



**САМАРСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ**

Самарский национальный
исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

ВЕСТНИК

САМАРСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

**АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА,
ТЕХНОЛОГИИ И
МАШИНОСТРОЕНИЕ**

ISSN 2542-0453

ТОМ 22 • № 1 • 2023 ГОД

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ОБЗОР ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ В ЧАСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*А. Д. Алendarь, А. И. Ланишин, А. А. Евстигнеев,
К. Я. Якубовский, М. В. Силюянова*

7

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОЛЁТА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ЗАДАЧ

П. Маркевич

29

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ОДНОСТЕПЕННОГО МАГНИТНОГО ПОДВЕСА РОТОРА

*М. А. Бенедюк, А. О. Ломачев, Р. Р. Бадыков,
К. В. Безбородова, А. А. Юртаев*

41

ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ ТРАНСЗВУКОВОЙ СТУПЕНИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УЧЁТА ВЛИЯНИЯ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА НА РАБОТУ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

В. Л. Блинов, И. С. Зубков

51

ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГЕНЕРАТОРА МЕЛКОДИСПЕРСНОГО МЕТАЛЛИЧЕСКОГО РАСПЛАВА

В. С. Егорычев, А. И. Рязанов, А. И. Хаймович

63

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ «ИНДЕНТОР – ПОКРЫТИЕ» ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ТРИБОМЕТРЕ

*И. В. Колесников, П. А. Коропец,
Д. С. Мантуров, Е. В. Шахматов*

75

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ И СНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДИСБАЛАНСА РАБОЧИХ КОЛЁС ВЕНТИЛЯТОРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е. В. Кудашов, И. А. Грачев, М. А. Болотов

85

**РЕЗУЛЬТАТЫ СОПРЯЖЁННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА
ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ
ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ**

*В. Н. Матвеев, С. А. Мельников, Г. М. Попов,
В. М. Зубанов, И. А. Кудряшов, А. И. Щербань*

98

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ РЕАКТОРНЫХ УСТАНОВОК**

*Д. В. Савчук, Д. Е. Бесчеров, Д. А. Куликов, В. А. Панов,
В. Л. Патрушев, М. С. Порфирьев, С. А. Соловьев*

112

**ПЕРСПЕКТИВЫ МОДЕРНИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ
ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ РАЗМЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ПРОФИЛЯ
ПЕРА ПО МЕТОДУ ДВУХСТОРОННЕГО КОПИРОВАНИЯ**

Г. В. Смирнов, А. П. Шулепов, А. В. Мещеряков

121

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

**THE PROBLEMS OF CREATING A PROPULSION SYSTEM
OF A NEW GENERATION SUPERSONIC PASSENGER
AIRCRAFT (REVIEW)**

*A. D. Alendar, A. I. Lanshin, A. A. Evstigneev,
K. Ya. Yakubovsky, M. V. Siluyanova* 7

**SURVEY OF THE FLIGHT EFFICIENCY OF A LONG-HAUL
AIRCRAFT UNDER UNCERTAINTY OF TASKS**

P. Markiewicz 29

MECHANICAL ENGINEERING

**DEVELOPMENT OF AN EXPERIMENTAL PLANT
AND A NUMERICAL MODEL OF AN AXIAL MAGNETIC
ROTOR SUSPENSION**

*M. A. Benedyuk, A. O. Lomachev, R. R. Badykov,
K. V. Bezborodova, A. A. Yurtaev* 41

**VERIFICATION OF A TRANSONIC STAGE CFD MODEL
FOR ASSESSING THE EROSION WEAR INFLUENCE
ON THE OPERATION OF THE AXIAL COMPRESSOR**

V. L. Blinov, I. S. Zubkov 51

**OPTIMIZATION OF OPERATION MODE
AND DESIGN PARAMETERS OF A FINELY-DISPERSED
METALLIC LIQUID-ALLOY GENERATOR**

V. S. Egorychev, A. I. Ryazanov, A. I. Khaimovich 63

**FEATURES OF DYNAMIC PROCESSES
IN THE “INDENTOR – COATING” SYSTEM DURING
TESTS ON A TRIBOMETER**

*I. V. Kolesnikov, P. A. Koropets,
D. S. Manturov, Ye. V. Shakhmatov* 75

**METHODOLOGY FOR ASSESSING AND REDUCING
THE AERODYNAMIC IMBALANCE OF THE IMPELLERS
OF GTE FANS**

E. V. Kudashov, I. A. Grachev, M. A. Bolotov 85

**RESULTS OF CONJUGATE MODELING AND ANALYSIS
OF THE THERMAL STATE OF A HIGH-PRESSURE
TURBINE BLADE**

*V. N. Matveev, S. A. Melnikov, G. M. Popov, V. M. Zubanov,
I. A. Kudryashov, A. I. Shcherban*

98

**ENSURING VIBRATION CHARACTERISTICS
OF REACTOR PLANT CENTRIFUGAL PUMPING EQUIPMENT**

*D. V. Savchuk, D. E. Bescherov, D. A. Kulikov, V. A. Panov,
V. L. Patrushev, M. S. Porfiriev, S. A. Soloviev*

112

**PROSPECTS OF IMPROVING CONTROL OVER THE PROCESS
OF ELECTROCHEMICAL MACHINING OF THE BLADE AIRFOIL
PROFILE USING THE DUPLEX MODE METHOD**

G. V. Smirnov, A. P. Shulepov, A. V. Mescheryakov

121

ОБЗОР ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ В ЧАСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

© 2023

- А. Д. Алendarь** инженер отделения «Авиационные двигатели»;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет);
adalendar@ciam.ru
- А. И. Ланшин** доктор технических наук, старший научный сотрудник, советник
генерального директора по науке;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
ailanshin@ciam.ru
- А. А. Евстигнеев** начальник сектора отделения «Авиационные двигатели»;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
aaevstigneev@ciam.ru
- К. Я. Якубовский** научный сотрудник отдела «Конструкторское бюро роторно-поршневых
двигателей»;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
kyyakubovsky@ciam.ru
- М. В. Силуянова** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Технологии
производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет);
dc2mati@yandex.ru

Рассматриваются проблемы создания силовой установки сверхзвукового пассажирского самолёта нового поколения на основе обзора работ, ведущихся в мире по тематике сверхзвукового воздушного транспорта. Показано, что стремление к достижению высоких лётно-технических характеристик и коммерческой эффективности сверхзвукового пассажирского самолёта при удовлетворении современных экологических требований приводит к появлению противоречивых технических решений в части силовой установки: расположения и количества двигателей, облика воздухозаборника и выходного устройства, выбора схемы и проектных параметров двигателя, применения новых высокотемпературных материалов в горячей части двигателя и т.д. Рассмотрены особенности условий работы узлов двигателя сверхзвукового пассажирского самолёта по сравнению с двигателями современных дозвуковых самолётов гражданской авиации и сверхзвуковых самолётов военной авиации. Приведены расчётные оценки влияния различных технических решений на параметры двигателя сверхзвукового пассажирского самолёта. Ввиду сложности и многокритериальности задачи создания силовой установки сверхзвукового пассажирского самолёта её решение требует комплексного подхода на основе тесного взаимодействия специалистов по планеру, двигателю и пр.

Сверхзвуковой пассажирский самолёт; силовая установка; сверхзвуковой воздухозаборник; шумоглушающее сопло; ТРДД; ДИЦ; керамический композиционный материал

Цитирование: Алendarь А.Д., Ланшин А.И., Евстигнеев А.А., Якубовский К.Я., Силуянова М.В. Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолёта нового поколения в части силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 7-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28

В качестве одного из перспективных направлений развития гражданской авиационной техники сегодня рассматривается создание сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС). Рост числа Маха крейсерского сверхзвукового полёта самолётов гражданской авиации до $M = 1,7 \dots 2,2$ позволит повысить эффективность решения задач в интересах бизнеса и государственного управления за счёт увеличения зоны однодневных поездок до 7000 – 8000 км, что особенно актуально в условиях протяжённой территории Российской Федерации [1 - 3].

В последние годы в мире растёт интенсивность исследований и разработок в области СПС [4]. При этом значительное внимание уделяется вопросам минимизации вредного воздействия на окружающую среду – снижения звукового удара при сверхзвуковом полёте, уменьшения уровня шума самолёта в зоне аэропорта, снижения эмиссии вредных веществ при сохранении на высоком уровне требований по эффективности и надёжности СПС [5 – 7]. В настоящее время ни один из проектов СПС (за исключением самолётов первого поколения Ту-144 и Concorde) не реализован, поскольку СПС принципиально отличается от существующих и перспективных дозвуковых самолётов и сверхзвуковых самолётов военной авиации. Проблемы создания СПС в целом и направления по их решению рассмотрены в ряде работ [8 – 10]. СПС условно описывается характеристиками трёх групп: летно-технические (крейсерская скорость, дальность полёта, пассажировместимость и др.), экологические (уровень шума в районе аэропорта, уровень эмиссии вредных веществ, уровень звукового удара) и экономические (стоимость приобретения, жизненного цикла и др.). На каждую из этих групп непосредственное влияние оказывает силовая установка (СУ). В части летно-технических характеристик – это тягово-экономические характеристики, особенно в сверхзвуковых условиях полёта. В части экологических характеристик – это эмиссионные характеристики камеры сгорания, акустические характеристики узлов СУ и пр. В части экономических характеристик – это расход топлива, показатели ресурса, стоимость эксплуатации и т.д. Данная работа направлена на анализ основных проблем СПС нового поколения именно в части СУ.

Среди требований к СУ перспективного СПС можно выделить (рис. 1):

- максимальную эффективность в сверхзвуковом крейсерском полёте, определяющуюся, в основном, низким эффективным удельным расходом топлива;
- высокие тяговые характеристики на взлётных и трансзвуковых режимах;
- низкий уровень шума вентилятора и реактивной струи в районе аэропорта;
- низкий уровень эмиссии вредных веществ;
- высокие показатели ресурса и надёжности основных деталей и узлов;
- минимальное влияние на эпюру избыточного давления, распространяющуюся от СПС до поверхности земли при полёте со сверхзвуковой скоростью (чего не требуется от силовых установок дозвуковых самолётов и сверхзвуковых военных самолётов).

Выполнение этих требований представляет собой сложную научно-техническую задачу, для решения которой необходимо проведение комплексных фундаментальных, поисковых и прикладных исследований и опытно-конструкторских работ, включающих, помимо прочего, исследования в направлении интеграции СУ с летательным аппаратом (ЛА), разработки эффективных воздухозаборников (ВЗ) и выходных устройств (ВУ), обоснования рациональных схем и параметров двигателя, а также разработки новых материалов и технологий и т.д.

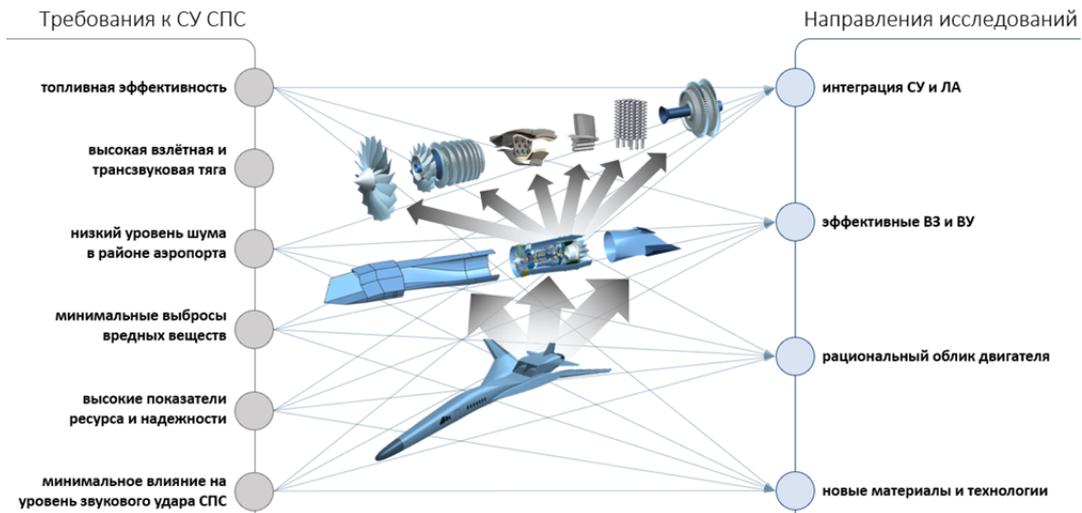


Рис. 1. Требования и направления исследований силовых установок сверхзвуковых пассажирских самолётов

Сложность, разнообразие и взаимовлияние требований к СУ СПС приводят к противоречивости технических решений, необходимых для их выполнения, начиная с расположения СУ на ЛА и заканчивая материалами, применяемыми в деталях двигателя. Это, в свою очередь, обуславливает разнообразие компоновок СПС последних лет, отличающихся друг от друга взлётным весом, числом Маха крейсерского полёта, расположением и количеством двигателей и т.д. (рис. 2) [11 – 19]. Тенденция к увеличению количества расчётных параметров и надёжности авиационных двигателей позволила авиастроителям пойти по пути создания двухдвигательных магистральных самолётов, в том числе для межконтинентальных перелётов [20], что обеспечивает лучшую топливную эффективность и снижение затрат на приобретение и эксплуатацию двигателей, а также уменьшение времени межполётного обслуживания. Однако вопрос о количестве двигателей в составе СУ СПС в настоящее время остается открытым ввиду таких особенностей СПС, как, например, низкие взлетно-посадочные характеристики по сравнению с дозвуковыми авиалайнерами, меньший размер парка самолётов и т.д.

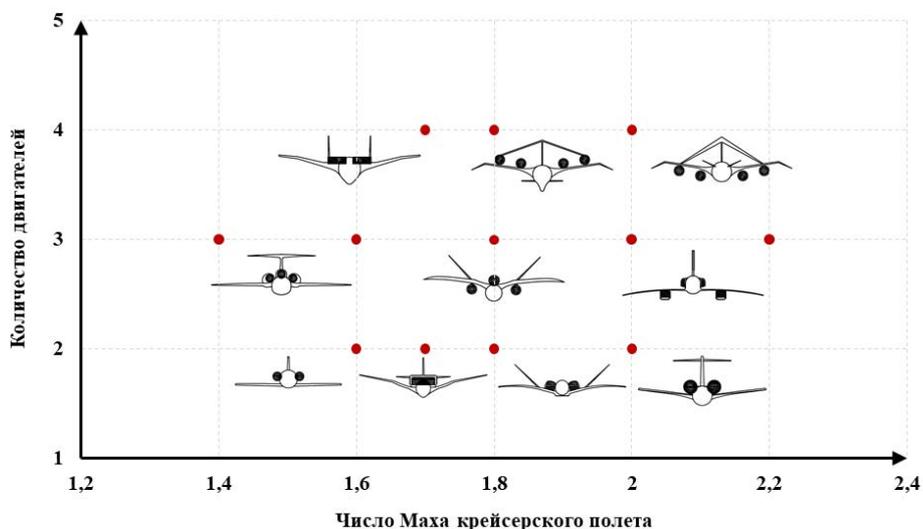


Рис. 2. Некоторые варианты компоновок сверхзвуковых пассажирских самолётов последних лет

Одним из противоречий в части технических решений СУ СПС является расположение ВЗ. Известно, что для обеспечения высокой эффективности СУ как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых режимах полёта целесообразно располагать ВЗ снизу планера [21]. Однако в случае СПС способ размещения ВЗ на ЛА помимо обеспечения оптимальных аэродинамических и тяговых характеристик берёт на себя дополнительную функцию, способствуя минимизации звукового удара. Для снижения уровня звукового удара ВЗ целесообразно располагать сверху планера, что позволяет исключить влияние СУ на эпюру избыточного давления под СПС [22 – 24]. Дополнительным положительным эффектом при таком расположении ВЗ также является экранирование шума вентилятора планером [25]. Минусами верхнего расположения ВЗ являются: уменьшение качества ЛА, увеличение скорости потока перед ВЗ, работа ВЗ при отрицательном угле атаки набегающего потока и т.д. [26].

Расположение воздухозаборника на планере тесно связано с его обликом. В настоящее время для СПС исследуются ВЗ различных схем торможения и форм входного сечения. Традиционными схемами являются плоские и осесимметричные ВЗ внешнего сжатия [27], характеризующиеся устойчивостью, простотой организации процесса торможения и т.д. [21; 26]. Однако стремление к более тесной интеграции СУ с планером в целях снижения внешнего аэродинамического сопротивления приводит к появлению нетрадиционных форм входного сечения, например, трапециевидных (рис. 3, а) [28; 29], овальных [29 – 32], многоугольных (рис. 3, б) [33; 34] и др. С целью повышения характеристик ВЗ помимо схем внешнего сжатия рассматривается возможность применения автозапускаемых ВЗ смешанного сжатия [35 – 38], ВЗ внутреннего сжатия с широко регулируемым трактом [39] для решения проблемы запуска ВЗ [40], а также применение поверхностей изобарического торможения [41; 42]. При этом рассматриваются различные способы установки воздухозаборников на ЛА: на клине слива (рис. 3, а) [19; 43; 44] для недопущения попадания внутрь ВЗ пограничного слоя, накопленного на поверхностях ЛА; с «заглатыванием» пограничного слоя, т.е. непосредственно на поверхностях ЛА (рис. 3, б) [45] для уменьшения миделя и снижения аэродинамического сопротивления ЛА, а также на пилоне (рис. 3, в) [46; 47] – традиционный для дозвуковых самолётов способ.

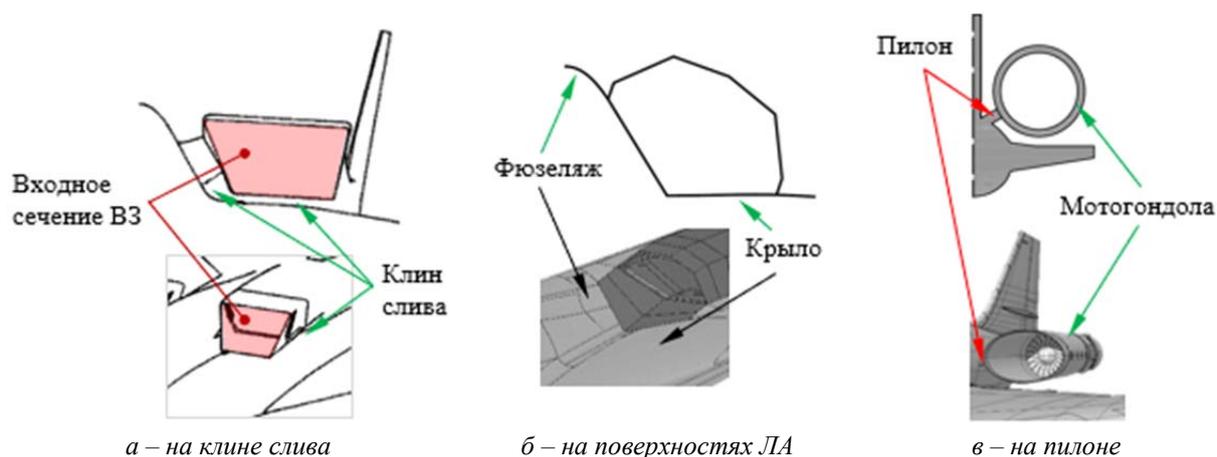


Рис. 3. Варианты установки воздухозаборников на сверхзвуковых пассажирских самолётах

Для улучшения согласования ВЗ с двигателем, снижения внешнего аэродинамического сопротивления и уровня звукового удара при сверхзвуковых скоростях полёта рассматриваются ВЗ с дополнительными контурами: например, двухконтурный ВЗ с перепуском в отдельное сопло через мотогондолу (рис. 4, а) [46; 48]; двухконтурный ВЗ с разделителем на выходе (рис. 4, б) [49; 50] для СУ с турбореактивным трехконт-

турным двигателем (ТРТД), сливая пограничный слой, накопленный в диффузоре, в третий контур, а также с перепуском пограничного слоя из ВЗ в основное сопло [51] для уменьшения потерь тяги на трансзвуковых режимах полёта.

