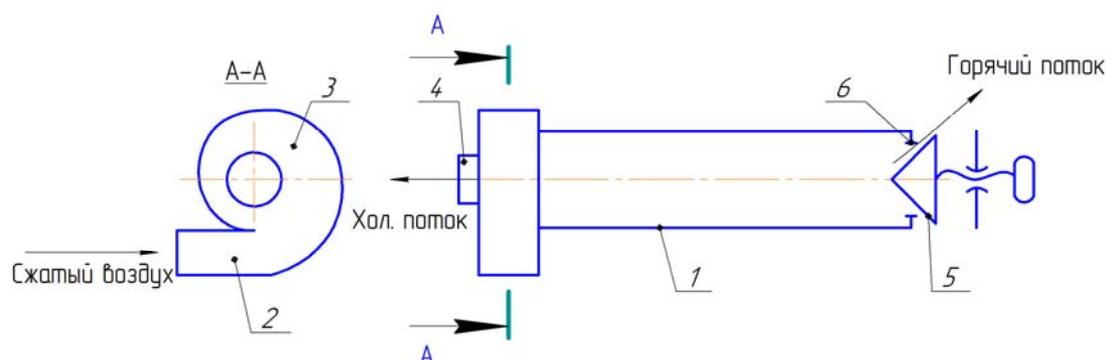


Рис. 2. Вихревая труба

Вихревой эффект энергетического разделения газа заключается в том, что если в трубу 1 через сопло 2 подать и в улитке 3 закрутить поток газа, то в ней происходит температурное разделение газа. В центре на оси вихревой трубы образуется более холодный, чем на периферии, поток и через центральное отверстие 4 одного из концов трубы выходит газ, температура которого значительно ниже, чем на входе.

Периферийные слои газа, имеющие более высокую температуру, выходят через дроссельное отверстие 6 с другого конца трубы. Такая схема вихревой трубы названа противоточной или делящей. По мере прикрытия дросселя 5 общий уровень давления в вихревой трубе повышается и расход потока через отверстие диафрагмы увеличивается при соответствующем уменьшении расхода горячего потока. При этом температуры холодного и горячего потоков также изменяются. Исключительная простота устройства, надёжность в эксплуатации и малый вес при наличии перепада давления делают возможным использование вихревых труб для получения холода или тепла.

Явление, происходящее в вихревой трубе, представляет собой газодинамический процесс, совершаемый в пространственном турбулентном потоке вязкого сжимаемого газа. Теоретический анализ этого процесса достаточно сложен. Вместе с тем достигнутые успехи в области экспериментальных исследований стимулируют разработку различных типов охлаждающих устройств на основе вихревого эффекта.

В этой статье изложены достижения советских, российских учёных в изучении характерных особенностей процесса энергоразделения в вихревых трубах и практическое применение вихревого эффекта в промышленности.

Следует указать среди отечественных исследователей, внёсших значительный вклад в разработку вихревого эффекта: М.Г. Дубинского (МАИ) [5] – под его руководством разработаны и исследованы вихревые вакуум-насосы; В.С. Мартыновского (ОТИХП) [6], руководившего работами по повышению эффективности вихревых труб; В.М. Бродянского (МЭИ) [7] – детально исследованы охлаждаемые вихревые трубы и сепараторы природного газа. Значительный вклад в развитие теории, методов исследования, расчёта и конструирования вихревых труб внёс А.П. Меркулов (КуАИ) [1; 2; 8]. Работы ОНИЛ-9, руководителем которой он был, обеспечили советской научной школе лидирующее положение в области вихревого эффекта. Эти работы способствовали формированию современного понимания вихревого эффекта и успешному началу промышленного применения вихревых аппаратов [8 – 14].

Впоследствии явлением вихревого эффекта занимались многие учёные страны: А.Д. Суслов и В.И. Епифанова (МВТУ), А.В. Мартынов (МЭИ), А.А. Халатов (ИТТФ НАНУ), В.И. Метенин (КПТИ), Г.И. Воронин (МКБ «Наука»), А.Н. Штым (ДВПИ), В.А. Сафронов (ХАИ), Ю.В. Чижиков (МВТУ), А.И. Азаров (ЛПИ), Ю.М. Симоненко (ОТУХП) и другие [15 – 21].

Меркулов А.П., как замечательный организатор и педагог, сумел подобрать удивительно дружный и талантливый коллектив исследователей вихревого эффекта и разработчиков вихревых аппаратов в ОНИЛ-9.

Александр Петрович умел привлекать способных студентов вуза и молодых инженеров университета к научным исследованиям, приучая не только к творческой исследовательской работе при постановке экспериментов, но и направлял их на теоретическую разработку, постановку экспериментов, увлекая их изучением чрезвычайно интересных физических явлений с глубоким проникновением в физическую сущность, помогая им развивать творческие и инженерные разработки (рис. 3).

Некоторые из учёных, защитившие кандидатские диссертации под его руководством, впоследствии стали докторами наук. Большая занятость в учебном процессе, работа в лаборатории, консультации аспирантов, любимая охота не мешали Александру Петровичу заниматься поиском теоретических основ энергоразделения в вихревых трубах.

А.П. Меркуловым опубликованы две монографии [1; 2] и статья [8], в которых на основании проведённых им исследований была предложена гипотеза взаимодействия вихрей, объясняющая энергоразделение в вихревой трубе. Согласно гипотезе энергообмен между закрученными потоками газа осуществлялся взаимодействием турбулентных молей. После истечения из тангенциальных сопел поток газа образует свободный вихрь, который распространяется до определённого радиуса и смещается вдоль оси трубы к дросселю. Свободный вихрь является устойчивым к силам внутреннего трения и не разрушается ими. Вихрь может начать разрушаться только на своих радиальных границах за счёт трения о стенку и взаимодействия с приосевыми элементами. Интенсивность его закрутки при этом падает из-за снижения окружных скоростей при движении вихря вдоль трубы к дросселю, уменьшается радиальный градиент статического давления в вихревом потоке и вихрь все ближе распространяется к оси.

Уменьшение радиального градиента, в свою очередь, вызывает осевой градиент статического давления, который вынуждает попавший в приосевую область газ изменить своё первоначальное направление осевого движения на противоположное и двигаться к сопловому сечению. В процессе перехода в приосевую область элементы газа интенсивно турбулизируются. Высокая турбулентная вязкость вынуждает приосевой поток вращаться по закону твёрдого тела. Обратный приосевой поток по мере продвижения к сопловому сечению закручивается всё более интенсивным вихрем.

Кроме передачи кинетической энергии вращения от свободного к вынужденному вихрю между ними происходит интенсивный турбулентный теплообмен при высоком градиенте статического давления, нормального к средней скорости движения потока.

Радиальное перемещение турбулентного элемента газа происходит за счёт радиальной турбулентной пульсационной скорости. Попадая при этом в зону более высокого или низкого давления, элемент будет адиабатно сжиматься или расширяться.

Если после перемещения температура элемента газа окажется отличной от температуры окружающих его элементов, то произойдёт нагревание или охлаждение их, т.е. турбулентные элементы совершают холодильные циклы, отдавая тепло периферийным слоям; источником механической энергии является турбулентность. Причём турбулентный перенос тепла в круговом потоке будет иметь место всегда, когда радиальное распределение температуры отлично от изэнтропного.

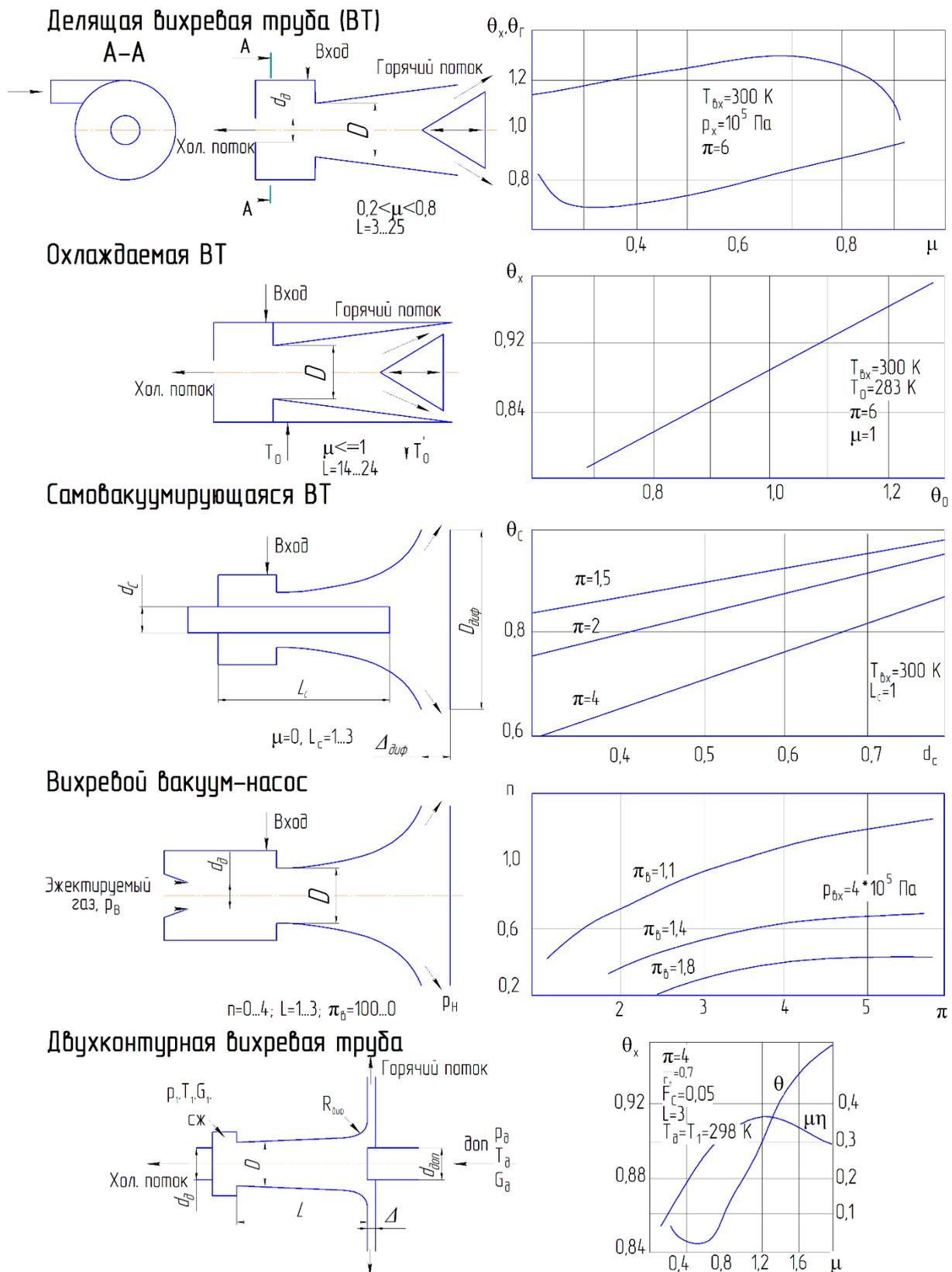


Рис. 3. Основные виды вихревых устройств и их характеристики

Турбулентный перенос тепла прекратится ($q = 0$) при достижении изоэнтропного распределения температуры по радиусу:

$$\frac{dT}{dr} = \frac{k-1}{k} \cdot \frac{T}{p} \cdot \frac{dp}{dr}$$

Эта гипотеза позволяет оценить предельные возможности вихревого эффекта в предположении, что в сопловом сечении полностью завершился энергообмен между вихрями.