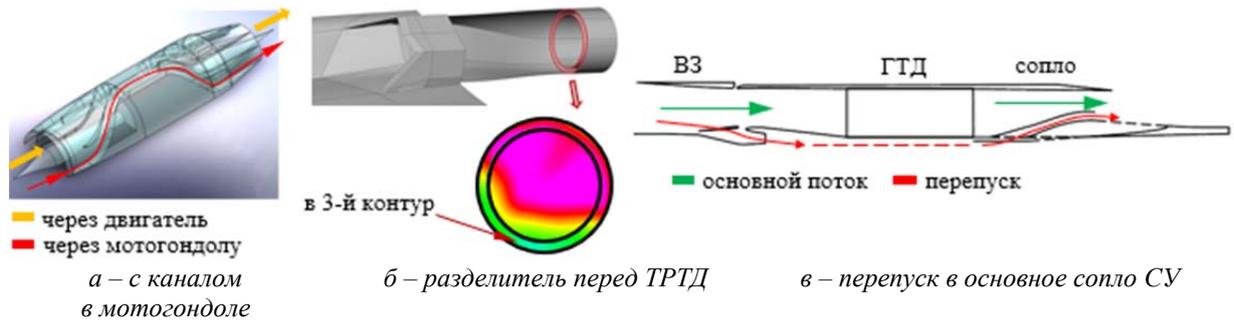


Рис. 4. Схемы воздухозаборников с дополнительными контурами

Выходное устройство также является одним из критических узлов силовой установки СПС. К нему предъявляются требования максимального снижения шума струи на взлётных режимах, обеспечения минимальных потерь тяги в условиях сверхзвукового крейсерского полета, малой массы и др. На сегодняшний день исследовано множество методов снижения шума струй [52 – 55], например, инверсированный профиль скорости и температуры, многотрубчатые, многолепестковые сопла, шевронные сопла, аэроакустические воздействия на струю; вдув воздуха и впрыск воды; миксер-эжектор; плазменные актуаторы, сопла с косым срезом, экранирование шума струи элементами планера, секторные сопла и др. В качестве наиболее перспективных средств шумоглушения реактивной струи двигателя СПС сегодня рассматриваются сопла типа миксер-эжектор и секторные сопла (рис. 5) [56 – 60], интегрированные с элементами планера. Однако следует отметить, что для сопел этих типов характерны высокие значения потерь тяги [61], что, в свою очередь, существенно сказывается на эффективности двигателя. Например, на рис. 6 приведена зависимость изменения удельного расхода топлива ($C_{уд}, \%$) двигателей СПС с различной степенью двухконтурности (m) от изменения коэффициента тяги сопла $\Delta \bar{P}_c, \%$. Видно, что снижение $\Delta \bar{P}_c$ на 1% приводит к увеличению удельного расхода топлива на 2,4% при величине $m = 1$ и на 4,2% в случае $m = 4$.

Также следует отметить, что большая часть исследований сопел типа миксер-эжектор и секторных сопел проводилась при уровнях параметров, соответствующих двигателям с низкой степенью двухконтурности (соответственно высокой скоростью истечения струи) [56 – 60].

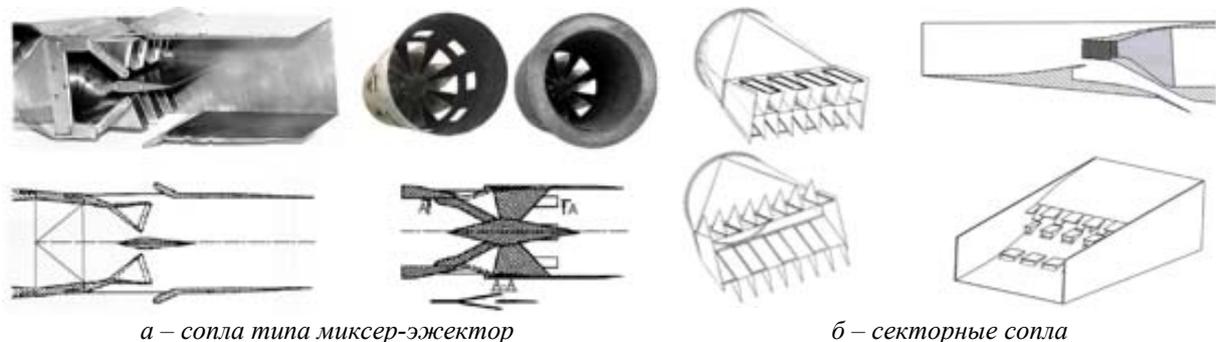


Рис. 5. Шумоглушающие сопла для силовых установок сверхзвуковых пассажирских самолётов

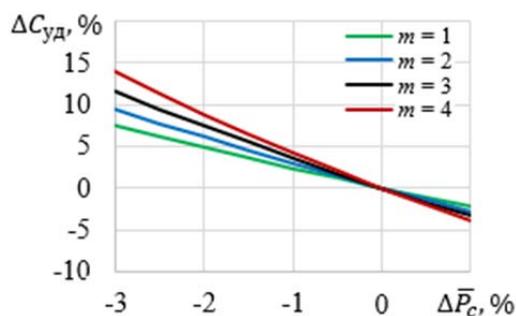


Рис. 6. Влияние коэффициента тяги сопла на удельный расход топлива

При этом известно, что с уменьшением скорости истечения эффективность снижения шума у сопел этих типов снижается [61; 62]. Исследования шумоглушащих сопел, учитывающие применение двигателей повышенной степени двухконтурности ($m = 2 - 3$), регулирование сопел, а также наличие тесной интеграции с кормовой частью планера, находятся на ранней стадии.

Сегодня в мире активно ведутся исследования по формированию рационального облика двигателя для СПС [63]. Обычно для военных сверхзвуковых самолётов используются двигатели с низкой степенью двухконтурности [61], так как они обеспечивают высокие значения удельной тяги и низкое аэродинамическое сопротивление на сверхзвуковых режимах полёта. Однако для двигателей с низкими значениями степени двухконтурности характерны высокие значения скорости истечения реактивной струи, а следовательно высокий уровень шума. Увеличение степени двухконтурности до значений, соответствующих двигателям современных гражданских авиалайнеров [20; 65 – 67], приведёт к большой площади миделя СУ и, следовательно, высоким значениям внешнего аэродинамического сопротивления на сверхзвуковых режимах полёта [68].

Данное противоречие привело к большому разнообразию схем двигателей для СПС. В 60-е годы XX века для первых СПС рассматривались ТРД и ТРДД с низкой степенью двухконтурности, так как на первом месте для разработчиков было достижение требуемых лётно-технических характеристик [63]. В 90-е годы XX века появилось сразу несколько проектов сверхзвуковых административных самолётов (Falcon SST, C-21, C-51 и др.), для которых рассматривались бесфорсажные версии военных двигателей: GE F414, Snecma M88-2, AL-363 (AL-31Ф), Д-21А1 (Д-30Ф6), ВК-21 (P134-300) [69 – 71] и др. без форсажных камер. Таким образом, основной схемой двигателя для проектов СПС того периода был классический ТРДД с параметрами на уровне двигателей 4-го поколения ($T_r^* = 1550 \dots 1650$ К, $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 15 \dots 25$) и низким значением степени двухконтурности $m = 0,5 \dots 0,8$ с соответствующей высокой скоростью струи (учитывая, что на тот момент действовала глава 3 тома 1 Приложения 16 к Конвенции по гражданской авиации [72]). Следует также отметить, что в рамках большинства проектов бесфорсажные двигатели оснащались сверхзвуковыми регулируемым плоскими и осесимметричными воздухозаборниками и соплами с центральным телом. Сегодня в качестве двигателей для СПС ближайшей перспективы в целях снижения стоимости и рисков разработки рассматриваются ТРДД средней степени двухконтурности ($m \approx 2 - 3$) на основе газогенераторов существующих гражданских двигателей [73 – 76]. Также в мире активно ведутся исследования по поиску рационального облика вновь проектируемого двигателя [3; 11; 12; 74; 77]. При этом рассматриваются как ТРДД традиционной схемы, так и двигатели изменяемого цикла: с управляемым смесителем, трёхконтурные двигатели различных схем, двигатели с выносными вентиляторами и пр. [63].

Помимо схемы важным вопросом при определении облика силовой установки СПС является выбор проектных параметров двигателя. При этом необходимо учитывать ряд особенностей, не характерных для двигателей самолётов других типов. На примере ТРДД классической схемы можно отметить следующее:

- выбор степени двухконтурности определяется компромиссом между лётно-техническими характеристиками СПС и уровнем шума в районе аэропорта;
- выбор суммарной степени повышения давления ограничивается температурой на выходе из компрессора высокого давления на крейсерском режиме;
- выбор температуры газа перед турбиной ограничивается требуемым ресурсом деталей горячей части двигателя с учётом длительности работы на крейсерском режиме;
- выбор регулируемого или нерегулируемого сопла определяется компромиссом между эффективными характеристиками СУ на сверхзвуковых режимах и её массой.

С целью повышения эффективности СУ и снижения шума в районе аэропорта исследуются рациональные законы управления двигателем СПС. Так, в работе [78] показано, что в крейсерских условиях при переходе на режимы частичной тяги целесообразно раскрывать критическое сечение сопла. Это позволяет обеспечить постоянство режима работы воздухозаборника без увеличения перепусков, а также снизить кормовое сопротивление мотогондолы.

На трансзвуковых режимах ($M_\infty = 1 \dots 1,3$) рассматривается возможность применения управляемого смесителя для увеличения тяги [3]. В данном диапазоне чисел Маха полёта за счёт частичного «прикрытия» смесителем внутреннего контура ТРДД и небольшим раскрытием критического сечения сопла появляется возможность повышения температуры газа перед турбиной (на данных режимах T_r^* существенно ниже максимального значения) с сохранением положения рабочей точки на характеристике вентилятора. Таким образом, имеется возможность увеличения тяги двигателя до 15% при увеличении температуры газа перед турбиной на 70...100 градусов (рис. 7).

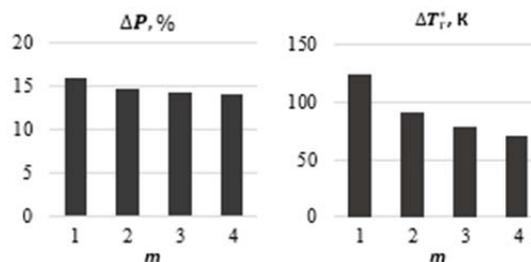


Рис. 7. Увеличение тяги и температуры газа перед турбиной ТРДД с разной степенью двухконтурности на трансзвуковом режиме за счёт управления смесителем

На взлётных режимах рассматриваются различные варианты так называемого малошумного управления взлётной тягой [7; 79; 80], которое заключается в дросселировании двигателя по определённому закону и выборе оптимальной траектории взлёта с целью снижения шума в контрольных точках «сбоку от ВПП» и «набор высоты».

Важной проблемой двигателя СПС, препятствующей достижению высоких показателей ресурса (более 2000 полётных циклов у узлов горячей части), является высокая температура рабочего тела в проточной части двигателя на сверхзвуковых режимах (в том числе на крейсерском режиме в течение 4 – 5 часов). Решение данной проблемы требует применения новых материалов, покрытий и более сложных систем охлаждения горячей части двигателя. На рис. 8 приведены приближённые уровни температур для двигателя с $m = 2,5$ в условиях $M_H = 1,8$; $H = 15$ км.

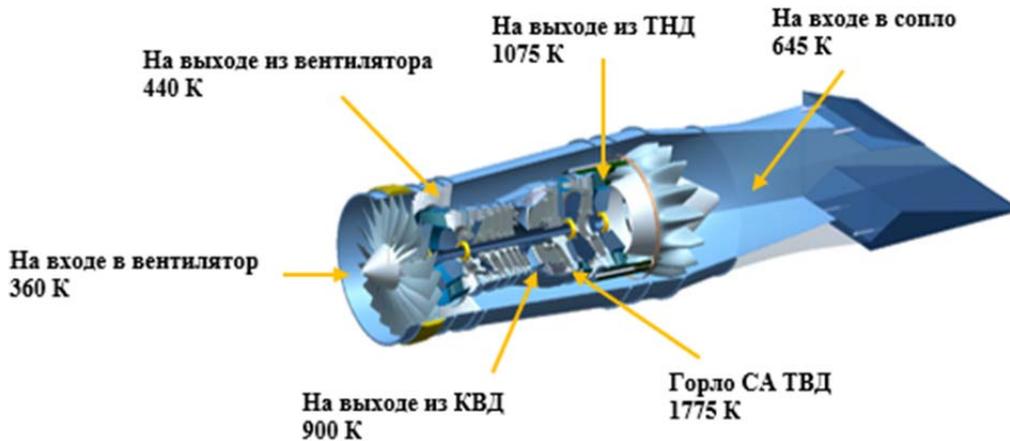


Рис. 8. Уровни температур в двигателе сверхзвукового пассажирского самолёта на крейсерском режиме

Одним из перспективных направлений в этой области сейчас является разработка деталей из высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики (ККМ) [81; 82]. Известно, что такие материалы уже применяются для изготовления деталей военных и гражданских двигателей (рис. 9). Исследования, направленные на создание деталей из ККМ для двигателей СПС, сегодня находятся на ранней стадии [3; 83]. При этом прогнозируется, что применение ККМ в горячей части двигателя СПС позволит сократить расход воздуха на охлаждение турбины, снизить её массу, а также обеспечить требования по ресурсу двигателя.

С целью более эффективного охлаждения лопаток ТВД рассматривается возможность применения воздухо-воздушных теплообменных аппаратов (ВВТ) в составе системы охлаждения турбины двигателя СПС (рис. 10) [75; 84] по аналогии с ТРДД военных сверхзвуковых самолётов [85; 86]. При этом исследуются новые виды поверхностей теплообмена, которые возможно изготовить только аддитивными методами [84; 87; 88].

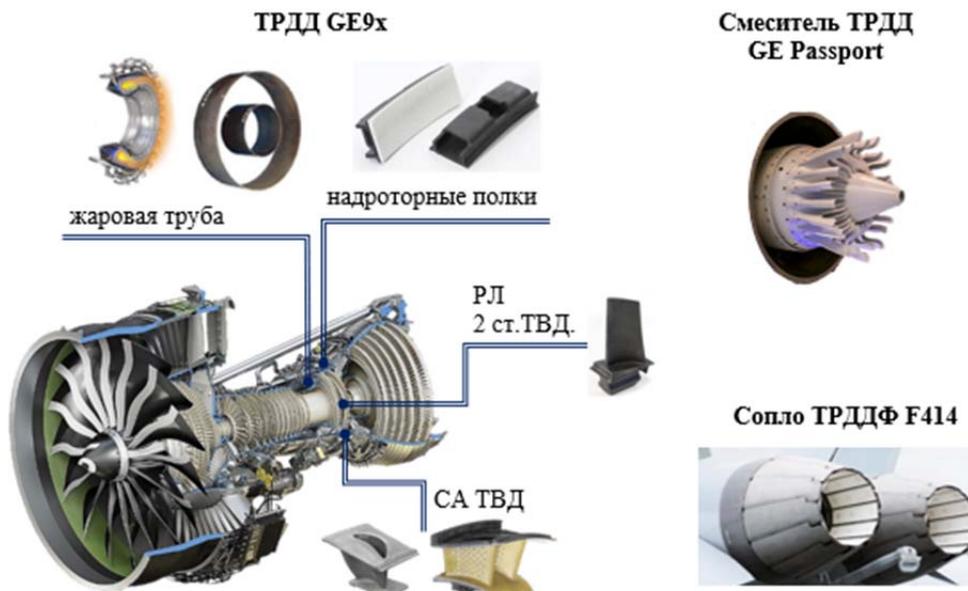


Рис. 9. Применение керамических композиционных материалов в авиационных двигателях

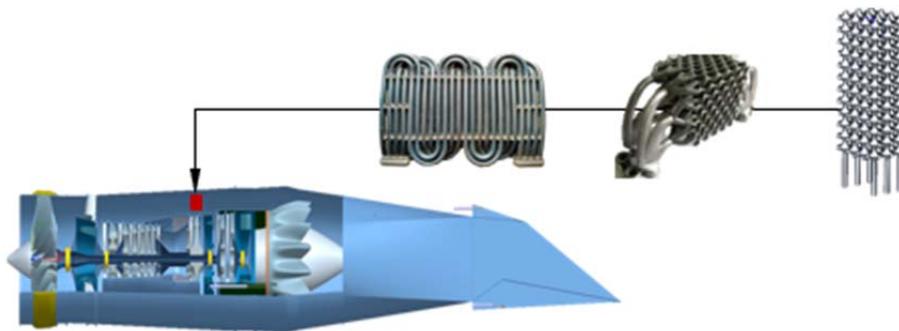


Рис. 10. Расположение и некоторые виды теплообменных аппаратов системы охлаждения турбины двигателя СПС [76; 78]

Особенности применения ВВТ в двигателе СПС заключаются в высоком влиянии потерь полного давления во втором контуре на характеристики двигателя (ввиду повышенной степени двухконтурности), а также высокими температурами как охлаждаемого, так и охлаждающего воздуха на крейсерском режиме полёта.

Помимо перечисленных для создания двигателя СПС необходимо будет решить и другие проблемы, связанные, например, с масляной системой (с учётом того, что самый теплонапряжённый режим работы масляной системы двигателя реализуется в условиях крейсерского сверхзвукового полёта в течение продолжительного времени), уплотнениями и т.д.

Заключение

Силовая установка оказывает непосредственное влияние на весь комплекс характеристик сверхзвукового пассажирского самолёта: лётно-технические, экологические и экономические. Процесс создания силовой установки сверхзвукового пассажирского самолёта сопряжён со значительными техническими рисками ввиду необходимости применения уникальных научно-технических решений. Решить эту комплексную научно-техническую задачу можно за счёт оптимального способа интеграции СУ и планера, выбора рациональных проектных параметров двигателя, разработки эффективных воздухозаборников и выходных устройств, внедрения новых материалов и технологий и т.д. в тесной кооперации со специалистами по силовой установке, планеру, материалам и др.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021 г. №075-15-2021-605).

Библиографический список

1. Краев В.М., Силуянова М.В., Тихонов А.И. Задачи создания сверхзвуковой гражданской авиации в России // СТИН. 2020. № 4. С. 2-7.
2. Щенников В.С. Перспективы разработки сверхзвуковых пассажирских самолётов // Вестник экономической безопасности. 2018. № 2. С. 369-373.
3. Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 69-78. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_69

4. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. V. 90. P. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
5. Rallabhandi S.K., Loubeau A. Summary of propagation cases of the third AIAA sonic boom prediction workshop // *Journal of Aircraft*. 2022. V. 59, Iss. 3. P. 578-594. DOI: 10.2514/1.c036327
6. Челебян О.Г., Строкин В.Н., Шилова Т.В. Оценка эмиссии вредных веществ двигателей сверхзвуковых самолётов // *Авиационные двигатели*. 2021. № 3 (12). С. 55-62. DOI: 10.54349/26586061_2021_3_55
7. Berton J.J., Jones S.M., Seidel J.A., Huff D.L. Noise predictions for a supersonic business jet using advanced take-off procedures // *The Aeronautical Journal*. 2018. V. 122, Iss. 1250. P. 556-571. DOI: 10.1017/aer.2018.6
8. Smith H. A review of supersonic business jet design issues // *The Aeronautical Journal*. 2007. V. 111, Iss. 1126. P. 761-776. DOI: 10.1017/s0001924000001883
9. Hardeman A.B., Maurice L.Q. Sustainability: key to enable next generation supersonic passenger flight // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012053
10. Мирзоян А.А., Кокорев В.П. Ключевые проблемы разработки перспективных концепций сверхзвуковых пассажирских самолётов (обзор по материалам американских публикаций) // *Двигатель*. 2011. № 2 (74). С. 16-21.
11. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Strelets D., Shevelev O., Kopiev V., Belyaev I. Candidate engines definition for future multy speed supersonic civil aircraft // 21st ISABE Conference 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea). V. 3. P. 1881-1883.
12. HISAC-T-6-26-1. Publishable Activity Report. Dassault Aviation. Issue 1. July 21, 2008. 121 p.
13. Welge H.R., Nelson C., Bonet J. Supersonic vehicle systems for the 2020 to 2035 timeframe // 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference (28 June-1 July, 2010, Chicago, Illinois). DOI: 10.2514/6.2010-4930
14. Morgenstern J., Norstrud N., Stelmack M., Skoch C. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program. NASA/CR-2010-216796. PMF-01623. August 2010. 123 p.
15. Aerion AS2. <https://www.businessjetinteriorsinternational.com/features/aerion-as2.html>
16. Spike Aerospace. <https://www.spikeaerospace.com/>
17. Boom Overture. <https://boomsupersonic.com/overture>
18. Chernyshev S.L., Gorbovsyoy V.S., Kazhan A.V., Korunov A.O. Re-entry vehicle sonic boom issue: modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation // *Acta Astronautica*. 2022. V. 194. P. 450-460. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.12.038
19. Башкиров И.Г., Гилязев Д.И., Горбовской В.С., Дементьев А.А., Иванюшкин А.К., Кажан А.В., Кажан В.Г., Карпов Е.В., Новгородцев Е.В., Шаныгин А.Н., Шенкин А.В., Фомин Д.Ю., Чернышев С.Л. Сверхзвуковой самолёт: патент РФ № 2753443; опубл. 16.08.2021; бюл. № 23.
20. Гордин М.В., Палкин В.А. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолётов // *Авиационные двигатели*. 2019. № 3 (4). С. 7-16. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_7
21. Seddon J., Goldsmith E.L. Intake aerodynamics. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985. 442 p.
22. Горбовской В.С., Кажан А.В., Кажан В.Г., Чернышев С.Л. О влиянии формы эпюры избыточного давления на громкость звукового удара // *Учёные записки ЦАГИ*. 2020. Т. 51, № 2. С. 3-17.

23. Howe D. Engine placement for sonic boom mitigation // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.2002-148
24. Коваленко В.В., Чернышев С.Л. К вопросу о снижении звукового удара // Учёные записки ЦАГИ. 2006. Т. 37, № 3. С. 53-63.
25. Почкин Я.С., Россихин А.А., Халецкий Ю.Д. Экранирование шума вентилятора фрагментом крыла // Сб. тезисов Всероссийского аэроакустического форума (20-25 сентября 2021 г., Геленджик). Вып. 2807. Жуковский: ЦАГИ, 2021. С. 35-36.
26. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолётов. Жуковский: ЦАГИ, 2002. 178 с.
27. Brezillon J., Carrier G., Laban M. Multi-Disciplinary optimization including environmental aspects applied to supersonic aircraft // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010 (September, 19-24, 2010, Nice, France).
28. Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новгородцев Е.В., Кажан А.В. Экспериментальное исследование характеристик нерегулируемого трапециевидного воздухозаборника (ВЗ) в надкрыльевой компоновке сверхзвукового гражданского самолёта (СГС) // Материалы Межотраслевой научно-технической конференции «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов» (21-22 октября 2021 г., Жуковский). М.: ЦАГИ, 2021. С. 46-48.
29. Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колток Н.Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 4. С. 7-27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27
30. Карпов Е.В., Колток Н.Г., Новгородцев Е.В. Численное исследование характеристик обтекания овального воздухозаборника в надкрыльевой компоновке сверхзвукового гражданского самолёта // Материалы Межотраслевой научно-технической конференции «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов» (21-22 октября 2021 г., Жуковский). М.: ЦАГИ, 2021. С. 45-46.
31. Slater J.W. Methodology for the design of streamline-traced external-compression supersonic inlets // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July, 28-30, 2014, Cleveland, OH). DOI: 10.2514/6.2014-3593
32. Garzon G.A. Use of a translating cowl on a SSBJ for improved takeoff performance // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 8-11, 2007, Reno, Nevada). DOI: 10.2514/6.2007-25
33. Белова В.Г., Виноградов В.А., Комратов Д.В., Степанов В.А. Характеристики воздухозаборного устройства сверхзвукового делового самолёта при имитации возмущений // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике, посвящённой 150-летию со дня рождения С.А. Чаплыгина (25-26 апреля 2019 г., п. Володарского, Московская обл.). Жуковский: ЦАГИ, 2019. С. 50-51.
34. Любимов Д.А., Кукшинова И.В., Виноградов В.А. Исследование RANS/ILES-методом особенностей течения в пространственном воздухозаборнике сверхзвукового самолёта бизнес-класса в дроссельных режимах // Теплофизика высоких температур. 2021. Т. 59, № 4. С. 576-583. DOI: 10.31857/S0040364421040153
35. Белова В.Г., Виноградов В.А., Комратов Д.В., Макаров А.О., Степанов В.А. Расчётно-экспериментальные исследования входного устройства силовой установки сверхзвукового делового самолёта // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике (01-02 марта 2018 г, д. Богданиха, Московская обл.). Жуковский: ЦАГИ, 2018. С. 55.

36. Виноградов В.А., Кусюкбаева Д.И., Степанов В.А. Сравнение расчётных и экспериментальных данных по интегральным характеристикам воздухозаборника в компоновке с корпусом сверхзвукового летательного аппарата // *Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике (01-02 марта 2018 г, д. Богданиха, Московская обл.)*. Жуковский: ЦАГИ, 2018. С. 80.

37. Виноградов В.А., Мельников Я.А., Степанов В.А. Выбор и проектирование пространственного нерегулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолёта // *Учёные записки ЦАГИ*. 2017. Т. 48, № 2. С. 24-38.

38. Виноградов В.А., Макаров А.Ю., Мелконян Н.А., Степанов В.А. Экспериментальное исследование нерегулируемого пространственного воздухозаборника сверхзвукового делового самолёта // *Учёные записки ЦАГИ*. 2017. Т. 48, № 3. С. 42-55.

39. Шорстов В.А. Воздухозаборник с изменяемой геометрией для сверхзвукового пассажирского летательного аппарата: патент РФ № 2766238; 10.02.2022; бюл. № 4.

40. Нечаев Ю.Н. Входные устройства сверхзвуковых самолётов. М.: Воениздат, 1963. 140 с.

41. Conners T.R., Howe D.C. Supersonic inlet shaping for dramatic reductions in drag and sonic boom strength // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 9-12, 2006, Reno, Nevada). DOI: 10.2514/6.2006-30

42. Conners T.R., Merret J.M., Howe D.C., Tacina K., Hirt S. Wind tunnel testing of an axisymmetric isentropic relaxed external compression inlet at Mach 1.97 design speed // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July, 8-11, 2007, Cincinnati, OH). DOI: 10.2514/6.2007-5066

43. Ибрагимов М.Р., Новиков А.П., Новиков М.П., Трифонов А.К., Юдин В.Г. Воздухозаборник сверхзвукового пассажирского самолёта: патент РФ № 196778; опубл. 16.03.2020; бюл. № 8.

44. Ибрагимов М.Р., Новиков А.П., Новиков М.П., Трифонов А.К., Юдин В.Г. Воздухозаборник сверхзвукового пассажирского самолёта: патент РФ № 196781; опубл. 16.03.2020; бюл. № 8.

45. Виноградов В.А., Степанов В.А. Воздухозаборник с изменяемой геометрией для сверхзвукового летательного аппарата (варианты): патент РФ № 2353550; опубл. 27.04.2009; бюл. № 12.

46. Conners T., Wayman T. The feasibility of high-flow nacelle bypass for low sonic boom propulsion system design // 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 27-30, 2011, Honolulu, Hawaii). DOI: 10.2514/6.2011-3797

47. Сергеев А.С., Насыров Р.А., Трифонов А.А. Самолёт S-512: реальный шаг к сверхзвуковой гражданской авиации // *Студенческий вестник*. 2019. № 27 (77), ч. 3. С. 58-59.

48. Hirt S.M, Chima R.V., Vyas M.A. Experimental investigation of a large-scale low-boom inlet concept // 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 27-30, 2011, Honolulu, Hawaii). DOI: 10.2514/6.2011-3796

49. Белова В.Г., Виноградов В.А., Комратов Д.В., Степанов В.А., Захаров Д.Л., Маслов В.П. Проработка облика интегрированного воздухозаборного устройства сверхзвукового делового/пассажирского самолёта с модифицированной схемой сжатия и двухконтурным разделителем потоков на выходе // *Сб. тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2020 (18-21 мая 2021 г., Москва, Россия)*. Т. 1. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2020. С. 107-110.

50. Белова В.Г., Виноградов В.А., Комратов Д.В., Степанов В.А. Исследования двухконтурного входного устройства для силовой установки сверхзвукового делового самолёта с двигателем изменяемого цикла // *Материалы XXX научно-технической*

конференции по аэродинамике, посвящённой 150-летию со дня рождения С.А. Чаплыгина (25-26 апреля 2019 г., п. Володарского, Московская обл.). Жуковский: ЦАГИ, 2019. С. 49-50.

51. Макаров В.Е., Шорстов В.А. Предварительное обоснование схемы силовой установки на основе регулируемого за счёт вспомогательного канала воздухозаборника внутреннего сжатия // Материалы Межотраслевой научно-технической конференции «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов» (21-22 октября 2021 г., Жуковский). М.: ЦАГИ, 2021. С. 62-63.

52. Stern A.M., Peracchio A.A. The challenge of reducing supersonic civil transport propulsion noise // 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, CA). DOI: 10.2514/6.1989-2363

53. Seiner J.M., Krejsa E.A. Supersonic jet noise and the high-speed civil transport // 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, CA, U.S.A). DOI: 10.2514/6.1989-2358

54. Smith M.J.T., Lowrie B.W., Brooks J.R., Bushell K.W. Future supersonic transport noise – lessons from the past // 24th Joint Propulsion Conference (July, 11-13, 1988, Boston, Massachusetts). DOI: 10.2514/6.1988-2989

55. Sadeghian M., Bandy M.G. Technologies for aircraft noise reduction: A review // Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering. 2019. V. 9, Iss. 1. DOI: 10.35248/2168-9792.20.9.219

56. Shenkin A.V., Mazurov A.P., Bykov A.P. Aerodynamic design of single-expansion ramp nozzle for aircraft with supersonic cruise speed of flight // Proceedings of the 29-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russia).

57. Krasheninnikov S., Mironov A., Pavlyukov E., Shenkin A., Zhitenev V. Mixer-ejector nozzles: acoustic and thrust characteristics // International Journal of Aeroacoustics. 2005. V. 4, Iss. 3-4. P. 267-288. DOI: 10.1260/1475472054771448

58. Krasheninnikov S., Mironov A., Paulukov E., Zhitenev V., Julliard J., Maingre E. An experimental study of 2-D mixer/ejector noise and thrust characteristics // 2nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (May, 06-08, 1996, State College, PA). DOI: 10.2514/6.1996-1668

59. Имаев Т.Ф., Миронов А.К., Полев А.С., Слинко М.Б. Выхлопное сопло воздушно-реактивного двигателя: патент РФ № 156534; опублик. 10.11.2015; бюл. № 31.

60. Горбовской В.С., Кажан В.Г., Кажан А.В., Шенкин А.В. Шумоглушащее сопло воздушно-реактивного двигателя: патент РФ № 2732360; опублик. 15.09.2020; бюл. № 26.

61. Bridges J., Zaman K.Q., Heberling B. Basics of mixer-ejectors for quiet propulsion // AIAA Aviation Forum 2020 (June, 15-19, 2020, Virtual). DOI: 10.2514/6.2020-2505

62. Лаврухин Г.Н. Аэродинамика реактивных сопел. Т. I. Внутренние характеристики сопел. М.: Наука. Физматлит, 2003. 376 с.

63. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 24-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36

64. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: ЦИАМ, 2010. 676 с.

65. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолётов гражданской авиации 2020...2040-х годов // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63-83. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_63

66. Евстигнеев А.А., Ланшин А.И., Почкин Я.С., Солонин В.И., Халецкий Ю.Д. Проблема шума перспективных ТРДД для дальнемагистральных самолётов // *Авиационные двигатели*. 2022. № 2 (15). С. 27-40. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_27
67. Алendarь А.Д., Викулин А.В., Грунин А.Н. Анализ параметров зарубежных турбореактивных двигателей тягой более 35 т. // *Материалы XIX Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2018»* (15-17 ноября 2018 г., Пермь). Пермь: ПНИПУ, 2018. С. 14-17.
68. Силуянова М.В., Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Разработка технического облика и исследование эффективных характеристик силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолёта // *Авиационная промышленность*. 2019. № 3-4. С. 9-14.
69. *Иностранные авиационные двигатели: справочник* / под ред. Л.И. Соркина. М.: Авиамир, 2000. 534 с.
70. *Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки (по материалам зарубежных публикаций): справочник* / под ред. Л.И. Соркина, Г.К. Ведешкина, А.Н. Князева. М.: ЦИАМ, 2010. 415 с.
71. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2005. 336 с.
72. Приложение 16. Охрана окружающей среды. Т. 1. Авиационный шум. ИКАО, 2014.
73. Якурнова К.А., Алendarь А.Д. Анализ зарубежных работ по созданию двухконтурного турбореактивного двигателя на основе базового газогенератора // *Сб. тезисов Международной молодёжной научной конференции «XLVII Гагаринские чтения 2021»* (20-23 апреля 2021 г., Москва) М.: Издательство «Перо», 2021. С. 202-203.
74. Berton J.J., Huff D.L, Geiselhart K., Seidel J.A. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies // *AIAA SciTech Forum 2020* (January, 6-10, 2020, Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2020-0263
75. Пожаринский А.А., Кузнецов В.А. Двухконтурный турбореактивный двигатель: патент РФ № 2488710; опубл. 27.07.2013; бюл. № 21.
76. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Strelets D., Shevelev O., Kopiev V., Belyaev I. Concept of prototype of near-term supersonic commercial aircraft with derivative engines based on existing cores // *24th International Society of Air Breathing Engines – ISABE 2019* (September, 22-27, 2019, Canberra).
77. Nordqvist M., Kareliusson J., Silva E.R., Kyprianidis K.G. Conceptual design of a turbofan engine for a supersonic business jet // *23-th International Society of Air Breathing Engines – ISABE 2017* (September, 03-08, 2017, Manchester).
78. Силуянова М.В., Курицына В.В., Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Влияние проектных параметров двигателя на облик и эффективные характеристики силовой установки сверхзвукового делового самолёта // *СТИН*. 2020. № 7. С. 23-27.
79. Мирзоян А.А., Халецкий Ю.Д. Управление тягой и шумом двигателей сверхзвукового пассажирского самолёта на взлёте // *Авиационные двигатели*. 2020. № 2 (7). С. 51-56. DOI: 10.54349/26586061_2020_2_51
80. Мирзоян А.А., Рябов П.А. Опыт исследований в проекте FP6 HISAC малозумных программ управления взлётной тягой СПС // *Тезисы докладов пятой открытой Всероссийской (XVII научно-технической) конференции по аэроакустике* (25-29 сентября 2017 г., Москва). Жуковский: ЦАГИ, 2017. С. 288.
81. Nakamura T., Oka T., Imanari K. Development of CMC turbine parts for aero engines // *INI Engineering Review*. 2014. V. 47, Iss. 1. P. 29-32.
82. Мезенцев М.А., Мактыбеков Б., Сеницын А.В., Ежов А.Ю., Цветков И.В., Пальчиков Д.С., Выборнов Д.И. Исследования и применение конструкционных

керамических и композиционных материалов в авиационном двигателестроении // *Машиностроение: сетевой электронный научный журнал*. 2022. Т. 9, № 1. С. 19-27. DOI: 10.24892/RIJE/20220104

83. Мезенцев М.А., Каримбаев Т.Д., Пальчиков Д.С., Сеницын А.В. Технологии создания и испытания высокотемпературных деталей из керамических композиционных материалов // *Сборник докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г., Самара)*. Т. 2. Самара: Издательство Самарского университета, 2021. С. 337-338.

84. Луковников А.В. Исследования ЦИАМ им. П.И. Баранова по обеспечению создания силовой установки сверхзвукового гражданского самолёта второго поколения // *Сборник тезисов «XLVI Академические чтения по космонавтике», посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных-пионеров освоения космического пространства (25-28 января 2022 г., Москва)*. Т. 3. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 390-392.

85. Нестеренко В.Г., Аббаварам Р.Р. Воздухо-воздушные теплообменники системы охлаждения ротора турбины высокого давления в современных авиационных турбореактивных двухконтурных двигателях // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2018. № 11 (83). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-11-1827

86. Zhuang L., Xu G., Dong B., Liu Q., Li M., Wen J. Exergetic effects of cooled cooling air technology on the turbofan engine during a typical mission // *Energies*. 2022. V. 15, Iss. 14. DOI: 10.3390/en15144946

87. Лепешкин А.Р., Светлаков А.Л., Вербанов И.С. Снижение шероховатости поверхностей и испытания на герметичность теплообменных аппаратов, изготавливаемых по аддитивной технологии // *Материалы XVII Международной научно-практической конференции «Энерго- и ресурсосбережение – XXI век» (02-04 декабря 2019 г., Орёл)*. Орёл: ОГУ им. И.С. Тургенева, 2019. С. 149-153.

88. Магеррамова Л.А., Ножницкий Ю.А., Волков С.А., Волков М.Е., Чепурнов В.Ж., Белов С.В., Вербанов И.С., Заикин С.В. Перспективы применения аддитивных технологий для создания деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей и прямоточных воздушно-реактивных двигателей // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2019. Т. 18, № 3. С. 81-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98

THE PROBLEMS OF CREATING A PROPULSION SYSTEM OF A NEW GENERATION SUPERSONIC PASSENGER AIRCRAFT (REVIEW)

© 2023

- A. D. Alendar** Engineer, Department of Aircraft Engines
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
artem.alendar@mail.ru
- A. I. Lanshin** Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher, Advisor to the General
Director for Science;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
ailanshin@ciam.ru
- A. A. Evstigneev** Head of Sector, Department of Aircraft Engines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
aevstigneev@ciam.ru

K. Ya. Yakubovsky Researcher of the Department Design Bureau of Rotary Piston Engines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
kyyakubovsky@ciam.ru

M. V. Siluyanova Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the
Department of Technologies of Production and Operation of Aircraft Engines;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru

The problems of creating a propulsion system for a new generation supersonic passenger aircraft are considered on the basis of a review of the work on the supersonic transport being carried out in the world. It is shown that the desire to achieve high flight performance and commercial effectiveness of a supersonic passenger aircraft while meeting up-to-date environmental requirements leads to contradictory technical solutions regarding the propulsion system: the location and number of engines, the scheme of the air intake and nozzle, the choice of the scheme and design parameters of the engine, the use of new high-temperature materials in the engine hot section, etc. The features of the operating conditions of the engine components of a supersonic passenger aircraft in comparison with the engines of up-to-date subsonic civil aviation aircraft and supersonic military aircraft are indicated. The calculated estimates of the influence of various technical solutions on the parameters of the supersonic passenger aircraft engine are given. Due to the complexity and multi-criterion nature of the task of creating a supersonic passenger aircraft propulsion system, its solution requires an integrated approach based on close cooperation of specialists in airframe aerodynamics, engine, etc.