Используя законы распределения скоростей по радиусу для свободного и вынужденного вихрей, условия механического равновесия газа, изоэнтропного распределения статической температуры по радиусу вынужденного вихря, механической и тепловой сопряжённости вихрей, можно получить выражения для распределения параметров по радиусу соплового сечения, а при заданной геометрии – определить среднеинтегральную температуру холодного и горячего потоков вихревой трубы как функцию от основных параметров ВТ. Для относительной температуры холодного и горячего потоков ВТ эти зависимости в виде:

$$\theta_x = \theta(\pi, \mu, \bar{F}_c, \bar{d}_o); \quad \theta_r = \theta'(\pi, \mu, \bar{F}_c, \bar{d}_o)$$

дают качественное соответствие с экспериментальными характеристиками ВТ, а также описывают явление реверса ВТ ($\theta_x > 1$ при $\mu \rightarrow 0$) и указывают на возможность получения охлаждения при $\mu = 1$ в охлаждаемых ВТ или при $\mu > 1$ в двухконтурных ВТ (рис. 4).

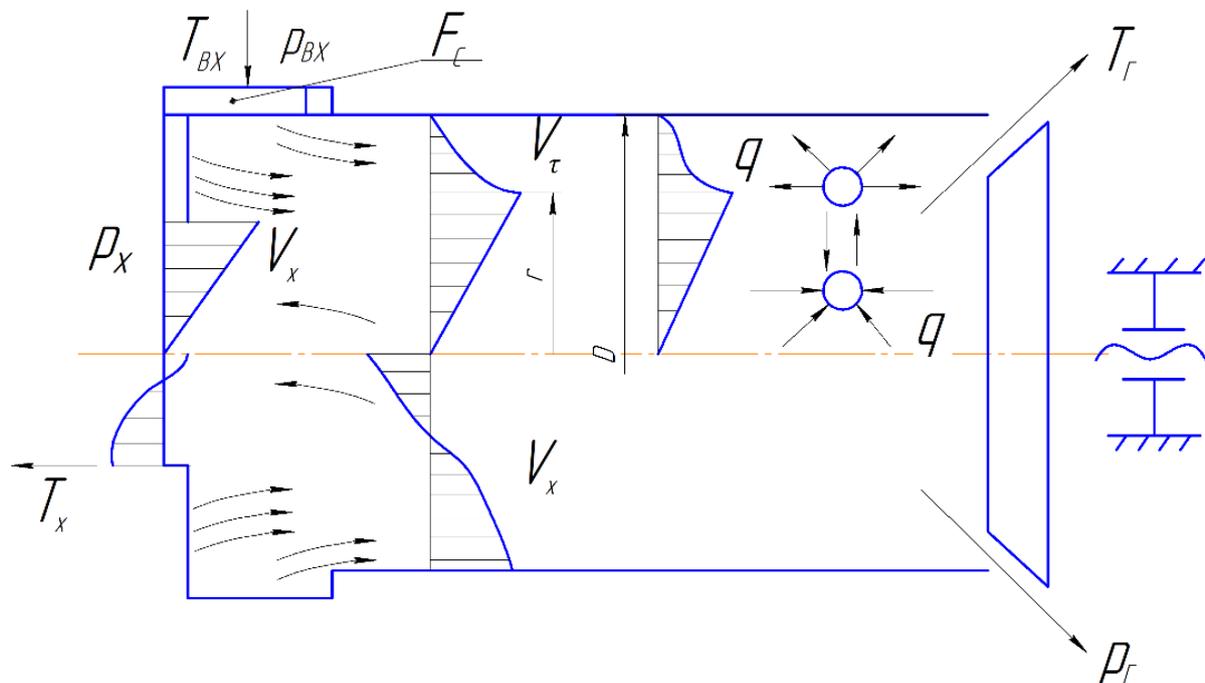


Рис. 4. Схема течения потока газа в вихревой трубе

Основные расчётные характеристики вихревой трубы.

Температура холодного потока:

$$T_x^* = \frac{\int_{\bar{r}_a}^{\bar{r}_x} Q_u v_z T_0^* \bar{r} d\bar{r} - \int_0^{\bar{r}_a} Q v_z T_0^* \bar{r} d\bar{r}}{\int_{\bar{r}_a}^{\bar{r}_x} Q_u v_z \bar{r} d\bar{r} - \int_0^{\bar{r}_a} Q v_z \bar{r} d\bar{r}}.$$

Свободный вихрь.

Тангенциальная скорость и давление газа в свободном вихре:

$$V_\tau = V_{\tau_1} \frac{r_1}{r};$$

$$p = p_1 \left[1 - \frac{k-1}{2} M_1^2 \left(\frac{1}{r^2} - 1 \right) \right]^{\frac{k}{k-1}}.$$

Вынужденный вихрь.

Тангенциальная скорость и давление газа в вынужденном вихре:

$$V_\tau = V_{\tau_1} \frac{r_1 r}{r_2^2};$$

$$p = p_1 \left[\left(\frac{p_{\text{ост}}}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} + \frac{k-1}{2} M_1^2 \frac{\bar{r}^2}{\bar{r}_3^4} \right]^{\frac{k}{k-1}}.$$

Режимные параметры.