Supersonic passenger aircraft; propulsion system; supersonic air intake; sound-suppression nozzle; turbofan engine; variable cycle engine; ceramic composite material

Citation: Alendar A.D., Lanshin A.I., Evstigneev A.A., Yakubovsky K.Ya., Siluyanova M.V. The problems of creating a propulsion system of a new generation supersonic passenger aircraft (review). *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 7-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28

References

1. Kraev V.M., Siluyanova M.V., Tikhonov A.I. Creation of supersonic civil aviation in Russia. *Russian Engineering Research*. 2020. V. 40, Iss. 9. P. 755-758. DOI: 10.3103/S1068798X20090063
2. Shchennikov V.S. Prospects for the development of supersonic passenger aircraft. *Vestnik of Economic Security*. 2018. No. 2. P. 369-373. (In Russ.)
3. Lanshin A.I., Komratov D.V., Postnikov A.A. The world-class research center «Supersonic» in the field of aircraft engine development. *Aviation Engines*. 2022. No. 1 (14). P. 69-78. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_69
4. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. V. 90. P. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.0033
5. Rallabhandi S.K., Loubeau A. Summary of propagation cases of the third AIAA sonic boom prediction workshop. *Journal of Aircraft*. 2022. V. 59, Iss. 3. P. 578-594. DOI: 10.2514/1.c036327.
6. Chelebyan O.G., Strokin V.N., Shilova T.V. Emission assessment of supersonic aircraft engines. *Aviation Engines*. 2021. No. 3 (12). P. 55-62. (In Russ.)
7. Berton J.J., Jones S.M., Seidel J.A., Huff D.L. Noise predictions for a supersonic business jet using advanced take-off procedures. *The Aeronautical Journal*. 2018. V. 122, Iss. 1250. P. 556-571. DOI: 10.1017/aer.2018.6
8. Smith H. A review of supersonic business jet design issues. *The Aeronautical Journal*. 2007. V. 111, Iss. 1126. P. 761-776. DOI: 10.1017/s0001924000001883
9. Hardeman A.B., Maurice L.Q. Sustainability: key to enable next generation supersonic passenger flight. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012053

10. Mirzoyan A.A., Kokorev V.P. Key problems in the development of advanced concepts of supersonic passenger aircraft (review based on American publications). *Dvigatel'*. 2011. No. 2 (74). P. 16-21. (In Russ.)
11. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Strelets D., Shevelev O., Kopiev V., Belyaev I. Candidate engines definition for future multy speed supersonic civil aircraft. *21st ISABE Conference 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea)*. V. 3. P. 1881-1883.
12. HISAC-T-6-26-1. Publishable Activity Report. Dassault Aviation. Issue 1. July 21, 2008. 121 p.
13. Welge H.R., Nelson C., Bonet J. Supersonic vehicle systems for the 2020 to 2035 timeframe. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference (28 June – 1 July, 2010, Chicago, Illinois)*. DOI: 10.2514/6.2010-4930
14. Morgenstern J., Norstrud N., Stelmack M., Skoch C. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program. NASA/CR-2010-216796. PMF-01623. August 2010. 123 p.
15. Aerion AS2. Available at: <https://www.businessjetinteriorsinternational.com/features/aerion-as2.html>
16. Spike Aerospace. Available at: <https://www.spikeaerospace.com/>
17. Boom Overture. Available at: <https://boomsupersonic.com/overture>
18. Chernyshev S.L., Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V., Korunov A.O. Re-entry vehicle sonic boom issue: modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation. *Acta Astronautica*. 2022. V. 194. P. 450-460. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.12.038
19. Bashkirov I.G., Gilyazev D.I., Gorbovskoy V.S., Dementev A.A., Ivanyushkin A.K., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Karpov E.V., Novogorodtsev E.V., Shanygin A.N., Shenkin A.V., Fomin D.Yu., Chernyshev S.L. *Sverkhzvukovoy samolet* [Supersonic aircraft]. Patent RF, no. 2753443, 2021. (Publ. 16.08.2021, bull. no. 23)
20. Gordin M.V., Palkin V.A. Concepts of aero engines for advanced civil aircraft. *Aviation Engines*. 2019. No. 3 (4). P. 7-16. (In Russ.)
21. Seddon J., Goldsmith E.L. Intake aerodynamics. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985. 442 p.
22. Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Chernyshev S.L. The influence of the overpressure signature shape on the sonic boom loudness. *TsAGI Science Journal*. 2020. V. 51, Iss. 2. P. 111-129. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2020034757
23. Howe D. Engine placement for sonic boom mitigation. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.)*. DOI: 10.2514/6.2002-148
24. Kovalenko V.V., Chernyshev S.L. On the issue of reducing sonic boom. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2006. V. 37, no. 3. P. 53-63. (In Russ.)
25. Pochkin Ya.S., Rossikhin A.A., Khaletskiy Yu.D. Ekranirovanie shuma ventilyatora fragmentom kryla. *Sb. tezisov Vserossiyskogo Aeroakusticheskogo Foruma (September, 20-25, 2021, Gelendzhik)*. Iss. 2807. Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2021. P. 35-36. (In Russ.)
26. Remeev N.Kh. *Aerodinamika vozdukhobornikov sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics of supersonic aircraft air intakes]. Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2002. 178 p.
27. Brezillon J., Carrier G., Laban M. Multi-Disciplinary optimization including environmental aspects applied to supersonic aircraft. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010 (September, 19-24, 2010, Nice, France)*.
28. Karpov E.V., Koltok N.G., Novogorodtsev E.V., Kazhan A.V. Eksperimental'noe issledovanie kharakteristik nereguliruemogo trapetsievidnogo vozdukhobornika (VZ) v nadkryl'evoy komponovke sverkhzvukovogo grazhdanskogo samoleta (SGS). *Materialy Mezhotraslevoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Sovremennye Problemy*

Aerogazodinamiki Silovykh Ustanovok Letatel'nykh Apparatov» (October, 21-22 2021, Zhukovskiy). Moscow: TsAGI Publ., 2021. P. 46-48. (In Russ.)

29. Novogorodtsev E.V., Karpov E.V., Koltok N.G. Characteristics improvement of spatial fixed-geometry air intakes of external compression based on boundary layer control systems application. *Aerospace MAI Journal*. 2021. V. 28, no. 4. P. 7-27. (In Russ.) DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27

30. Karpov E.V., Koltok N.G., Novogorodtsev E.V. Chislennoe issledovanie kharakteristik obtekaniya oval'nogo vozdukhobornika v nadkryl'evoy komponovke sverkhzvukovogo grazhdanskogo samoleta. *Materialy Mezhotraslevoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Sovremennye Problemy Aerogazodinamiki Silovykh Ustanovok Letatel'nykh Apparatov»* (October, 21-22 2021, Zhukovskiy). Moscow: TsAGI Publ., 2021. P. 45-46. (In Russ.)

31. Slater J.W. Methodology for the design of streamline-traced external-compression supersonic inlets. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (July, 28-30, 2014, Cleveland, OH). DOI: 10.2514/6.2014-3593

32. Garzon G.A. Use of a translating cowl on a SSBJ for improved takeoff performance. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (January, 8-11, 2007, Reno, Nevada). DOI: 10.2514/6.2007-25.

33. Belova V.G., Vinogradov V.A., Komratov D.V., Stepanov V.A. Kharakteristiki vozdukhobornogo ustroystva sverkhzvukovogo delovogo samoleta pri imitatsii vozmushcheniy. *Materialy XXX Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii po Aerodinamike, Posvyashchennoy 150-letiyu so Dnya Rozhdeniya S.A. Chaplygina* (April, 25-26, 2019, Moscow oblast). Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2019. P. 50-51. (In Russ.)

34. Lyubimov D.A., Kukshinova I.V., Vinogradov V.A. A RANS/ILES study of the features of the flow in the spatial air intake of a supersonic business-class aircraft in throttle modes. *High Temperature*. 2022. V. 60, Suppl. 1 P. S86-S93. DOI: 10.1134/S0018151X21040155

35. Belova V.G., Vinogradov V.A., Komratov D.V., Makarov A.O., Stepanov V.A. Raschetno-eksperimental'nye issledovaniya vkhodnogo ustroystva silovoy ustanovki sverkhzvukovogo delovogo samoleta. *Materialy XXIX Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii po Aerodinamike* (March, 01-02, 2018, Bogdanikha, Moscow oblast). Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2018. P. 55. (In Russ.)

36. Vinogradov V.A., Kussyukbaeva D.I., Stepanov V.A. Sravnenie raschetnykh i eksperimental'nykh dannykh po integral'nym kharakteristikam vozdukhobornika v komponovke s korpusom sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata. *Materialy XXIX Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii po Aerodinamike* (March, 01-02, 2018, Bogdanikha, Moscow oblast). Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2018. P. 80. (In Russ.)

37. Vinogradov V.A., Melnikov Ya.A., Stepanov V.A. Choice and design of a 3D fixed-geometry inlet for a small supersonic business aircraft. *TsAGI Science Journal*. 2017. V. 48, Iss. 2. P. 141-158. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2017021109

38. Vinogradov V.A., Makarov A.Yu., Melkonyan N.A., Stepanov V.A. Experimental investigation of a 3D fixed-geometry inlet for a supersonic business aircraft. *TsAGI Science Journal*. 2017. V. 48, Iss. 3. P. 261-276. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2017022808

39. Shorstov V.A. *Vozdukhobornik s izmenyaemoy geometriey dlya sverkhzvukovogo passazhirskogo letatel'nogo apparata* [Variable geometry air intake for supersonic passenger aircraft]. Patent RF, no. 2766238, 2022. (Publ. 10.02.2022, bull. no. 4)

40. Nechaev Yu.N. *Vkhodnye ustroystva sverkhzvukovykh samoletov* [Air intakes of supersonic aircraft]. Moscow: Voenizdat Publ., 1963. 140 p.

41. Conners T.R., Howe D.C. Supersonic inlet shaping for dramatic reductions in drag and sonic boom strength. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 9-12, 2006, Reno, Nevada)*. DOI: 10.2514/6.2006-30
42. Conners T.R., Merret J.M., Howe D.C., Tacina K., Hirt S. Wind tunnel testing of an axisymmetric isentropic relaxed external compression inlet at Mach 1.97 design speed. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July, 8-11, 2007, Cincinnati, OH)*. DOI: 10.2514/6.2007-5066
43. Ibragimov M.R., Novikov A.P., Novikov M.P., Trifonov A.K., Yudin V.G. *Vozdukhobornik sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta* [The air intake of a supersonic passenger aircraft]. Patent RF, no. 196778, 2020. (Publ. 16.03.2020; bull. no. 8)
44. Ibragimov M.R., Novikov A.P., Novikov M.P., Trifonov A.K., Yudin V.G. *Vozdukhobornik sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta* [The air intake of a supersonic passenger aircraft]. Patent RF, no. 196781, 2020. (Publ. 16.03.2020; bull. no. 8)
45. Vinogradov V.A., Stepanov V.A. *Vozdukhobornik s izmenyaemoy geometriey dlya sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata (varianty)* [Air intake with variable geometry for supersonic aircraft (versions)]. Patent RF, no. 2353550, 2009. (Publ. 27.04.2009, bull. no. 12)
46. Conners T., Wayman T. The feasibility of high-flow nacelle bypass for low sonic boom propulsion system design. *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 27-30, 2011, Honolulu, Hawaii)*. DOI: 10.2514/6.2011-3797
47. Sergeev A.S., Nasyrov R.A., Trifonov A.A. The S-512 airplane: a real step towards supersonic civil aviation. *Studencheskiy Vestnik*. 2019. No. 27 (77), part 3. P. 58-59. (In Russ.)
48. Hirt S.M., Chima R.V., Vyas M.A. Experimental investigation of a large-scale low-boom inlet concept. *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 27-30, 2011, Honolulu, Hawaii)*. DOI: 10.2514/6.2011-3796
49. Belova V.G., Vinogradov V.A., Komratov D.V., Stepanov V.A., Zaharov D.L., Maslov V.P. Development of the appearance of an integrated inlet of a supersonic business/passenger aircraft with a modified compression scheme and a two-circuit flow divider at the output. *Proceedings of the International Conference on Aviation Motors ICAM 2020 (May, 18-21, 2021, Moscow, Russia)*. Moscow: CIAM Publ., 2020. P. 107-110. (In Russ.)
50. Belova V.G., Vinogradov V.A., Komratov D.V., Stepanov V.A. Issledovaniya dvukhkornovogo vkhodnogo ustroystva dlya silovoy ustanovki sverkhzvukovogo delovogo samoleta s dvigatelem izmenyaemogo tsikla. *Materialy XXX Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii po Aerodinamike, Posvyashchennoy 150-letiyu so Dnya Rozhdeniya S.A. Chaplygina (April, 25-26, 2019, Moscow oblast)*. Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2019. P. 49-50. (In Russ.)
51. Makarov V.E., Shorstov V.A. Predvaritel'noe obosnovanie skhemy silovoy ustanovki na osnove reguliruemogo za schet vspomogatel'nogo kanala vozdukhobornika vnutrennego szhatiya. *Materialy Mezhotraslevoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Sovremennyye Problemy Aerogazodinamiki Silovykh Ustanovok Letatel'nykh Apparatov» (October, 21-22, 2021, Zhukovskiy)*. Moscow: TsAGI Publ., 2021. P. 62-63. (In Russ.)
52. Stern A.M., Peracchio A.A. The challenge of reducing supersonic civil transport propulsion noise. *25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, CA)*. DOI: 10.2514/6.1989-2363
53. Seiner J.M., Krejsa E.A. Supersonic jet noise and the high-speed civil transport. *25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, CA)*. DOI: 10.2514/6.1989-2358

54. Smith M.J.T., Lowrie B.W., Brooks J.R., Bushell K.W. Future supersonic transport noise – lessons from the past. *24th Joint Propulsion Conference (July, 11-13, 1988, Boston, Massachusetts)*. DOI: 10.2514/6.1988-2989

55. Sadeghian M., Bandpy M.G. Technologies for aircraft noise reduction: A review. *Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering*. 2020. V. 9, Iss. 1. DOI: 10.35248/2168-9792.20.9.219

56. Shenkin A.V., Mazurov A.P., Bykov A.P. Aerodynamic design of single-expansion ramp nozzle for aircraft with supersonic cruise speed of flight. *Proceedings of the 29-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 (September 7-12, 2014, St. Petersburg, Russia)*.

57. Krasheninnikov S., Mironov A., Pavlyukov E., Shenkin A., Zhitenev V. Mixer-ejector nozzles: acoustic and thrust characteristics. *International Journal of Aeroacoustics*. 2005. V. 4, Iss. 3-4. P. 267-288. DOI: 10.1260/1475472054771448

58. Krasheninnikov S., Mironov A., Paulukov E., Zitenev V., Julliard J., Maingre E. An experimental study of 2-D mixer/ejector noise and thrust characteristics. *2nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (May, 06-08, 1996, State College, PA)*. DOI: 10.2514/6.1996-1668

59. Imaev T.F., Mironov A.K., Polev A.S., Slinko M.B. *Vykhlopnoe soplo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya* [Exhaust nozzle of an aero-jet engine]. Patent RF no. 156534, 2015. (Publ. 10.11.2015, bull. no. 31).

60. Gorbovskoy V.S., Kazhan V.G., Kazhan A.V., Shenkin A.V. *Shumoglushashchee soplo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya* [Noise-suppressing nozzle of air-jet engine]. Patent RF no. 2732360, 2020. (Publ. 15.09.2020, bull. no. 26)

61. Bridges J., Zaman K.Q., Heberling B. Basics of mixer-ejectors for quiet propulsion. *AIAA Aviation Forum 2020 (June, 15-19, 2020, Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2020-2505

62. Lavrukhin G.N. *Aerodinamika reaktivnykh sopel. T. I. Vnutrennie kharakteristiki sopel* [Aerodynamics of jet nozzles. V.I. Internal characteristics of nozzles]. Moscow: Nauka. Fizmatlit Publ., 2003. 376 p.

63. Alendar A.D., Grunin A.N., Siluyanova M.V. Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designers' experience. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 24-36. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36

64. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigateley stroitel'nykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [The work of leading aircraft engine construction companies to ensure the creation of advanced aircraft engines (analytical review)]. Moscow: CIAM Publ., 2010. 676 p.

65. Palkin V.A. Review of works in the USA and Europe on aero engines for civil aircraft of 2020...2040's. *Aviation Engines*. 2019. No. 3 (4). P. 63-83. (In Russ.)

66. Evstigneev A.A., Lanshin A.I., Pochkin Ia.S., Solonin V.I., Khaletskii Iu.D. The problem of noise in promising turbofan engines for long-haul aircraft. *Aviation Engines*. 2022. No. 2 (15). P. 27-40. (In Russ.)

67. Alendar A.D., Vikulin A.V., Grunin A.N. Analiz parametrov zarubezhnykh turboreaktivnykh dvigateley tyagoy bolee 35 t. *Materialy XIX Vserossiyskoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Aerokosmicheskaya Tekhnika, Vysokie Tekhnologii i Innovatsii – 2018»* (November, 15-17, 2018, Perm). Perm: PNIPU Publ., 2018. P. 14-17. (In Russ.)

68. Siluyanova M.V., Alendar A.D., Grunin A.N. Development of technical appearance and investigation of effective characteristics of power plant of perspective supersonic passenger aircraft. *Aviation Industry*. 2019. No. 3-4. P. 9-14. (In Russ.)

69. *Inostrannyye aviatsionnyye dvigateli: spravochnik / pod red. L.I. Sorkina* [Foreign aircraft engines, 2000: Handbook]. Moscow: Aviamir Publ., 2000. 534 p.

70. *Inostrannyye aviatsionnyye dvigateli i gazoturbinnyye ustanovki (po materialam zarubezhnykh publikatsiy): spravochnik / pod red. L.I. Sorkina, G.K. Vedeshkina, A.N. Knyazeva* [Foreign aircraft engines and gas turbine power plants: handbook (based on materials of foreign publications.) / ed. by L.I. Sorkin, G.K. Vedeshkin, A.N. Knyazev]. Moscow: CIAM Publ., 2010. 415 p.
71. Zrelov V.A. *Otechestvennyye GTD. Osnovnyye parametry i konstruktivnyye skhemy: ucheb. posobie* [Domestic gas turbine engines. Basic parameters and design schemes]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 336 p.
72. Annex 16. V. I. Environmental protection - Aircraft noise. ICAO, 2014.
73. Yakurnova K.A., Alendar A.D. Analysis of foreign works on the creation of a bypass turbojet on the basis of the core engine. *Proceedings of the XLVII Gagarin Science Conference (April, 20-23, 2021, Moscow)*. Moscow: Pero Publ., 2021. P. 202-203. (In Russ.)
74. Berton J.J., Huff D.L., Geiselhart K., Seidel J.A. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies. *AIAA SciTech Forum 2020 (January, 6-10, 2020, Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2020-0263
75. Pozharinskiy A.A., Kuznetsov V.A. *Dvukhkonturnyy turboreaktivnyy dvigatel'* [Dual-flow turbojet engine]. Patent RF, no. 2488710, 2013. (Publ. 27.07.2013, bull. no. 21)
76. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Strelets D., Shevelev O., Kopiev V., Belyaev I. Concept of prototype of near-term supersonic commercial aircraft with derivative engines based on existing cores. *24th International Society of Air Breathing Engines – ISABE 2019 (September, 22-27, 2019, Canberra)*.
77. Nordqvist M., Kareliusson J., Silva E.R., Kyprianidis K.G. Conceptual design of a turbofan engine for a supersonic business jet. *23-th International Society of Air Breathing Engines – ISABE 2017 (September, 03-08, 2017, Manchester)*.
78. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Alendar' A.D., Grunin A.N. Influence of engine parameters on the power-unit performance in supersonic aircraft. *Russian Engineering Research*. 2020. V. 40, Iss. 12. P. 1048-1051. DOI: 10.3103/S1068798X20120187
79. Mirzoyan A.A., Khaletskii I.D. Take-off thrust and noise control for supersonic civil transport engines. *Aviation Engines*. 2020. No. 2 (7). P. 51-56. (In Russ.)
80. Mirzoyan A.A., Ryabov P.A. Opyt issledovaniy v proekte FP6 HISAC maloshumnykh programm upravleniya vzletnoy tyagoy SPS. *Tezisy Dokladov Pyatoy Otkrytoy Vserossiyskoy (XVII Nauchno-Tekhnicheskoy) Konferentsii po Aeroakustike (September, 25-29, 2017, Moscow)*. Zhukovskiy: TsAGI Publ., 2017. P. 288. (In Russ.)
81. Nakamura T., Oka T., Imanari K. Development of CMC turbine parts for aero engines. *IHI Engineering Review*. 2014. V. 47, Iss. 1. P. 29-32.
82. Mezentsev M.A., Myktybekov B., Sinitsyn A.V., Ezhov A.Y., Tsvetkov I.V., Palchikov D.S., Vybornov D.I. Research and application of structural ceramic and composite materials in aircraft engine. *Russian Internet Journal of Industrial Engineering*. 2022. V. 9, no. 1. P. 19-27. DOI: 10.24892/RIJIE/20220204
83. Mezentsev M.A., Karimbayev T.D., Palchikov D.S., Sinitsyn A.V. Technologies for creating and testing high-temperature parts from ceramic matrix composite. *Sbornik Dokladov Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatestroeniya» (June, 23-25, 2021, Samara)*. V. 2. Samara: Samara University Publ., 2021. P. 336-337. (In Russ.)
84. Lukovnikov A.V. Central Institute of Aviation Motors Research to ensure the creation of a power plant for a second generation supersonic civil aircraft. *Abstracts XLVI Academic Space Conference (January, 25-28, 2022, Moscow)*. V. 3. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2022. P. 390-392. (In Russ.)

85. Nesterenko V.G., Abbavaram R.R. Air-to-air heat exchangers of the high-pressure turbine rotor cooling system in modern aviation turbojet. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2018. No. 11 (83). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-11-1827

86. Zhuang L., Xu G., Dong B., Liu Q., Li M., Wen J. Exergetic effects of cooled cooling air technology on the turbofan engine during a typical mission. *Energies*. 2022. V. 15, Iss. 14. DOI: 10.3390/en15144946

87. Lepeshkin A.R., Svetlakov A.L., Verbanov I.S. Reducing surface roughness and leak testing of heat exchangers manufactured using additive technology. *Materialy XVII Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Energo- i Resursosberezhenie – XXI Vek» (December, 02-04, 2019, Orel)*. Orel: Orel State University Publ., 2019. P. 149-153. (In Russ.)

88. Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu.A., Volkov S.A., Volkov M.E., Chepurinov V.Zh., Belov S.V., Verbanov I.S., Zaikin S.V. Prospects of application of additive technologies to develop parts and components of gas turbine engines and ramjets. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 81-98. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОЛЁТА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ ЗАДАЧ

© 2023

П. Маркевич аспирант кафедры «Динамика и управление движением летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); przemek.markiewicz@mail.ru

Рассматриваются вопросы оптимизации полёта магистральных самолётов в условиях неопределённости целей и задач. На основе анализа существующего критерия выбора режима полёта рассмотрены две основные цели полёта – минимизация расхода топлива и продолжительности полёта. Исследование данного критерия позволило разработать аналитическую модель показателя эффективности с двумя частными критериями и весовым коэффициентом в качестве меры сравнительной важности между выявленными целями. Показано, что весовой коэффициент в задачах исследования лётной эффективности является мерой неопределённости задач. Рассмотрение роли весового коэффициента в целевой функции оптимизационной задачи позволило разработать эксплуатационный и траекторный методы выбора режимов полёта. Рассмотрены проблемы оптимизации крейсерского полёта и режимов изменения высоты. В работе вводится понятие оптимальной дальности крейсерского полёта в качестве критерия эшелонирования, позволяющего рационально планировать профиль полёта на различных эшелонах в условиях неопределённости задач. Порядок исследования эффективности и оптимизации полёта продемонстрирован методом математического моделирования. Результаты вычислений сопоставлены с расчётом полёта на типовых режимах, рекомендованных руководством по лётной эксплуатации. Предложенные методы исследования лётной эффективности могут быть полезны в разработке рекомендаций по эксплуатации магистральных самолётов. В работе используются методы многоцелевого подхода, исследования операций и теории принятия решений, в качестве объекта исследования был выбран дальнемагистральный самолёт Ил-96-300.

Лётная эффективность; магистральный самолёт; оптимизация режимов полёта; моделирование полёта; критерий эшелонирования; оптимальная дальность крейсерского полёта; многоцелевая постановка задачи; многокритериальная задача

Цитирование: Маркевич П. Исследование эффективности полёта магистрального самолёта в условиях неопределённости задач // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 29-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-29-40

Введение

Эффективность полёта магистральных самолётов находится в непосредственной связи с процессом рационального выбора режима полёта. Традиционно выбор режима полёта производится на основе анализа его экономического результата. Однако в исследовательских задачах динамики полёта информация об экономических условиях полёта обычно отсутствует (неопределённость целей и задач), что сказывается на достоверности и актуальности полученных результатов. Разработка методов анализа лётной эффективности магистральных самолётов является востребованным научным направлением.

Основным фактором, влияющим на эффективность полёта, является режим эксплуатации [1]. Под режимом эксплуатации понимаются параметры настройки y_x (параметры, которые устанавливаются в начале полёта, такие как основной запас топлива $m_{OЗТ}$, масса коммерческой нагрузки $m_{к.н}$, значение центровки $\bar{x}_{т,0}$ и др.) и параметры управления (режим полёта). В задачах исследования лётной эффективности режимом

полёта является набор вектор-функций (программ), однозначно описывающих состояние самолёта в каждой точке траектории L в полёте на заданную дальность L_k :

$$y(L) = [H(L), V(L), R(L)], \quad 0 \leq L \leq L_k, \quad (1)$$

где $V(L)$, $H(L)$, $R(L)$ – программы изменения соответственно скорости, высоты, режима работы двигателей.

Выбор режима в полёте на заданную дальность L_k и при заданных параметрах настройки y_x обычно производится посредством минимизации функционала полётных издержек $C(L_k, y_x, y)$ [2]:

$$C(L_k, y_x, y) = c_F \int_0^{L_k} \left[q_{\text{км}}(y) + c_I \frac{1}{V} \right] dL, \quad (2)$$

$$C(L_k, y_x, y) = \min_{y \in Y_{\text{доп}}} C(L_k, y_x, y),$$

где $q_{\text{км}}$ – километровый расход топлива; c_F – стоимость тонны топлива; $c_I = c_T/c_F$ – показатель стоимости; c_T – стоимость лётного часа; $Y_{\text{доп}}$ – множество допустимых режимов полёта.

Функционал (2) при заданных параметрах задачи зависит лишь от выбора режима полёта (1). В практике выделяют два типа основных режимов полёта [3]. *Экономические режимы* $y_{\text{эк}}$ – режимы, которые обеспечивают минимум расхода топлива вдоль всей траектории полёта. *Скоростные режимы* $y_{\text{ск}}$ – режимы, которые выполняются на максимальной скорости горизонтального полёта при режимах работы двигателей, близких к максимальным продолжительным (номинальным). Таким образом, множеством допустимых режимов полёта является множество, ограниченное экономическими и скоростными режимами: $y \in Y_{\text{доп}} = \{y : y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}\}$. Существуют две основные цели любого полёта – достижение наилучшей топливной эффективности и выполнение лётного задания за возможно минимальное время. Поэтому в лётной практике чаще всего ($c_F > 0$, $c_T > 0$) применяются *компромиссные режимы*, которые рациональным образом учитывают частные цели конкретного лётного задания.

В настоящее время функционал (2) является основным критерием выбора компромиссных режимов полёта и используется в современных системах оптимизации режимов полёта (СОПР). Данная целевая функция указывает на цели эксплуатации (снижает вопрос *неопределённости целей*), однако наличие финансовых параметров (c_F и c_I) является источником неопределённости в задачах исследования эффективности полёта. Данную неопределённость назовём *неопределённостью задач*, которая наблюдается также в других критериях выбора режимов полёта [4; 5].

Целью настоящей работы является рассмотрение функционала (2) в аналитическом виде, а также исследование условий достижения компромисса между отдельными целями полёта в условиях неопределённости задач на основе многоцелевого подхода [2]. Расчёт показателей топливной эффективности и эксплуатационных показателей выполнен по формулам, известным из динамики полёта [3; 6], на основе математической модели объекта исследования, в качестве которого был выбран дальнемагистральный самолёт Ил-96-300.

Многоцелевая постановка задачи

Исследование эффективности магистральных самолётов в условиях неопределённости задач является оптимизационной задачей при векторном критерии оптимальности. Функционал в форме (2) является двухкритериальным показателем эффективности. Пусть первый частный критерий оценивает топливную эффективность $f_1(y)$, второй – скоростную эффективность $f_2(y)$. Данные частные критерии являются непрерывными функциями от режима полёта $y(L)$ (1). Пусть данные частные критерии определены на множестве оптимальных режимов $Y_{\text{опт}}$, ограниченном экономическим и скоростным режимами, $Y_{\text{опт}} = \{y : y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}\}$, $y_{\text{эк}} < y_{\text{ск}}$. По своему характеру множество оптимальных режимов $Y_{\text{опт}}$ является множеством Парето-оптимальных альтернатив [7]. Представим эти частные критерии в нормированном виде (относительное и абсолютное нормирование) [1; 8]:

$$\bar{f}_1(y) = \frac{f_1(y) - f_1(y_{\text{эк}})}{f_1(y_{\text{ск}}) - f_1(y_{\text{эк}})}, \quad \bar{f}_2(y) = \frac{f_2(y) - f_2(y_{\text{ск}})}{f_2(y_{\text{эк}}) - f_2(y_{\text{ск}})}. \quad (3)$$

С помощью нормированных частных критериев (3) запишем выражение целевой функции как комплексного показателя эффективности режима полёта в виде линейной свёртки с весовым коэффициентом a , $0 \leq a \leq 1$ [8]:

$$F(a, y) = a \bar{f}_1(y) + (1 - a) \bar{f}_2(y). \quad (4)$$

Весовой коэффициент в выражении (4) отображает неопределённость задач поиска режима полёта. В процессе минимизации комплексного критерия (4) при значении $a = 0$ оптимальным окажется скоростной режим $F(0, y_{\text{ск}}) = 0$, при $a = 1$ – экономический $F(1, y_{\text{эк}}) = 0$. Как правило, выбор значения a осуществляется на основе дополнительной информации об условиях выполнения задачи (например, экономических), экспертных суждений или универсальных коэффициентов [8]. В условиях неопределённости каждая альтернатива из множества Парето-оптимальных альтернатив является приемлемой (рациональной), однако исследование эффективности любого самолёта требует выбора одного, рационального решения – компромиссной альтернативы. Рассмотрим минимаксную постановку задачи поиска компромиссного режима полёта в условиях неопределённости (гарантирующий метод учёта неопределённости) [2; 9]:

$$F(\tilde{a}, \tilde{y}) = \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}} F(a, y). \quad (5)$$

Таким образом, результатом поиска компромиссного режима полёта в условиях неопределённости, в предположении равной важности отдельных целей полёта (расход топлива так же важен, как и продолжительность полёта), является компромиссный режим \tilde{y} , и значение весового коэффициента \tilde{a} . Постановка задачи поиска компромиссного решения (3) – (5) является примером многоцелевой постановки задачи, разработанной В.С. Брусовым и С.А. Пиявским [1; 9 – 12].

Весовой коэффициент a в комплексном показателе эффективности (4) можно рассматривать как нормированное значение показателя стоимости c_j (значение a не

меняется вдоль траектории полёта) или как значение сравнительной важности между расходом топлива и скоростью полёта (значение a меняется вдоль траектории полёта вследствие уменьшения массы самолёта за счёт выработки топлива). Постановку задачи с $a(L) = \text{const}$ назовём *эксплуатационной*, с $a(L) = \text{var}$ – *траекторной*.

Исследование эффективности полёта, а также выбор компромиссного (оптимального) режима полёта целесообразно рассмотреть отдельно на разных его этапах [3]. Крейсерский режим предполагает выбор постоянных высоты (эшелона) и крейсерской скорости, притом полёт на различных эшелонах может выполняться на разных скоростях. Режимы набора высоты и снижения предполагают поиск оптимальных программ изменения высоты, скорости и режима работы двигателей вдоль траектории.

Постановки задачи оптимизации крейсерского полёта

В многоцелевом подходе *оптимизация крейсерского режима* предполагает поиск компромиссного крейсерского числа Маха $M_{кр}$ в полёте на фиксированной высоте (эшелоне) $H_{кр}$ и крейсерской дальности $L_{кр}$. *Оптимизация крейсерского полёта* предполагает поиск такого значения крейсерской дальности $L_{кр\text{ опт}}$, полёт на которую можно считать рациональным на заданном эшелоне $H_{кр}$. Как правило, оптимальная крейсерская дальность $L_{кр\text{ опт}}$ ограничена максимальной крейсерской дальностью $L_{кр\text{ max}}$, обусловленной располагаемым запасом топлива.

Под крейсерским режимом обычно понимают полёт с постоянным числом Маха. На фиксированной высоте и заданной дальности выбранный режим полёта детерминирует программу изменения режима работы двигателей. В анализе эффективности крейсерского полёта параметром целевой функции является масса самолёта в конце крейсерского полёта m_k (предполагается, что целевая нагрузка в полёте не изменяется). Для каждого значения $L_{кр}$ существует два характерных режима полёта: максимальной дальности $M_{мд}$ (МД) и максимального крейсирования $M_{мкр}$ (МКР). Таким образом, множество оптимальных крейсерских режимов ограничено указанными режимами: $M_{\text{опт}} = \{M : M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}\}$.

В анализе крейсерского полёта *эксплуатационным методом* для заданной крейсерской дальности $L_{кр}$ частными критериями являются потребный запас топлива $f_1(M) = m_{\text{топ}}^{\text{кр}}$ и продолжительность полёта $f_2(M) = T_{кр}$. Комплексным обобщённым показателем эффективности является линейная свёртка нормированных частных критериев, определённых на множестве оптимальных крейсерских режимов. Постановку задачи выбора крейсерского режима $M_{кр}^{\text{э}}$ и оптимизации крейсерского полёта можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} F_{кр}(a, M, L_{кр}, m_k) &= a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M), f_1(M) = m_{\text{топ}}^{\text{кр}}, f_2(M) = T_{кр}, \\ F_{кр}(\tilde{a}, M_{кр}^{\text{э}}, L_{кр}, m_k) &= \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{M_{\text{мд}} \leq M \leq M_{\text{мкр}}} F_{кр}(a, M, L_{кр}, m_k), \\ F_{кр}(\tilde{a}, M_{кр}^{\text{э}}, L_{кр\text{ опт}}, m_k) &= \max_{0 \leq L_{кр} \leq L_{кр\text{ max}}} F_{кр}(\tilde{a}, M_{кр}^{\text{э}}, L_{кр}, m_k). \end{aligned} \quad (6)$$

В анализе крейсерского полёта *траекторным методом* для заданной крейсерской дальности $L_{кр}$ частными критериями являются километровый расход топлива

$f_1(M) = q_{км}$ и величина, обратно пропорциональная скорости $f_2(M) = 1/V$, которые зависят также от текущей массы самолёта. Множество оптимальных режимов для каждого значения массы самолёта ограничено локальным крейсерским числом Маха $M_{кc}$ и максимальным значением числа Маха M_{max} : $M_{опт} = \{M: M_{кc}(m) \leq M \leq M_{max}\}$. Поскольку множество оптимальных режимов меняется вдоль траектории полёта, изменяется также значение весового коэффициента, так как решением задачи является постоянное значение числа Маха.

Таким образом, обобщённый показатель эффективности крейсерского полёта, а также постановку задачи оптимизации крейсерского полёта траекторным методом можно записать в следующем виде:

$$F_{кр}(a(L), M, L_{кр}, m_k) = \frac{1}{L_{кр}} \int_0^{L_{кр}} a \bar{f}_1(M) + (1-a) \bar{f}_2(M) dL, f_1(M) = q_{км}, f_2(M) = \frac{1}{V},$$

$$F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^T, L_{кр}, m_k) = \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{M_{кc}(m_k) \leq M \leq M_{max}} F_{кр}(a(L), M, L_{кр}, m_k), \quad (7)$$

$$F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^{\exists}, L_{кр\text{ опт}}, m_k) = \max_{0 \leq L_{кр} \leq L_{кр\text{ max}}} F_{кр}(\tilde{a}(L), M_{кр}^{\exists}, L_{кр}, m_k).$$

Более подробный алгоритм оптимизации крейсерского режима траекторным методом представлен в работе [13].

Рассмотрим задачу поиска компромиссного крейсерского режима ($L_{кр} = 3000$ км) и задачу оптимизации крейсерского полёта ($L_{кр\text{ max}} = 6000$ км) эксплуатационным и траекторным методами для самолёта Ил-96-300 (рис. 1).

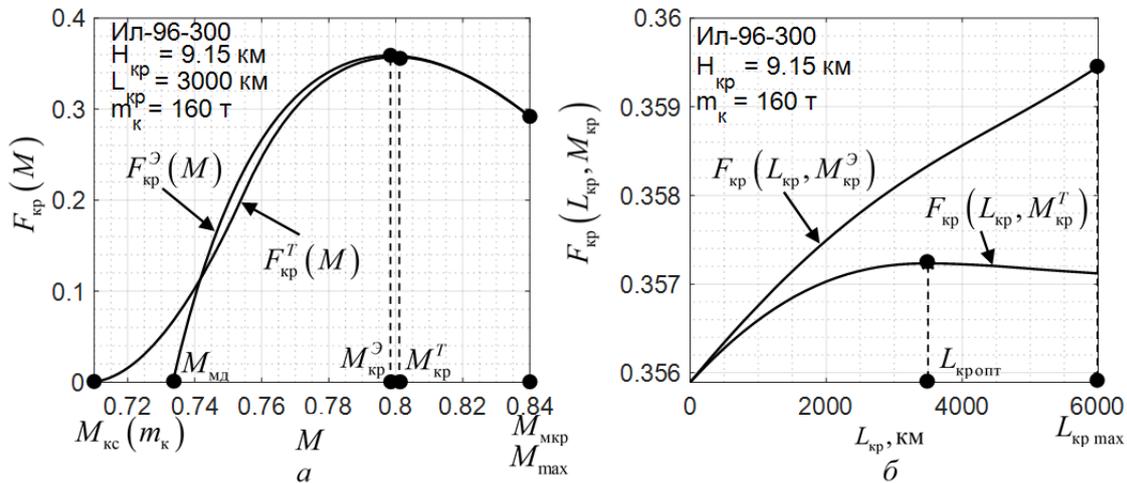


Рис. 1. Примеры решения задач эксплуатационным и траекторным методами: а – выбора компромиссного режима; б – оптимизации крейсерского полёта

Из примера выбора компромиссного режима следует, что режим, полученный траекторным методом, отличается большей крейсерской скоростью, чем полученный эксплуатационным методом, $M_{кр}^{\exists} < M_{кр}^T$ (рис. 1, а). Пример оптимизации крейсерского полёта показывает, что для каждого допустимого значения значения $L_{кр} > 0$ и m_k траекторный обобщённый показатель эффективности крейсерского полёта меньше, чем

эксплуатационный: $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^э) > F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^T)$. Оптимальной дальностью крейсерского полёта $L_{кр\text{ опт}}$ при заданных эшелоне и m_k , а также известном режиме полёта является крейсерская дальность, при которой значение обобщённого показателя эффективности крейсерского полёта $F_{кр}$ достигает максимального значения в соответствии с гарантирующим методом учёта неопределённости (5). Максимальное значение $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^э)$ достигается при максимальной дальности крейсерского полёта $L_{кр\text{ max}}$ для любого значения m_k . Однако максимальное значение $F_{кр}(L_{кр}, M_{кр}^T)$ может достигаться при значении меньше, чем $L_{кр\text{ max}}$ (рис. 1, б).