Степень расширения газа в вихревой трубе

$$\pi = \frac{p_{\text{вх}}^*}{p_x}; \quad \pi_{\text{ос}} = \frac{p_{\text{вх}}^*}{p_{\text{вос}}}; \quad \pi_{\text{в}} = \frac{p_{\text{н}}}{p_{\text{в}}}.$$

Коэффициент эжекции:

$$\mu = \frac{M_x}{M_{\text{вх}}}.$$

Относительная температура холодного, горячего и охлаждающего потока:

$$\theta_x = \frac{T_x}{T_{\text{вх}}}; \quad \theta_\Gamma = \frac{T_\Gamma}{T_{\text{вх}}}; \quad \theta_0 = \frac{T_0}{T_{\text{вх}}}; \quad \theta_c = \frac{T_c}{T_{\text{вх}}}.$$

Геометрические соотношения.
Относительная длина ВТ:

$$\bar{L} = \frac{L_{\text{ВТ}}}{D}.$$

Относительный диаметр диафрагмы:

$$\bar{d}_o = \frac{d_o}{D}.$$

Относительный диаметр стержня:

$$\bar{d}_c = \frac{d_c}{D}.$$

Относительная площадь сопла:

$$\bar{F}_c = \frac{F_c}{F_{\text{тр}}}.$$

Относительный диаметр и ширина щели диффузора:

$$\bar{D}_{\text{диф}} = \frac{D_{\text{диф}}}{D}; \quad \bar{\Delta}_{\text{диф}} = \frac{\Delta_{\text{диф}}}{D}.$$

Понятие турбулентных структур было введено Р. Хинцем [22]. Это понятие долго ставилось под сомнение некоторыми учёными из-за отсутствия объяснения причин их генерации. И только в 1992 году опыты, проведённые профессором Ш.А. Пиралишвили в вихревой трубе с впрыском небольшого количества керосина в сопловой ввод [23], позволили чётко выявить крупномасштабные вихревые структуры в пристеночной части потока вихревой трубы (рис. 5). Эти структуры вращались в ортогональном к поверхности направления движения потока, а их формирование осуществлялось прецессией вихревого приосевого ядра [24]. Отмеченное течение в трубе позволяет объяснить возрастание температуры от центра к периферии с ее последовательным снижением при возвращении газа к осевой части области энергоразделения [1; 23; 24]. Данный эффект впоследствии подтверждён результатами численных расчётов [25].

Александр Петрович совместно со своим учеником Ш.А. Пиралишвили предложили новый вид вихревой трубы – двухконтурную вихревую трубу. На основе этих разработок на базе РГАТУ имени П.А. Соловьёва получен интересный теоретический и экспериментальный материал по уточнению механизма взаимодействия вихрей за счёт прецессии газовых жгутов в вихревой зоне [24]. На базе двухконтурных ВТ созданы уникальные вихревые горелки для камер сгорания ГТД и нагревательных устройств, разработаны модели малоразмерных реактивных двигателей [26 – 31].

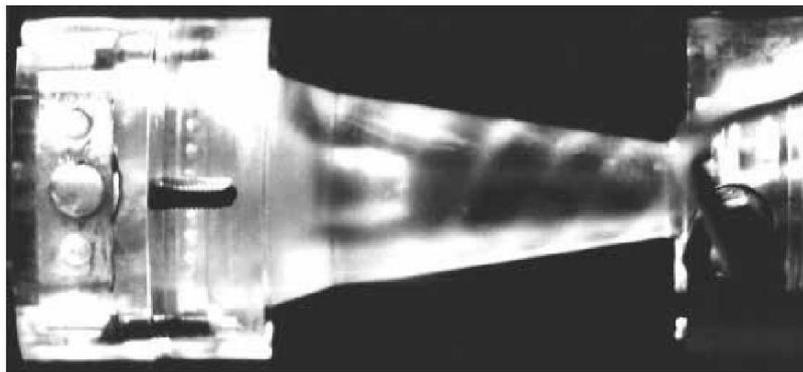


Рис. 5. Крупномасштабные вихревые жгуты в камере энергоразделения трубы Ранка-Хильша

В начале 60-х годов прошлого века под руководством профессора А.П. Меркулова начаты исследования вихревых эжекторов и вакуум-насосов на основе самовакумирующейся вихревой трубы (СВВТ), созданной в ОНИЛ-9. В этом специальном типе вихревых устройств, разработанных А.П. Меркуловым и Н.Д. Колышевым, достигнуты рекордные значения охлаждения и разрежения газа в вихре среди всего класса вихревых устройств. СВВТ стала основной энергетической установкой для проверки гипотезы взаимодействия вихрей.

Александром Петровичем инициированы теоретические экспериментальные исследования вихревых эжекторов на базе СВВТ с целью доведения энергетического устройства до практического применения на предприятиях страны.

Уже первые экспериментальные исследования вихревого эжектора показали более высокие удельные энергетические и эксплуатационные характеристики и устойчивую рабочую характеристику. Это особенно важно для применения вихревых эжекторов в газовых сетях предприятий, где всегда имеются значительные перепады давления.

В дальнейшем вихревой эжектор лёг в основу при разработке В.Т. Воловым математической модели вихревого эжектора и последующей экспериментальной оптимизации, позволившей существенно повысить технико-экономические и эксплуатационные характеристики устройства. Результат, полученный под руководством Александра Петровича, открыл перспективы создания новых высокоэффективных энергетических устройств в пищевой, фармакологической промышленности и атомной энергетике. Так на основе разработанной математической модели вихревого эжекторного вакуум-насоса впервые создан вихревой термокомпрессор для сжатия и утилизации отработанных вихревых паров с целью использования их в тепловых сетях предприятий. Испытания и внедрения, проведённые на предприятиях, показали возможность создания замкнутых тепловых сетей на промышленных предприятиях. По результатам данного исследования был получен ряд авторских патентов и награды ВДНХ СССР [28 – 32].