Оптимальная дальность крейсерского полёта, полученная траекторным методом, является критерием эшелонирования. Данный критерий позволяет объективно выбрать точку перехода на высший эшелон и тем самым рационально планировать полёт, что существенно улучшает топливную эффективность полёта. Свойства оптимальной дальности крейсерского полёта целесообразно рассмотреть в зависимости удельной дальности $L_{уд}$ (рис. 2, а) и удельной продолжительности $T_{уд}$ (рис. 2, б) от крейсерской дальности $L_{кр}$ для режимов МД, МКР и компромиссного режима $M_{кр}^T$. Для режима МД оптимальной крейсерской дальности нет ввиду того, что данный режим можно считать оптимальным лишь в полёте «по потолкам». В полёте «по потолкам» значение удельной дальности достигает наибольшего значения. Для режима МКР оптимальной дальностью является максимальная крейсерская дальность, при которой удельная продолжительность достигает минимального значения. Таким образом, оптимальная дальность в полёте на компромиссных режимах является следствием достижения компромисса по дальности крейсерского полёта (рис. 2).

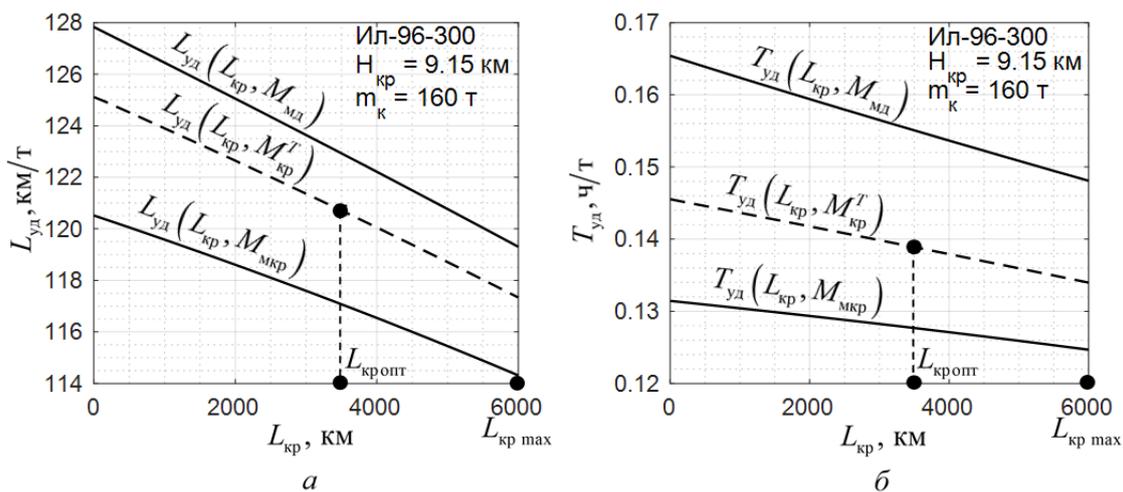


Рис. 2. Сопоставление удельной дальности (а) и удельной продолжительности (б) для режимов максимальной дальности, максимальной продолжительности и компромиссного режима

В целях исследования всего полёта необходимо использовать траекторные показатели эффективности, измеряемые в километрах. В крейсерском полёте траекторным

показателем эффективности является произведение обобщённого (безразмерного) показателя эффективности и значения дальности (6), (7):

$$\Delta F_{\text{кр}} = L_{\text{кр}} F_{\text{кр}} (M_{\text{кр}}, L_{\text{кр}}). \quad (8)$$

Постановка задачи оптимизации режимов изменения высоты

Поиск компромиссных режимов набора высоты и снижения проводится в сопряжении с крейсерским режимом. В задачах исследования эффективности полёта удобно использовать энергетические методы расчёта квазиустановившихся манёвров изменения высоты, где в качестве независимой переменной выступает энергетическая высота (удельная энергия) \bar{E} . Методы и условия вычисления экономических и скоростных режимов изменения высоты представлены в работах [3; 14].

Представим метод поиска компромиссного режима на примере манёвра набора высоты с точки начала набора высоты \bar{E}_0 до точки выхода на крейсерский режим $\bar{E}_{\text{кр}}$. Частными критериями в наборе высоты являются:

$$f_1(y, \bar{E}) = \frac{q_{\text{км}}(y, \bar{E}) - q_{\text{кмкр}}}{n_{\text{ха}}(y, \bar{E})}, \quad f_2(y, \bar{E}) = \frac{1}{n_{\text{ха}}(y, \bar{E})} \frac{V_{\text{кр}} - V}{V_{\text{кр}} V}, \quad (9)$$

где $q_{\text{кмкр}}$ – километровый расход топлива на крейсерском режиме; $V_{\text{кр}}$ – крейсерская скорость; $n_{\text{ха}}$ – тангенциальная перегрузка.

Для каждого значения \bar{E} из диапазона $\bar{E}_0 < \bar{E} < \bar{E}_{\text{кр}}$ можно вычислить параметры экономического режима $y_{\text{эк}}$ путём минимизации первого частного критерия (9), а параметры скоростного режима $y_{\text{ск}}$ – путём минимизации второго (9). Значения данных частных критериев при параметрах $y_{\text{эк}}$ и $y_{\text{ск}}$ позволяют нормировать частные критерии (9) методом (3).

Эксплуатационный и траекторный методы анализа эффективности набора высоты незначительно отличаются друг от друга (особенно в исследованиях средне- и дальнемагистральных полётов), поэтому рассмотрим лишь траекторную постановку задачи. Пусть для каждой точки траектории $\bar{E}_0 < \bar{E} < \bar{E}_{\text{кр}}$ параметрами компромиссного режима является:

$$\begin{aligned} F_{\text{н.в}}(a(\bar{E}), y(\bar{E}), \bar{E}) &= a \bar{f}_1(y, \bar{E}) + (1-a) \bar{f}_2(y, \bar{E}), \\ F_{\text{н.в}}(\tilde{a}(\bar{E}), \tilde{y}(\bar{E}), \bar{E}) &= \max_{0 \leq a \leq 1} \min_{y_{\text{эк}} \leq y \leq y_{\text{ск}}} F_{\text{н.в}}(a(\bar{E}), y(\bar{E}), \bar{E}). \end{aligned} \quad (10)$$

Траекторным показателем эффективности набора высоты является интегральный показатель (измеряется в километрах) (10):

$$\Delta F_{\text{н.в}} = \int_{\bar{E}_0}^{\bar{E}_{\text{кр}}} F_{\text{н.в}}(\tilde{a}(\bar{E}), \tilde{y}(\bar{E}), \bar{E}) d\bar{E}. \quad (11)$$

Оптимизация профиля полёта

В полёте на заданную дальность L_k с массой коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$ и с учётом аэронавигационного запаса топлива, а также запаса топлива на взлёт и посадку исследование эффективности следует проводить «от посадки до взлёта». Показателем эффективности полёта ΔF_k является сумма траекторных показателей эффективности отдельных его этапов (8), (11), в том числе смены эшелона как частного случая набора высоты:

$$\Delta F_k(H_{\text{кр max}}) = \sum_{i=1}^k (\Delta F_{\text{н.в.}})_i + \sum_{i=1}^k (\Delta F_{\text{кр}})_i + \Delta F_{\text{сн}}, \quad (12)$$

где k – количество эшелонов; $\Delta F_{\text{сн}}$ – траекторный показатель эффективности снижения.

Показатель (12) задан в функции от высоты наивысшего эшелона $H_{\text{кр max}}$ (эшелон перед снижением на посадку). По сути, каждое значение $H_{\text{кр max}}$ детерминирует различный профиль полёта. Как было показано при исследовании эффективности крейсерского полёта траекторным методом, оптимальная крейсерская дальность $L_{\text{кр опт}}$ определяет точку изменения высоты, в случае, если $L_{\text{кр опт}} < L_k$, требует эшелонирования с целью достижения заданной дальности L_k . При исследованиях эффективности полёта с фиксированным запасом топлива $m_{\text{ОЗТ}} = \text{fix}$ и свободной дальностью $L_k = \text{var}$ следует использовать обобщённый показатель эффективности F_k (12), который получается путём деления траекторного показателя на значение дальности L_k : $F_k = \Delta F_k / L_k$.

Оптимальным профилем в полёте на компромиссных режимах является такой профиль, отличающийся $H_{\text{кр max}}$, при котором обобщённый показатель эффективности достигает максимального значения:

$$F_k(\tilde{H}_{\text{кр max}}) = \max_{H_{\text{кр max}}} F_k(H_{\text{кр max}}). \quad (13)$$

Рассмотрим задачу оптимизации профиля полёта на дальность $L_k = 9500$ км при массе коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}} = 18$ т при различных высотах максимальных эшелонов (рис. 3).

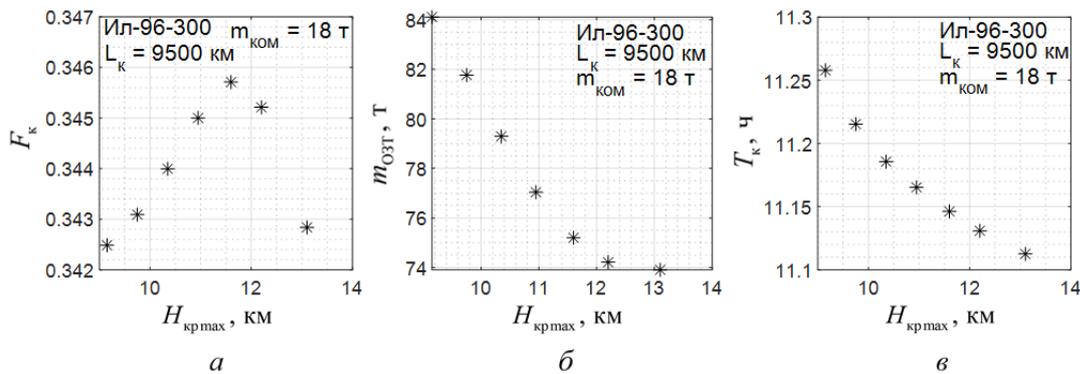


Рис. 3. Примеры исследования полёта траекторным методом:
 а – значения обобщённого показателя эффективности полёта в функции от $H_{\text{кр max}}$;
 б – зависимость основного запаса топлива от $H_{\text{кр max}}$;
 в – зависимость продолжительности полёта от $H_{\text{кр max}}$

На представленном примере видно, что с ростом $H_{кр\max}$ потребный запас топлива (рис. 3, б) и потребное время полёта (рис. 3, в) уменьшаются. Однако оптимальной максимальной высотой эшелона является $H_{кр\max} = 11,6$ км, на которой показатель $F_k(H_{кр\max})$ достигает максимального значения. Локальный максимум данного показателя связан с увеличением необходимых эшелонов полёта, что при частном эшелонировании уменьшает его эффективность. Оптимальный полёт, рассчитанный траекторным методом, требует запаса топлива $m_{OЗТ} = 75,2$ т и времени $T_k = 11,15$ ч.

На рис. 4 показаны: профили полёта (рис. 4, а) и профили скоростей (рис. 4, б) в рассматриваемой задаче. Следует отметить, что эшелонирование до границы тропосферы ($H_{кр\max} < 11$ км) приводит к тому, что с увеличением высоты эшелонов компромиссная крейсерская скорость уменьшается. Эшелонирование на высоты выше, чем граница тропосферы ($H_{кр\max} \geq 11$ км), приводит к тому, что компромиссная крейсерская скорость увеличивается.

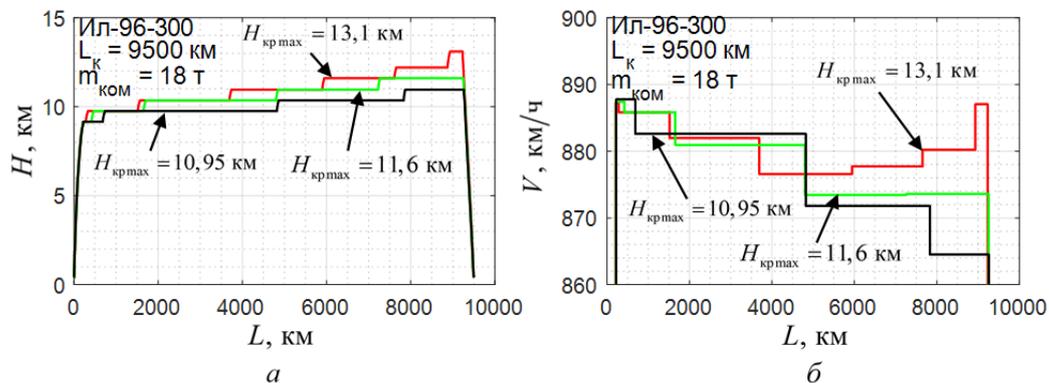


Рис. 4. Профили полёта и скорости:

а – профили полёта для выбранных $H_{кр\max}$; б – профили скорости для выбранных $H_{кр\max}$

Представленные результаты исследования полёта на заданную дальность были получены траекторным методом в условиях эшелонирования. Оптимизация полёта эксплуатационным методом не предполагает эшелонирования. Полёт на данном режиме и одной высоте эшелона $H_{кр} = 9,15$ км потребует запаса топлива $m_{OЗТ} = 82,99$ т и времени $T_k = 10,85$ ч. Также на данном эшелоне выполнение полёта на режиме МД ($a = 1$ для каждого этапа) потребует $m_{OЗТ} = 81,45$ т и $T_k = 11,78$ ч, а на режиме МКР ($a = 0$ для каждого этапа) – $m_{OЗТ} = 85,33$ т и $T_k = 10,43$ ч соответственно.

Таким образом, можно сделать вывод, что оптимизация полёта траекторным методом является более эффективной, чем эксплуатационным методом (с точки зрения топливной эффективности), а её результатом является уменьшение потребного запаса топлива на 10% при увеличении времени полёта на 2,7%.

Заключение

Были рассмотрены методы достижения компромисса между расходом топлива и скоростью полёта в условиях неопределённости задач и условий полёта магистральных самолётов. Данный компромисс был рассмотрен как компромисс между стоимостью тонны топлива и лётного часа, а также как компромисс между расходом топлива и скоростью полёта. Рассмотрение достижения компромисса в условиях изменения массы самолёта, как следствие выработки топлива, позволило выявить оптимальную даль-

ность крейсерского полёта, которая в свою очередь является объективным критерием эшелонирования. Оптимизация профиля полёта с предложенным критерием эшелонирования позволяет существенно улучшить топливную эффективность полёта, что было показано на расчётном примере.

Предложенный метод исследования эффективности полёта на компромиссных режимах может быть полезным в задачах разработки рекомендаций по эксплуатации магистральных самолётов (в том числе руководства по лётной эксплуатации). Применение предложенного метода позволяет получать оптимальные маршруты полёта, а также может оказаться полезным в задачах выбора самолёта для выполнения полётов на данных маршрутах.

Настоящая статья посвящается памяти выдающегося учёного профессора Владимира Сергеевича Брусова (1939-2020), моего наставника, учителя, друга. Без неограниченного фундаментального вклада В.С. Брусова в теорию оптимизации многоцелевых систем, без его всемерной поддержки, искреннего участия и щедрых методологических наставлений не состоялось бы моё исследование на представленную тему.

Библиографический список

1. Брусов В.С., Баранов С.К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 232 с.
2. Poles D., Nuic A., Mouillet V. Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities // Proceedings of the 29th Digital Avionics Systems Conference (October, 3-7, 2010, Salt Lake City, USA). DOI: 10.1109/dasc.2010.5655518
3. Андреевский В.В. Оценка лётно-технических характеристик самолёта. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1974. 93 с.
4. Barman J.F., Erzberger H. Fixed-range optimum trajectories for short-haul aircraft // Journal of Aircraft. 1976. V. 13, Iss. 10. P. 748-754. DOI: 10.2514/3.58706
5. Erzberger H., Lee H. Constrained optimum trajectories with specified range // Journal of Guidance and Control. 1980. V. 3, Iss. 1. P. 78-85. DOI: 10.2514/3.55950
6. Динамика полёта / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 775 с.
7. Бобронников В.Т. Системный анализ в инженерных исследованиях: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2018. 144 с.
8. Теория принятия решений. В 2 т. Т. 2: учебник и практикум для бакалавриата и магистратуры / под ред. В.Г. Халина. М.: Издательство Юрайт, 2017. 431 с.
9. Пиявский С.А. Метод универсальных коэффициентов при принятии многокритериальных решений // Онтология проектирования. 2018. Т. 8, № 3 (29). С. 449-468. DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-3-449-468
10. Пиявский С.А., Брусов В.С., Хвилон Е.А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 168 с.
11. Брусов В.С., Одноволик Ю.В. Пример оценки решений в условиях нескольких критериев эффективности // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 15-18.
12. Брусов В.С., Одноволик Ю.В. Метод оценки решений при эксплуатации технических систем в условиях неоднозначности оценки эффективности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 78-83.
13. Маркевич П. Оптимизация параметров крейсерского полёта магистрального самолёта на основе метода многоцелевого подхода // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 72-80.

14. Гревцов Н.М., Ефимов О.Е., Мельц И.О, Трубецкой А.Б. Соотношение условий оптимальности стационарного и нестационарного режимов полёта в методе сингулярных возмущений // Учёные записки ЦАГИ. 1995. Т. 26, № 1-2. С. 136-142.

SURVEY OF THE FLIGHT EFFICIENCY OF A LONG-HAUL AIRCRAFT UNDER UNCERTAINTY OF TASKS

© 2023

P. Markiewicz Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
przemek.markiewicz@mail.ru

The article considers the problem of optimizing a long-haul aircraft flight under uncertainty of objectives and tasks. Based on the analysis of the well-known flight mode selection criterion, two main objectives of the flight were identified – minimizing fuel consumption and flight endurance. The study of this criterion based on a multi-purpose approach made it possible to develop an analytical model of the performance indicator containing two objective functions and a weight coefficient as a measure of comparative importance between the identified objectives. It is shown that the weight coefficient in the tasks of flight efficiency research is a measure of the uncertainty of the tasks. Consideration of the weight coefficient role in the optimization problem objective function made it possible to develop operational and trajectory methods for selecting flight modes. In the developed statement of the problem, the problems of cruise flight optimization and climb and descent modes are considered. The paper introduces the concept of the optimal cruise range as a vertical separation criterion, which allows you to rationally design the flight path at different flight levels under the uncertainty of tasks. The procedure for researching the efficiency and optimization of flight has been conducted and demonstrated by the method of mathematical modeling. The results of optimizing the flight mode are compared with the typical flight modes recommended by the flight manual. The introduced methods of flight efficiency investigation can be helpful in developing recommendations of long-haul aircraft operation. The methods and principles of a multi-purpose approach, operations research and decision theory were used in the paper. The long-haul aircraft IL-96-300 was selected as the object of research.

Flight efficiency; long-haul aircraft; flight mode optimization; flight modeling; separation criterion; optimal cruise range; multi-purpose task statement; multi-criteria task

Citation: Markiewicz P. Survey of the flight efficiency of a long-haul aircraft under uncertainty of tasks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 29-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-29-40

References

1. Brusov V.S., Baranov S.K. *Optimal'noe proektirovanie letatel'nykh apparatov* [Aerial vehicle optimal design]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 232 p.
2. Poles D., Nuic A., Mouillet V. Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities. *Proceedings of the 29th Digital Avionics Systems Conference (October, 3-7, 2010, Salt Lake City, USA)*. DOI: 10.1109/dasc.2010.5655518
3. Andreevskiy V.V. *Otsenka letno-tekhnicheskikh kharakteristik samoleta* [Assessment of flight performance]. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1974. 93 p.
4. Barman J.F., Erzberger H. Fixed-range optimum trajectories for short-haul aircraft. *Journal of Aircraft*. 1976. V. 13, Iss. 10. P. 748-754. DOI: 10.2514/3.58706
5. Erzberger H., Lee H. Constrained optimum trajectories with specified range. *Journal of Guidance and Control*. 1980. V. 3, Iss. 1. P. 78-85. DOI: 10.2514/3.55950
6. *Dinamika poleta / pod red. G.S. Byushgensa* [Flight dynamics / ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2011. 775 p.

7. Bobronnikov V.T. *Sistemnyy analiz v inzhenernykh: ucheb. posobie* [System analysis in engineering research]. Moscow: MAI Publ., 2018. 144 p.

8. *Teoriya prinyatiya resheniy. V 2 t. T. 2: uchebnik i praktikum dlya bakalavriata i magistratury* [Decision theory. V. 2. Textbook and hands-on course for bachelor's and master's degree programs / ed. by V. G. Halin]. Moscow: Yurayt Publ., 2017. 431 p.

9. Piyavsky S.A. Method of universal coefficients for the multi-criterial decision making. *Ontology of Designing*. 2018. V. 8, no. 3 (29). P. 449-468. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2018-8-3-449-468

10. Piyavskiy S.A., Brusov V.S., Khvilon E.A. *Optimizatsiya parametrov mnogotselevykh letatel'nykh apparatov* [Optimization of multi-purpose aircraft parameters]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 168 p.

11. Brusov V.S., Odnovolik Y.V. An example of the assessment of decisions under the conditions of several criteria of efficiency. *Civil Aviation High Technologies*. 2013. No. 188. P. 15-18. (In Russ.)

12. Brusov V.S., Odnovolik Y.V. The method of assessing decisions while exploiting technical systems under the uncertainty of the assessment of the efficiency. *Civil Aviation High Technologies*. 2012. No. 175. P. 78-83. (In Russ.)

13. Markiewicz P. The cruise flight optimisation method based on multipurpose approach. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2022. No. 39. P. 72-80. (In Russ.)

14. Grevtsov N.M., Efimov O.E., Mel'ts I.O., Trubetskoy A.B. Comparison of optimality conditions of stationary and non-stationary flight modes in the singular perturbation method. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 1995. V. 126, no. 1-2. P. 136-142. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ОДНОСТЕПЕННОГО МАГНИТНОГО ПОДВЕСА РОТОРА

© 2023

- М. А. Бенедюк** студент института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; benedyuk00@bk.ru
- А. О. Ломачев** студент института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; al.lomachev@gmail.com
- Р. Р. Бадыков** доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; renatbadykov@gmail.com
- К. В. Безбородова** студент института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; krityborodova@gmail.com
- А. А. Юртаев** студент института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; don.yurtaev2016@yandex.ru

В статье представлены результаты работ по созданию экспериментальной установки, её испытанию, а также по разработке численной модели одностепенного магнитного подвеса ротора с применением осевых электромагнитов. Основной целью создания установки является проверка результатов разработанной численной конечно-элементной модели одностепенного подвеса ротора. Для экспериментальной установки разработана система автоматического управления. Собрана электросхема на базе микроконтроллера ESP32 с тактовой частотой 240 МГц и широтно-импульсной модуляцией с разрядностью 10 бит. Разработана программа пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регулятора. Подобраны коэффициенты kP , kD , kI , используемые в коде программы электронной системы управления (ПИД-регулятора). Проведено экспериментальное исследование несущей способности осевого активного магнитного подшипника при воздействии внешней осевой силы. Определена потребная мощность осевого активного магнитного подшипника. Определена максимальная несущая способность установки для подобранных коэффициентов ПИД-регулятора. Создана осесимметричная конечно-элементная модель осевого активного магнитного подшипника в программе open-source FEMM 4.2. Рассчитана несущая способность установки для заданной величины силы тока. Результаты численного моделирования сравнены с полученными экспериментальными данными. Изложены основные принципы создания и работы экспериментальной установки и её численной модели.

Магнитный подвес ротора; осевой магнит; магнитный подшипник; электронная система управления; конечно-элементная модель; FEMM 4.2

Цитирование: Бенедюк М.А., Ломачев А.О., Бадыков Р.Р., Безбородова К.В., Юртаев А.А. Разработка экспериментальной установки и численной модели одностепенного магнитного подвеса ротора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-41-50

Введение

Магнитным подвесом ротора является система опор осей, валов и других вращающихся деталей, работающая на принципе магнитной левитации, то есть опора является механически бесконтактной. Активный магнитный подшипник (АМП) – это управляемое электромагнитное устройство, которое удерживает вращающуюся часть машины (ротор) в заданном положении относительно неподвижной части (статора). Электромагниты создают электромагнитную силу, притягивающую элементы ротора [1; 2]. Магнитные силы притяжения, действующие на ротор со стороны электромагнитов, управляются с помощью электронной системы управления. Активный магнитный подвес создаёт отрицательную жёсткость, т.е. чем ближе элемент ротора к электромагниту, тем с большей силой он к нему притягивается. Поэтому для работы активного магнитного подвеса необходима система управления, которая поддерживает равновесное положение ротора при действии внешних сил [3]. Конструктивно АМП состоит из двух основных частей: электромеханической (подшипник) и электронной системы управления.

Целью создания экспериментальной установки с использованием осевого АМП является сравнение результатов численных и аналитических моделей с полученными экспериментальными данными и последующая доработка моделей. В дальнейшем планируется использование проверенных моделей для создания подвеса ротора в магнитном поле с использованием гибридных магнитных подшипников. Использование гибридных активных магнитных подшипников позволит снизить потребляемую мощность в сравнении с классической системой подвеса АМП. Это приведёт к теоретическому уменьшению массы всей системы и, как следствие, её стоимости.

Создание одностепенного магнитного подвеса ротора

Для создания активного магнитного подвеса была собрана экспериментальная установка, принципиальная схема которой показана на рис. 1.

Датчик перемещения 1 измеряет смещение подвешиваемого ферромагнитного тела 2 из заданного положения равновесия под действием внешней силы. Сигнал измерения обрабатывается регулятором 3. Усилитель мощности 4, питаемый от внешнего источника электроэнергии 5, преобразует этот сигнал в управляющий ток в обмотке электромагнита 6, который создаёт силу магнитного притяжения. Воздействие внешней силы восстанавливает нарушенное положение равновесия [3].

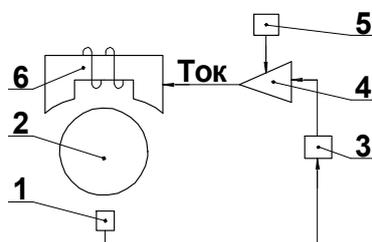


Рис. 1. Принципиальная схема работы подвеса ротора с применением одностепенного активного магнитного подшипника

Конструктивно установка представляет собой осевой магнитный подвес ротора с двумя осевыми электромагнитами (рис. 2).

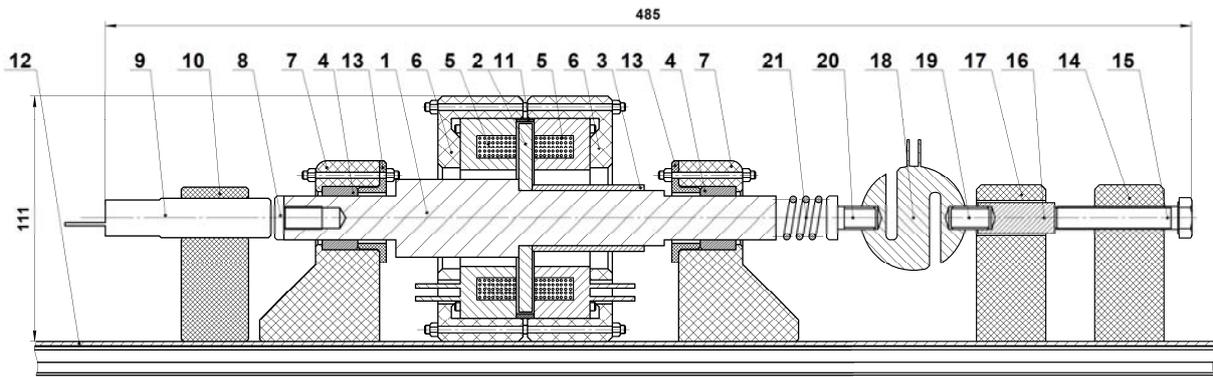


Рис. 2. Схема экспериментальной установки для исследования динамики осевого магнитного подвеса ротора

Электромеханическую часть составляют: ротор *1*, выполненный из стали 12x18н10т; диск *2*, закреплённый на роторе и выполненный из магнитного металла; втулка *3*; болт *8*; АМП *5*; опоры *6*, удерживающие АМП; проставочное кольцо *11* из алюминиевого сплава Д16; осевые подшипники скольжения *4*; опоры подшипников скольжения *7* и втулки *13*; индуктивный датчик *9* и его опора *10*; рабочий стол *12*.

На рабочий стол *12* установлена опора датчика *10*, корпуса осевых подшипников *7* и опоры магнитов *6*. Корпусные детали выполнены из пластика PLA, опоры магнитов – из пластика ABS (3D-печать). В корпусные детали установлены: индукционный датчик *9*, осевые подшипники скольжения *4* и магниты *5*. Между магнитами вставлен диск *2*, закреплённый на валу *1* с втулкой *3* и винтом *8*. Для более точной работы было принято решение делать вал и втулку из диамагнетика, чтобы они не взаимодействовали с активными магнитами. Диск и стальные корпуса магнитов изготовлены из ферромагнитного материала – электротехническая сталь 10880, т.к. благодаря ему обеспечивается заданное положение вала в осевом направлении. Винт выполнен из ферромагнитной стали для обеспечения работы индуктивного датчика. Между магнитами установлено проставочное кольцо *11* для обеспечения суммарного осевого зазора в 1 мм.

В корпус болта *14* вкручен болт *15*, который при затяжке воздействует на шток *16*, свободно перемещающийся в осевом направлении в корпусе *17*. Шток жестко связан с датчиком осевого усилия *18* посредством винтового соединения *19*. С противоположной стороны в датчик вкручен болт *20*, который воздействует на пружину *21*. При затяжке болта *14* обеспечивается постоянное усилие на ротор *1*.

Использованы два разных типа датчиков: индуктивный преобразователь перемещения ISAB A41A-43P-5-P и тензометрический датчик усилия DYLY-102S. Показания с датчика осевого усилия выводятся на внешний индикатор. При разработке активных магнитных подвесов ротора в качестве преобразователей перемещения могут быть применены как индуктивные, так и токовихревые датчики. Применение оптических датчиков ограничено в силу потенциальной возможности работы установки в грязных или агрессивных средах и поэтому в дальнейшем данный тип не рассматривался [3; 4].

Индуктивный датчик является аналоговым, но для работы необходимо преобразовывать аналоговый сигнал в цифровой при помощи внешнего аналого-цифрового преобразователя (АЦП) [5]. На первом этапе в качестве микроконтроллера использовалась плата Arduino UNO для отработки системы управления. Затем для повышения быстродействия микроконтроллера была использована микросхема ESP32 [6]. Их сравнительные характеристики приведены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение характеристик Arduino UNO и ESP32

Микроконтроллер	Тактовая частота	ШИМ
Arduino UNO	16 МГц	8-бит
ESP32	240 МГц	10-бит

Используя информацию, поступающую с датчиков положения, электронная система управляет положением ротора, изменяя ток в электромагнитах. В качестве закона управления выбран пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД-регулятор), который позволяет выбрать наиболее подходящий режим работы [7].

Пропорциональная составляющая – это разность текущего значения с датчика и установки:

$$P = \text{setpoint} - \text{input}.$$

Данная разность называется ошибкой управления (насколько далеко находится система от заданного значения). Чем больше ошибка, тем больше будет управляющий сигнал. Однако если система пришла к заданной величине, то ошибка равна нулю, а следовательно управляющий сигнал также равен нулю. В результате этого «пропорциональная» составляющая не сможет привести систему к равновесному состоянию.

Интегральная составляющая I суммирует в саму себя ту же самую ошибку, разность текущего и заданного значения, умноженную на период дискретизации системы (на время, прошедшее с предыдущего расчета dt):

$$I = I + (\text{setpoint} - \text{input}) \cdot dt.$$

Дифференциальная составляющая D представляет собой разность текущей и предыдущей ошибки, поделённую на время между измерениями dt . Дифференциальная составляющая реагирует на изменение сигнала с датчика: чем сильнее происходит это изменение, тем большее значение прибавляется к общей сумме. Данная составляющая предназначена для быстрых систем из-за своей способности регулировать резкость компенсации [3; 7; 8].

$$D = \frac{\text{setpoint} - \text{input} - \text{prevErr}}{dt};$$

$$\text{prevErr} = \text{err}.$$

Настройка ПИД-регулятора происходит «вручную» подбором коэффициентов kP , kD , kI , определённых в коде программы электронной системы управления. Коэффициенты считаются подобранными, если ротор устанавливается в равновесное состояние по прошествии заданного временного интервала. В результате настройки ротор установки при её запуске перемещается в состояние равновесия менее чем за 1 секунду. Перед началом работы установки происходит автоматическое определение равновесного положения ротора. Прописан алгоритм, который предварительно перед запуском основного цикла работы установки получает значения крайних точек и рассчитывает необходимые коэффициенты для того, чтобы устранить погрешность, связанную со смещением датчика.

В зависимости от положения вала установки с индукционного датчика на управляющую плату поступает сигнал в диапазоне от 2 до 10 В. Управляющая плата не способна считывать такое напряжение, для этого установлен делитель напряжения, который позволяет обработать весь диапазон положений вала. Полученный результат отправляется в ПИД-регулятор. Основываясь на значениях коэффициентов, генерируется значение, которое отправляется на магниты при помощи широтно-импульсной модуляции (ШИМ). ШИМ – это процесс управления мощностью методом пульсирующего включения и выключения потребителя энергии [9; 10].

Управляющий сигнал с платы поступает на полевой транзистор (MOSFET) P60NF06, тем самым позволяя напряжению с блока питания поступить на магнит. Ввиду того, что максимальное напряжение, которое способна подать плата ESP32 – 3.3 В, слишком мало для открытия полевого транзистора, в схему включен транзистор 2N3904. Управляющий сигнал с платы поступает на транзистор 2N3904, который, в свою очередь, открывает затвор у полевого транзистора P60NF06.

Управляющий сигнал изначально подаёт половину тока (ток смещения) на магниты, в случае перемещения вала (отклонения от положения равновесия под действием внешних сил) ток смещения на одном из электромагнитов уменьшается, а на другом возрастает на такую же величину для возвращения вала на исходную позицию [8]. Электронная схема системы управления установки представлена на рис. 3.

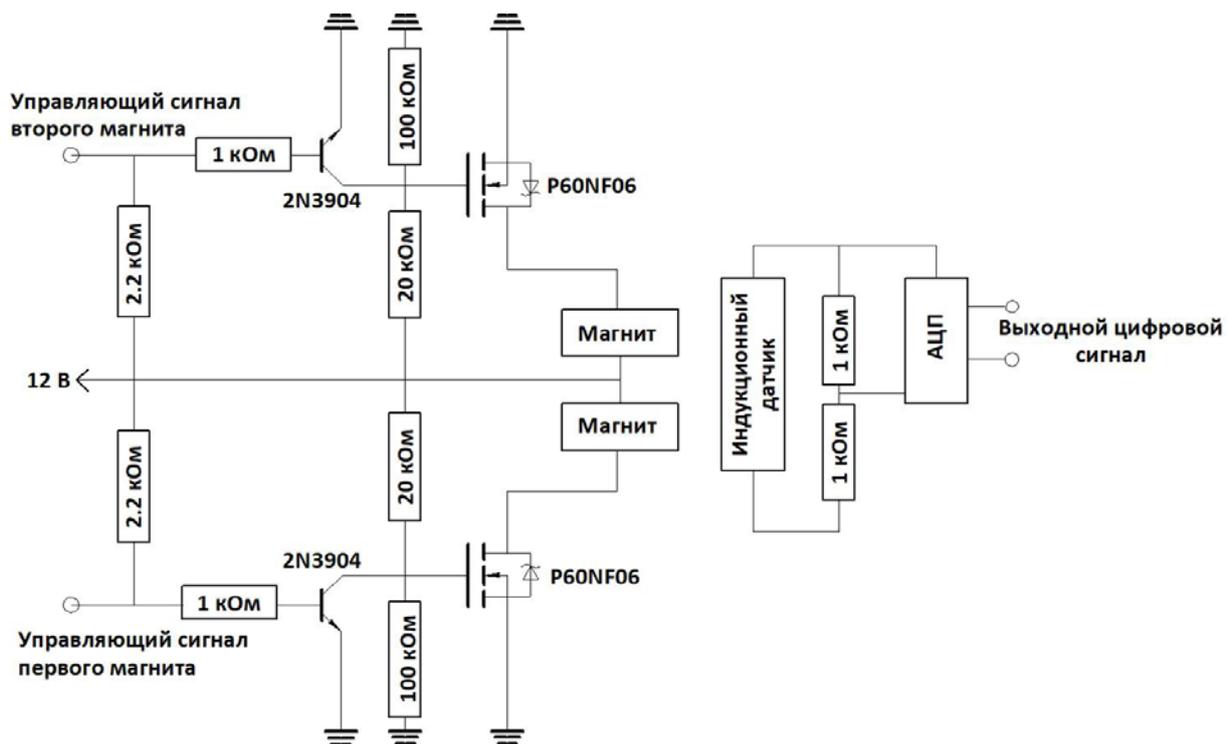


Рис. 3. Электронная схема системы управления экспериментальной установки

Ввиду того, что внешняя сила направлена справа налево, в соответствии с рис. 2 нагружается только один из электромагнитов (электромагнит 2 притягивает диск ротора к себе, сопротивляясь воздействию внешней силы), а затрачиваемая мощность другого магнита с увеличением внешнего усилия уменьшается (электромагнит 1 на рис. 4 и нижний в КЭ модели на рис. 5 соответственно). Следовательно сравниваться будут параметры с тягового магнита 2.