Кроме того на основе разработанных моделей вихревого эжектора и вакуум-насоса (ВЭН) сконструированы аппараты очистки поверхности от дисперсионных и твёрдых частиц. В частности, на основе вихревых моющих установок [13] сконструированы вихревые дезактивирующие установки (ВДУ), с помощью которых проведена дезактивация радиоактивных загрязнений поверхности внутренних помещений Чернобыльской атомной электростанции. Промышленные испытания ВДУ на ЧАЭС проведены сотрудниками ОНИЛ-9 под руководством А.П. Меркулова в 1986-1987 годах. Решением Правительственной комиссии № 252 от 17 октября 1997 года одобрены

работы по созданию и внедрению гидровакуумных систем дезактивации радиоактивных загрязнений. На основе ВДУ рекомендовано продолжить исследование и создать проблемную лабораторию в Горьковском институте инженеров водного транспорта (ГИИВТ) – ныне в городе Нижний Новгород. За 1986-1987 гг. изготовлено 500 экземпляров гидровакуумных систем дезактивации и 100 экземпляров на НПО «Киевский завод «Арсенал». С помощью ВДУ очищены многие объекты ЧАЭС (рис. 6).

Это позволило 5000 участникам дезактивационных работ на ЧАЭС отказаться от непосредственного контакта с радиоактивным загрязнением.

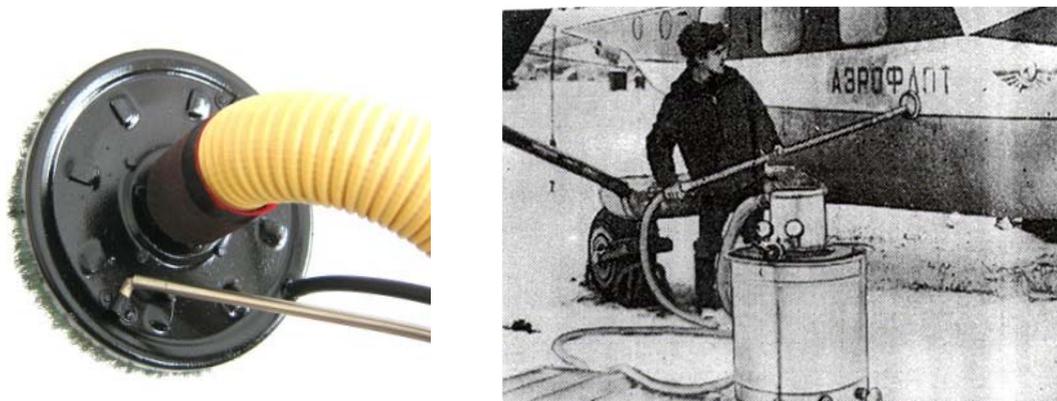


Рис. 6. Вихревая моющая головка вихревой дезактивационной установки и её применение для дезактивации планера самолёта

Таким образом, фронтовику и участнику ликвидации последствий аварий на ЧАЭС А.П. Меркулову, как человеку и учёному, и в мирное время удалось внести достойный вклад в решение этой общенациональной проблемы [33].

А.П. Меркулов и В.В. Бирюк провели в ОНИЛ-9 большую работу по экспериментальным исследованиям вихревых труб (делящей, охлаждаемой и самовакуумирующейся), на основе которых разработаны методики расчёта вихревых систем охлаждения авиационной и космической техники. С помощью этих методик были разработаны многоступенчатые вихревые системы охлаждения для испытания агрегатов. Вихревые трубы применяются на борту самолёта и в технологическом процессе при испытаниях и изготовлении элементов ЛА. Для применения вихревых труб на борту самолёта необходимо правильно выбрать источник сжатого воздуха (рис. 7).

Необходимый перепад давления может быть обеспечен различными вариантами: скоростным напором набегающего на самолёт потока воздуха; наддувом гермокабины с целью кондиционирования; воздухом после компрессора ГТД; воздух может подаваться из бортового баллона или от вспомогательной силовой установки.



Рис. 7. Вихревые устройства: а – вихревой микрохолодильник; б – вихревые кондиционеры

Разработаны вихревые системы для индивидуального кондиционирования костюма пилота, которые обеспечивают охлаждение или подогрев лётного скафандра.

Кроме применения в авиационных системах кондиционирования успешно применяются вихревые трубы для охлаждения блоков радиоэлектронного оборудования, расположенного на самолёте [34].

В дальнейшем на базе полученных методик разработаны: эжекторный насадок для выхлопной системы автомобиля (рис. 8), вихревая ветроэнергетическая установка, гидравлический теплогенератор.

Учениками Александра Петровича проведён большой объём работ: С.В. Лукачевым – по оценке экологических и акустических характеристик вихревых аппаратов [35], А.И. Довгялло – разработаны термотрансформаторы, работающие по циклу Стирлинга устройства для использования термоакустических явлений в космических системах [36], А.Н. Балалаевым разработана серия вихревых сепараторов для железнодорожного транспорта [37].



Рис. 8. Вихревой эжекторный насадок

Заключение

Начатое в 50-е годы в КуАИ глубокое изучение свойств вихревого эффекта и работы по применению вихревых устройств в различных областях техники, медицины, сельского хозяйства активно проводятся и в настоящее время. Научно-информационным центром для обсуждения новых разработок был Куйбышевский авиационный институт (КуАИ), Самарский государственный аэрокосмический университет (СГАУ), а ныне – Самарский университет. Учёные и инженеры обменивались опытом на конференциях и приходили советоваться с Александром Петровичем Меркуловым.

В настоящее время на международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвящённой памяти Генерального конструктора аэрокосмической техники академика Н.Д. Кузнецова и на конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» работает секция, объединяющая специалистов-вихревиков. В процессе обсуждения решения новых задач участвуют опытные специалисты и профессора, аспиранты и студенты. Дело, начатое А. П. Меркуловым, продолжается и приносит свои плоды. Совмещение научной деятельности и использование её результатов на практике позволяет включать полученный опыт в учебный процесс подготовки студентов и аспирантов: создаются новые лабораторные установки, разрабатываются новые курсы дисциплин, связанные с повышением энергоэффективности и энергосбережения в авиадвигателестроении.

Вклад профессора А.П. Меркулова в развитие второго факультета и ИДЭУ КуАИ-СГАУ-Самарского университета трудно переоценить. Школа А.П. Меркулова внесла много ценного в научные достижения кафедры теплотехники и тепловых двигателей (особенно по исследованию вихревого эффекта), в учебный процесс (создание лабораторной базы – лаборатории термодинамики, теплопередачи, механики жидкости и газа, энергосберегающих технологий, криогенной техники), в подготовку кадров высшей квалификации. В настоящее время работы по применению вихревого эффекта в различных областях техники продолжаются.

Библиографический список

1. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. М.: Машиностроение, 1969. 183 с.
2. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. Самара: Оптима, 1992. 223 с.
3. Ranque G.J. Procédé de appareil permanent d'obtenir à partir d'un fluide sous pression, deux courants de températures différents. Patent Française, no. 743111, 1931.
4. Hilsh R. Die expansion von gasen in zentri fugafeld als kaltprozess // Zeitschrift für Naturforschung A. 1946. V. 1, Iss. 4. P. 208-214. DOI: 10.1515/zna-1946-0406
5. Дубинский М.Г. Вихревой вакуум насос // Известия АН СССР. Отделение технических наук. 1956. № 3.
6. Мартыновский В.С., Алексеев В.П. Вихревой эффект охлаждения и его применение // Холодильная техника. 1953. № 3.
7. Бродянский М.В., Лейтес И.Л. Зависимость величины эффекта Ранка от свойств реальных газов // Инженерно-физический журнал. 1962. Т. 5, № 5. С. 38-41.
8. Меркулов А.П. Гипотеза взаимодействия вихрей // Известия вузов. Энергетика. 1964. № 3. С. 74-82.
9. Меркулов А.П., Кудрявцев В.М. Турбулентность и её роль в вихревом эффекте // Материалы I Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Куйбышев: КуАИ, 1974. С. 35-40.
10. Меркулов А.П., Кудрявцев В.М., Шахов В.Г. Определение турбулентных напряжений на основе замеров параметров осреднённого течения в вихревой трубе // Материалы II Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Куйбышев: КуАИ, 1976. С. 96-103.
11. Меркулов А.П., Кудрявцев В.М. К вопросу о термодинамической оценке возможностей вихревого эффекта // Материалы III Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Куйбышев: КуАИ, 1981. С. 103-113.
12. Меркулов А.П. Энергетика и необратимость вихревого эффекта // Материалы IV Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Куйбышев: КуАИ, 1984. С. 5-10.
13. Меркулов А.П. Импульсный вихревой самовоспламенитель // Материалы V Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Куйбышев: КуАИ, 1988. С. 74-78.
14. Меркулов А.П. Вихревой нагрев-охлаждение силовых элементов с памятью формы // Материалы VI Всесоюзной науч.-техн. конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Самара: СГАУ, 1992. С. 83-85.
15. Мартынов А.В., Бродянский В.М. Что такое вихревая труба? М.: Энергия, 1976. 153 с.
16. Суслов А.Д., Иванов С.В., Мурашкин А.В., Чижиков Ю.В. Вихревые аппараты. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.
17. Халатов А.А. Теория и практика закрученных струй. Киев: Наукова думка, 1989. 192 с.
18. Метенин В.И. Исследование противоточных вихревых труб // Инженерно-физический журнал. 1964. Т. 7, № 2. С. 95-102.
19. Штым А.Н., Упский В.А. Термодинамический анализ вихревого эффекта Ранка-Хилша // Сб. научных трудов «Эффективность термодинамических процессов». Владивосток: ДВГУ, 1976. С. 159-170.
20. Азаров А.И. Вихревые трубы в промышленности. СПб.: Лема, 2010. 170 с.

21. Кузнецов В.И. Критериальная база вихревого эффекта Ранка // Материалы VI Всесоюзной научно-технической конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1992. С. 29-32.

22. Хинце И.О. Турбулентность: её механизм и теория М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1963. 680 с.

23. Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения. М.: УНЦП Энергомаш, 2000. 412 с.

24. Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Т. 1. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование. М.: Научтехлитиздат, 2013. 343 с.

25. Sohn C.H., Jung U.H., Kim C.S. Investigation of the energy sep anapation mechanism in the vortex tube // Proceeding of International Heat Transfer Conference (August, 18-23, 2002, Grenoble, France). DOI: 10.1615/ihtc12.2790

26. Бирюк В.В., Веретенников С.В., Гурьянов А.И., Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Т. 2, ч. 1. Технические приложения. М.: Научтехлитиздат, 2014. 288 с.

27. Бирюк В.В., Веретенников С.В., Гурьянов А.И., Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Т. 2, ч. 2. Технические приложения. М.: Научтехлитиздат, 2014. 216 с.

28. Волов В.Т., Сафонов В.А. Термодинамика и теплообмен сильно закрученных потоков. Харьков: ХАИ, 1992. 236 с.

29. Волов В.Т. Термодинамика и теплообмен сильнозакрученных сверхзвуковых потоков газа в энергетических устройствах. Самара: СНЦ РАН, 2006. 315 с.

30. Волов В.Т. Модели сжимаемых закрученных потоков газа и плазмы. Самара: СНЦ РАН, 2011. 245 с.

31. Волов В.Т., Каллиоппин А.К., Матвиенко А.М., Шустов Ю.М. Системы энергетики в авиационной и ракетно-космической технике. М.: МАИ-Принт, 2011. 197 с.

32. Волов В.Т., Бурцев С.А., Шахов В.Г. Энергетика поточных газовых устройств и аппаратов. Самара: СНЦ РАН, 2019. 340 с.

33. Бирюк В.В. Учёный, познавший тайну вихря А.П. Меркулов // В кн.: «Чернобыль в судьбах наших земляков: книга памяти». Самара: Учебная литература, 2011. С. 99-104.

34. Бирюк В.В., Лукачев С.В. Исследование температурных характеристик вихревых труб // Труды Второй Российской национальной конференции по теплообмену. Т. 2. М.: МЭИ, 1998. С. 56-59.

35. Лукачев С.В. Исследование неустойчивых режимов течения газа в вихревой трубе Ранка // Инженерно-физический журнал. 1981. Т. 41, № 5. С. 784-790.

36. Довгялло А.И., Некрасова С.О. Особенности теплообмена в термоакустических преобразователях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 2. С. 113-121. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-2(41)-113-121

37. Балалаев А.Н. Моделирование газодинамических аппаратов и теплотехнических процессов железнодорожного транспорта. Самара: СамГАПС, 2004. 192 с.

PROFESSOR A. P. MERKULOV' ROLE IN THE PROCESS OF RESEARCH AND DEVELOPMENT OF THE VORTEX EFFECT

© 2021

V. V. Biryuk Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; teplotex_ssau@bk.ru

S. V. Lukachev Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; teplotex_ssau@bk.ru

V. T. Volov Doctor of Science (Phys. & Math.), Doctor of Science (Engineering), Doctor of Science (Economics), Doctor of Science (Pedagogy), Doctor of Science (Sociology), Professor, Head of the Department of Natural Sciences; Samara State Transport University, Samara, Russian Federation; vtvolov@mail.ru

Sh. A. Pirallishvili Doctor of Science (Engineering), Professor; Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation; piral@list.ru

The article is prepared for the centenary of the birth of Alexander Petrovich Merkulov. The stages of creating the theoretical basis of the vortex effect of energy separation of gases (the hypothesis of vortex interaction), and the creation and implementation of vortex devices based on the use of the vortex effect for aviation and medicine are considered. The role of Professor A.P. Merkulov in the study of characteristic features of the energy separation process in vortex tubes and practical application of the vortex effect in the USSR is shown. The works of ONIL-9 (KuAI-SGAU) headed by Alexander Petrovich Merkulov ensured the leading position of the Soviet school of thought in the field of vortex effect. These works contributed to the formation of modern understanding of the vortex effect and the successful beginning of industrial application of vortex apparatuses.

Professor Merkulov; centenary; vortex effect; energy separation; gas; liquid; interaction hypothesis; vortex; theory; experiment; industrial application; vortex machine

Citation: Biryuk V.V., Lukachev S.V., Volov V.T., Pirallishvili Sh.A. Professor A.P. Merkulov' role in the process of research and development of the vortex effect. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 105-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-105-121

References

1. Merkulov A.P. *Vikhrevoy effekt i ego primeneniye v tekhnike* [Vortex effect and its application in engineering]. Moscow: Mashinostroeniye Publ., 1969. 183 p.
2. Merkulov A.P. *Vikhrevoy effekt i ego primeneniye v tekhnike* [Vortex effect and its application in engineering]. Samara: Optima Publ., 1992. 223 p.
3. Ranque G.J. Procède de appare ipermentant d'obtenir f partir d'un fluide saus pression, deux ourants de temperatures differentrs. Patent Francaise, no. 743111, 1931.
4. Hilsh R. Die expansion von gasen in zentri fugafeld asl kaltprocess. *Zeitschrift für Naturforschung A*. 1946. V. 1, Iss. 4. P. 208-214. DOI: 10.1515/zna-1946-0406
5. Dubinsky M.G. Vortex vacuum pump. *Izvestiya AN SSSR. Otdeleniye Tekhnicheskikh Nauk*. 1956. No. 3. (In Russ.)
6. Martynovsky V.S., Alekseev V.P. Vortex effect of cooling and its application. *Kholodilnaya Tekhnika*. 1953. No. 3. (In Russ.)

7. Brodyansky M.V., Leytes I.L. The relationship between the value of the rank effect and the properties of real gases. *Journal of Engineering Physics*. 1962. V. 5, no. 5. P. 38-41. (In Russ.)

8. Merkulov A.P. Hypothesis of vortex interaction. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Energetika*. 1964. No. 3. P. 74-82. (In Russ.)

9. Merkulov A.P., Kudryavtsev V.M. Turbulentnost' i ee rol' v vikhrevom effekte. *Materialy I Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1974. P. 35-40. (In Russ.)

10. Merkulov A.P., Kudryavtsev V.M., Shakhov V.G. Opredelenie turbulentnykh napryazheniy na osnove zamerov parametrov osrednennogo techeniya v vikhrevoy trube // *Materialy II Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1976. P. 96-103. (In Russ.)

11. Merkulov A.P., Kudryavtsev V.M. K voprosu o termodinamicheskoy otsenke vozmozhnostey vikhrevogo effekta. *Materialy III Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1981. P. 103-113. (In Russ.)

12. Merkulov A.P. Energetika i neobratimost' vikhrevogo effekta. *Materialy IV Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1984. P. 5-10. (In Russ.)

13. Merkulov A.P. Impul'snyy vikhrevoy samovosplamenitel'. *Materialy V Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1988. P. 74-78. (In Russ.)

14. Merkulov A.P. Vikhrevoy nagrev-okhlazhdenie silovykh elementov s pamyat'yu formy. *Materialy VI Vsesoyuznoy nauch.-tekhn. konferentsii «Vikhrevoy Effekt i Ego Primenenie v Tekhnike»*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1992. P. 83-85. (In Russ.)

15. Martynov A.V., Brodyanskiy V.M. *Chto takoe vikhrevaya truba?* [What is a vortex tube?]. Moscow: Energiya Publ., 1976. 153 p.

16. Suslov A.D., Ivanov S.V., Murashkin A.V., Chizhikov Yu.V. *Vikhrevye apparaty* [Vortex devices]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 256 p.

17. Khalatov A.A. *Teoriya i praktika zakruchennykh struy* [Theory and practice of swirl jets]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1989. 192 p.

18. Metenin V.I. The study of vortex tubes with counterflows. *Journal of Engineering Physics*. 1964. V. 7, no. 2. P. 95-102. (In Russ.)

19. Shtym A.N., Upskiy V.A. Termodinamicheskii analiz vikhrevogo effekta Ranka-Khilsha. *Sb. nauchnykh trudov «Effektivnost' termodinamicheskikh protsessov»*. Vladivostok: Far Eastern State University Publ., 1976. P. 159-170. (In Russ.)

20. Azarov A.I. *Vikhrevye truby v promyshlennosti* [Vortex tubes in industry]. SPb.: Lema Publ., 2010. 170 p.

21. Kuznetsov V.I. Kriterial'naya baza vikhrevogo effekta Ranka. *Materialy VI Vsesoyuznoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Vikhrevoy effekt i ego primeneniye v tekhnike»*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1992. P. 29-32. (In Russ.)

22. Hinze J.O. Turbulence. An introduction to its mechanism and theory. New York: Mc Graw-Hill, 1959. 586 p.

23. Piralishvili Sh.A., Polyayev W.M., Sergeev M.N. *Vikhrevoy effekt. Eksperiment, teoriya, tekhnicheskie resheniya* [Vortex effect. Experiment, theory, technologies]. Moscow: Energomash Publ., 2000. 412 p.

24. Piralishvili Sh.A. *Vikhrevoy effekt. T. 1. Fizicheskoe yavlenie, eksperiment, teoreticheskoe modelirovaniye* [Vortex effect. V. 1. Physical phenomenon, experiment, theoretical modeling]. Moscow: Nauchtekhlitizdat Publ., 2013. 343 p.

25. Sohn C.H., Jung U.H., Kim C.S. Investigation of the energy separation mechanism in the vortex tube. *Proceeding of International Heat Transfer Conference (August, 18-23, 2002, Grenoble, France)*. DOI: 10.1615/ihtc12.2790
26. Biryuk V.V., Veretennikov S.V., Gur'yanov A.I., Piralishvili Sh.A. *Vikhrevoy effekt. T. 2, ch. 1. Tekhnicheskie prilozheniya* [Vortex effect. V. 2. (Part 1). Technical applications]. Moscow: Nauchtekhlitizdat Publ., 2014. 288 p.
27. Biryuk V.V., Veretennikov S.V., Gur'yanov A.I., Piralishvili Sh.A. *Vikhrevoy effekt. T. 2, ch. 2. Tekhnicheskie prilozheniya* [Vortex effect. V. 2 (Part 2). Technical applications]. Moscow: Nauchtekhlitizdat Publ., 2014. 216 p.
28. Volov V.T., Safonov V.A. *Termodinamika i teploobmen sil'no zakruchennykh potokov* [Thermodynamics and heat exchange of strongly swirled flows]. Kharkov: Kharkov Aviation Institute Publ., 1992. 236 p.
29. Volov V.T. *Termodinamika i teploobmen sil'nozacruchennykh sverkhzvukovykh potokov gaza v energeticheskikh ustroystvakh* [Thermodynamics and heat transfer of strongly swirled supersonic gas flows in power devices]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2006. 315 p.
30. Volov V.T. *Modeli szhimaemykh zakruchennykh potokov gaza i plazmy* [Models of compressible swirling gas and plasma flows]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2011. 245 p.
31. Volov V.T., Kalliopin A.K., Matvienko A.M., Shustov Yu.M. *Sistemy energetiki v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Power systems in aviation and aerospace engineering]. Moscow: MAI-Print Publ., 2011. 197 p.
32. Volov V.T., Burtsev S.A., Shakhov V.G. *Energetika potochnykh gazovykh ustroystv i apparatov* [Energy of continuous gas devices and apparatuses]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2019. 340 p.
33. Biryuk V.V. Uchenyy, poznavshiy taynu vikhrya A.P. Merkulov. *V kn.: «Chernobyl' v sud'bakh nashikh zemlyakov: kniga pamyati»*. Samara: Uchebnaya Literatura Publ., 2011. P. 99-104. (In Russ.)
34. Biryuk V.V., Lukachev S.V. Issledovanie temperaturnykh kharakteristik vikhrevykh trub. *Trudy Vtoroy Rossiyskoy Natsional'noy Konferentsii po Teploobmenu. V. 2*. Moscow: Moscow Power Engineering Institute Publ., 1998. P. 56-59. (In Russ.)
35. Lukachev S.V. Unstable gas flow modes in a Ranque vortex tube. *Journal of Engineering Physics*. 1981. V. 41, no. 5. P. 1171-1175. DOI: 10.1007/BF00824912
36. Dovgyallo A.I., Nekrasova S.O. Peculiarities of heat transfer in thermoacoustic converters. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 2. P. 113-121. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-2(41)-113-121
37. Balalaev A.N. *Modelirovanie gazodinamicheskikh apparatov i teplotekhnicheskikh protsessov zheleznodorozhnogo transporta* [Modeling of gas-dynamic apparatuses and heating processes of railway transport]. Samara: Samara State Transport Academy Publ., 2004. 192 p.