Создание конечно-элементной модели одностепенного магнитного подвеса ротора

Конечно-элементная модель осевого АМП была создана в программном обеспечении open source FEMM 4.2 (программа для решения задач методом конечных элементов по теории электромагнитного поля). В результате эксперимента для различных значений задаваемой осевой внешней силы замерены необходимые величины силы тока на каждом из активных магнитов. Полученные величины силы тока заданы как граничные условия для конечно-элементной модели. Также заданы следующие характеристики: количество витков – 118, диаметр медной проволоки – 0,511 мм, материал проволоки – медь, материал корпуса – M19 Steel (отечественный аналог – электротехническая сталь 10880). Конечно-элементная модель электромагнита, представленная на рис. 4, является осесимметричной, двухмерной. Зазор между диском и магнитами 1 мм с каждой стороны как в созданной численной модели, так и на экспериментальной установке. Модель состоит из 6300 элементов. После определения параметров численной модели был произведен расчёт несущей способности осевого активного магнитного подшипника.

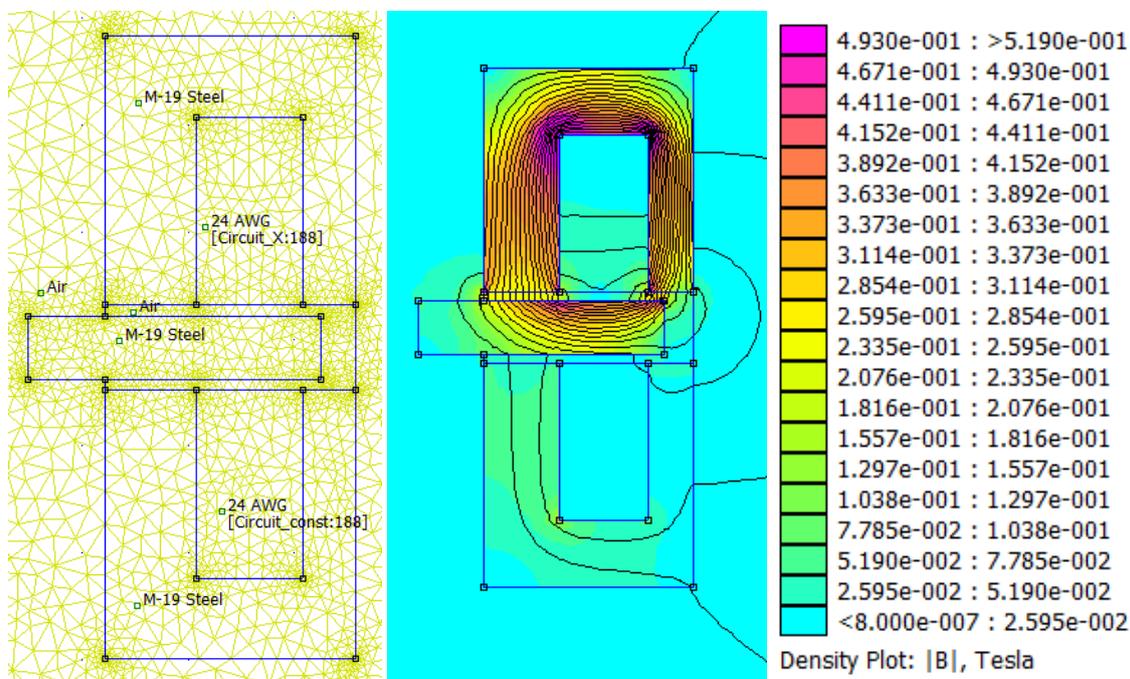


Рис. 4. Конечно-элементная модель одностепенного магнитного подвеса ротора и распределение магнитной индукции

Сравнение результатов расчёта и экспериментальных данных

При проведении эксперимента задавалось различное значение осевого усилия посредством пружинного механизма. Для каждой точки заданного осевого усилия после завершения переходного процесса определялись как общее напряжение и сила тока, подаваемые с блока питания, так и напряжения и сила тока на каждом из электромагнитов. Сравнение полученных данных приведено в табл. 2 и на рис. 5.

Таблица 2. Сравнение рассчитанных и экспериментальных данных 2-го (тягового) электромагнита

Параметр	Значение					
Экспериментальные данные						
Несущая способность, Н (кг)	9,81 (1)	19,52 (1,99)	29,63 (3,02)	39,24 (4)	49,15 (5,01)	59,15 (6,03)
Суммарная сила тока, А	0,88	1,21	1,49	1,7	1,88	2,09
Суммарное напряжение, В	12	12	12	12	12	12
Мощность суммарная, Вт	10,56	14,52	17,88	20,4	22,56	25,08
Сила тока на 1-м АМП, А	0,04	0,03	0,03	0,03	0,03	0,02
Напряжение на 1-м АМП, В	0,19	0,17	0,16	0,15	0,14	0,14
Мощность 1-го АМП, Вт	0,0076	0,0051	0,0048	0,0045	0,0042	0,0028
Сила тока на 2-м АМП, А	0,94	1,34	1,66	1,9	2,11	2,34
Напряжение на 2-м АМП, В	3,36	4,72	5,86	6,7	7,5	8,29
Мощность 2-го АМП, Вт	3,16	6,32	9,73	12,73	15,83	19,47
Расчётные данные						
Несущая способность, Н	10,21	20,83	32,08	42,02	51,86	63,83
Сила тока на 2-м АМП, А	0,94	1,34	1,66	1,9	2,11	2,34
Напряжение на 2-м АМП, А	3,34	4,76	5,9	6,75	7,5	8,29
Мощность 2-го АМП, Вт	3,14	6,38	9,79	12,83	15,82	19,46
Сравнение						
Разница осевого усилия, %	4,04	6,71	8,14	7,08	5,52	7,90
Разница потребной мощности, %	0,57	0,90	0,68	0,79	0,01	0,04

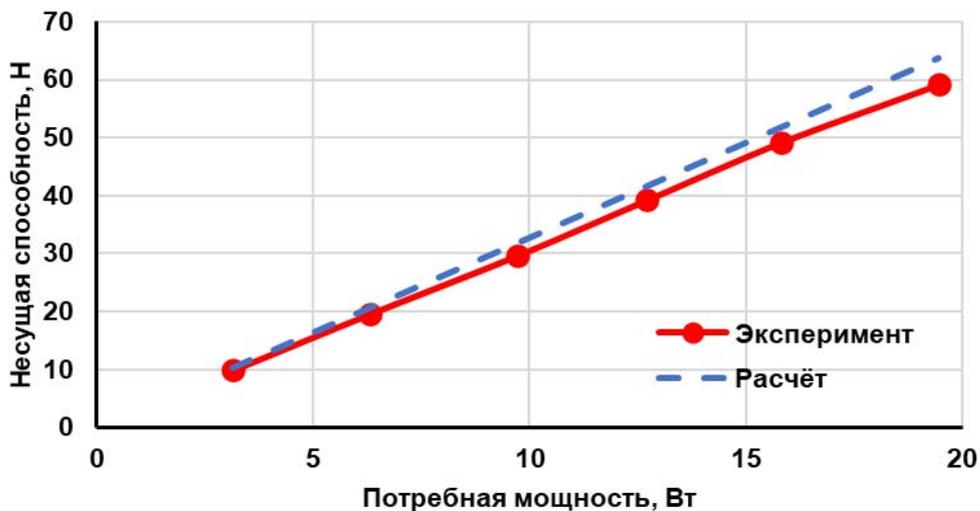


Рис. 5. Сравнение экспериментальной и расчётной несущей способности осевого активного магнитного подшипника

Установлено, что разница между результатами расчёта и полученными экспериментальными данными не превысила 10% по несущей способности, что объясняется погрешностями в изготовлении пластиковых опор для электромагнитов (магниты располагаются под углом к диску ротора). Разница между расчётной потребной мощностью и фактически замеренной на установке не превысила 1%. Также наблюдается падение напряжения на магните I при увеличении внешней силы, что соответствует принципу работы системы автоматического управления. Результаты исследования позволяют в дальнейшем использовать метод конечных элементов и программу FEMM 4.2 для решения задач по исследованию и созданию гибридных магнитных подшипников для подвески ротора.

Заключение

Создана экспериментальная установка одноступенного магнитного подвеса ротора с применением активных магнитных подшипников. Написана программа ПИД-регулятора, разработана и собрана электронная цепь, которая позволяет управлять напряжением, подаваемым на магниты. Время, которое потребовалось на выполнение одной итерации программы, составило 112 мкс. Соответственно частота работы микроконтроллера с управляющей программой составила 9 кГц. Мощность, потребляемая магнитами в режиме покоя, составила 3 Вт.

В результате проделанной работы создана установка для исследования несущей способности одноступенного магнитного подвеса ротора со следующими характеристиками: несущая способность 6,5 кг; суммарная масса установки 8,5 кг; габаритные размеры 485 и 111 мм.

С использованием программы FEMM 4.2 произведён расчёт модели магнитного подвеса для замеренных величин силы тока. Установлено, что разница между результатами расчёта и полученными экспериментальными данными не превысила 10% по несущей способности и 1% по потребной мощности. Результаты исследования позволяют в дальнейшем использовать метод конечных элементов с заданными настройками и программу FEMM 4.2 для решения задач по исследованию и созданию гибридных магнитных подшипников для подвески ротора.

Библиографический список

1. Казаков Л.А. Электромагнитные устройства РЭА: справочник. М.: Радио и связь, 1991. 352 с.
2. Солнышкин Н.И. Теоретические основы электротехники. Моделирование электромагнитных полей. Псков: Издательство ПсковГУ, 2013. 64 с.
3. Журавлёв Ю.Н. Активные магнитные подшипники: Теория, расчёт, применение. СПб: Политехника, 2003 206 с.
4. Макриденко Л.А., Сарычев А.П., Абдурагимов А.С., Верещагин В.П., Рогоза А.В. Методы проектирования систем электромагнитных подшипников в АО Корпорация «ВНИИЭМ» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2016. Т. 152, № 3. С. 3-14.
5. Yu J., Zhu Ch. A sensor-fault tolerant control method of active magnetic bearing in flywheel energy storage system // Proceedings of the IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC) (October, 17-20, 2016, Hangzhou, China). DOI: 10.1109/VPPC.2016.7791595
6. Spece H., Fittro R., Knospe C. Optimization of axial magnetic bearing actuators for dynamic performance // Actuators. 2018. V. 7, Iss. 4. DOI: 10.3390/act7040066
7. Изосимова Т.А., Евдокимов Ю.К. Методика проектирования активного магнитного подвеса в составе роторной машины с автоматической системой управления // Материалы XI Всероссийской научно-технической конференции «Информационные технологии в электротехнике и электроэнергетике» (08 июня 2018 г., Чебоксары). Чебоксары: Чувашский государственный университет имени И.Н. Ульянова, 2018. С. 98-101.
8. Whitlow Z.W., Fittro R.L., Knospe C.R. Dynamic performance of segmented active magnetic thrust bearings // IEEE Transactions on Magnetics. 2016. V. 52, Iss. 11. DOI: 10.1109/TMAG.2016.2587700
9. Амосков В.М., Андреев Е.Н., Беляков В.А., Васильев В.Н., Васильева О.С., Дёмина А.А., Капаркова М.В., Кухтин В.П., Ламзин Е.А., Ланцетов А.А.,

Ланцетов В.А., Ларионов М.С., Неженцев А.Н., Родин И.Ю., Самойлов С.К., Сычевский С.Е., Фирсов А.А., Шатиль Н.А. Разработка систем контроля рабочего зазора магнитных подвесов левитационного транспорта // Транспортные системы и технологии. 2016. Т. 2, № 2. С. 39-42. DOI: 10.17816/transsyst20162239-42

10. Rossi M., Dezza F.C., Mauri M., Carmeli M.S., Braghin F. Rotor position estimation in a large air gap active magnetic bearing // Proceedings of the 11th IEEE International Conference on Compatibility, Power Electronics and Power Engineering (CPE-POWERENG) (April, 4-6, 2017, Spain). P. 258-263. DOI: 10.1109/CPE.2017.7915179

DEVELOPMENT OF AN EXPERIMENTAL PLANT AND A NUMERICAL MODEL OF AN AXIAL MAGNETIC ROTOR SUSPENSION

© 2023

- M. A. Bedyuk** Student of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; benedyuk00@bk.ru
- A. O. Lomachev** Student of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; al.lomachev@gmail.com
- R. R. Badykov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; renatbadykov@gmail.com
- K. V. Bezborodova** Student of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kriyborodova@gmail.com
- A. A. Yurtaev** Student of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; don.yurtaev2016@yandex.ru

This article presents the results of the work on the creation of an experimental plant, its testing, as well as the development of a computational model of a rotor magnetic suspension with the use of axial electromagnets. The main purpose of producing the plant was to test the results of the developed numerical finite element model. An automatic control system was developed for the experimental installation. The electrical circuit was assembled on the basis of a ESP32 microcontroller with a clock frequency of 240 MHz and a PWM with a capacity of 10 bits. A PID-regulator program was developed. The coefficients kP , kD , kI used in the code of the electronic control system program (PID-controller) were selected. An experimental study of the bearing capacity of the axial active magnetic bearing under the influence of an external axial force was conducted. The required power of the axial active magnetic bearing was determined. The maximum load-bearing capacity of the installation for the selected coefficients of the PID-controller was determined. An axisymmetric finite-element model of the axial active magnetic bearing was created in the open-source program FEMM 4.2. The load-bearing capacity of the installation for a given current intensity value was calculated. The results of the numerical modelling were compared with the experimental data obtained. The basic principles of creation and operation of the experimental plant and its numerical model are outlined.

Rotor magnetic suspension; axial magnet; magnetic bearing; electronic control system; finite element model; FEMM 4.2

Citation: Bedyuk M.A., Lomachev A.O., Badykov R.R., Bezborodova K.V., Yurtaev A.A. Development of an experimental plant and a numerical model of an axial magnetic rotor suspension. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-41-50

References

1. Kazakov L.A. *Elektromagnitnye ustroystva REA: spravochnik* [Electromagnetic devices in electronics: Handbook]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1991. 352 p.
2. Solnyshkin N.I. *Teoreticheskie osnovy elektrotehniki. Modelirovanie elektromagnitnykh poley* [Theoretical foundations of electrical engineering. Simulation of electromagnetic fields]. Pskov: Pskov State University Publ., 2013. 64 p.
3. Zhuravlev Yu.N. *Aktivnye magnitnye podshipniki: Teoriya, raschet, primeneniye* [Active magnetic bearings: Theory, calculation, application]. SPB: Politekhnik Publ., 2003. 206 p.
4. Makridenko L.A., Sarychev A.P., Abduragimov A.S., Vereshchagin V.P., Rogoza A.V. VNIEM methods for electromagnetic bearing design. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2016. V. 152, no. 3. P. 3-14. (In Russ.)
5. Yu J., Zhu Ch. A sensor-fault tolerant control method of active magnetic bearing in flywheel energy storage system. *Proceedings of the IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC) (October, 17-20, 2016, Hangzhou, China)*. DOI: 10.1109/VPPC.2016.7791595
6. Spece H., Fittro R., Knospe C. Optimization of axial magnetic bearing actuators for dynamic performance. *Actuators*. 2018. V. 7, Iss. 4. DOI: 10.3390/act7040066
7. Izosimova T.A., Evdokimov Yu.K. Metodika proektirovaniya aktivnogo magnitnogo podvesa v sostave rotornoy mashiny s avtomaticheskoy sistemoy upravleniya. *Materialy XI Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Informatsionnye Tekhnologii v Elektrotekhnike i Elektroenergetike» (June, 08, 2018, Cheboksary)*. Cheboksary: Chuvash State University, 2018. P. 98-101. (In Russ.)
8. Whitlow Z.W., Fittro R.L., Knospe C.R. Dynamic performance of segmented active magnetic thrust bearings. *IEEE Transactions on Magnetics*. 2016. V. 52, Iss. 11. DOI: 10.1109/TMAG.2016.2587700
9. Amoskov V.M., Andreev E.N., Belyakov V.A., Vasiliev V.N., Vasilieva O.S., Dyomina A.A., Kaparkova M.V., Kukhtin V.P., Lamzin E.A., Lantzetov A.A., Lantzetov V.A., Larionov M.S., Nezhentzev A.N., Rodin I.Y., Samoilov S.K., Sytchevsky S.E., Firsov A.A., Shatil N.A. Dynamic measurements of train-to-track air gap for levitated transport. *Transportation Systems and Technology*. 2016. V. 2, no. 2. P. 39-42. (In Russ.). DOI: 10.17816/transsyst20162239-42
10. Rossi M., Dezza F.C., Mauri M., Carmeli M.S., Braghin F. Rotor position estimation in a large air gap active magnetic bearing. *Proceedings of the 11th IEEE International Conference on Compatibility, Power Electronics and Power Engineering (CPE-POWERENG) (April, 4-6, 2017, Spain)*. P. 258-263. DOI: 10.1109/CPE.2017.7915179

ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ ТРАНСЗВУКОВОЙ СТУПЕНИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УЧЁТА ВЛИЯНИЯ ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА НА РАБОТУ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

© 2023

В. Л. Блинов кандидат технических наук, доцент кафедры «Турбины и двигатели»;
Уральский федеральный университет, г. Екатеринбург;
v.l.blinov@urfu.ru

И. С. Зубков магистрант кафедры «Турбины и двигатели»;
Уральский федеральный университет, г. Екатеринбург;
lamqtada@gmail.com

Представлены результаты одного из этапов создания модели оценки и прогнозирования изменений рабочих характеристик осевого компрессора вследствие эрозионного износа, связанного с построением и верификацией численной модели трансзвуковой компрессорной ступени для обоснования возможности её применения при расчёте различных степеней эрозионного износа лопаток. Отмечены основные подходы к моделированию турбулентных течений, их области применения и основные особенности, связанные с качеством моделирования трёхмерных потоков в проточной части турбомашин. Описаны параметры и настройки расчётной модели, для которой представлено сравнение результатов расчёта с экспериментальными данными, а также с результатами других исследователей. Показана точность модели при расчёте интегральных характеристик ступени и качество моделирования локальных процессов. Отмечены возможности доработки модели с целью повышения качества результатов.

Газотурбинная установка; осевой компрессор; лопаточный аппарат; дефекты; численное моделирование; верификация

Цитирование: Блинов В.Л., Зубков И.С. Верификация расчётной модели трансзвуковой ступени для решения задач учёта влияния эрозионного износа на работу осевого компрессора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 51-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-51-62

Введение

Газотурбинные установки (ГТУ) получили широкое распространение в различных отраслях промышленности и на транспорте, в связи с чем задачи по поддержанию технического состояния их узлов и элементов, а также обеспечение эффективного технического обслуживания и качественных ремонтов имеют высокий приоритет. На сегодняшний день данные задачи все чаще решаются с помощью различных цифровых систем диагностики, позволяющих со сравнительно высокой точностью оценивать техническое состояние различных элементов и прогнозировать развитие дефектов. Основой таких систем становятся, как правило, статистические данные и сведения из эксплуатации конкретных установок. С учётом развития электронно-вычислительных мощностей и численных методов ещё одним способом наполнения подобных систем становится использование CFD-методов.

Использование методов вычислительной газодинамики позволяет существенно упростить процесс получения результатов, снизить временные затраты на проведение работ, а также исследовать такие режимы работы или состояния оборудования, при которых эксплуатация ГТУ невозможна, например, при наличии различных дефектов проточной части осевого компрессора. Тогда наиболее важным этапом будет являться выбор таких параметров расчётной модели, которые обеспечат не только хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных, но и высокое качество моделирова-

ния локальных процессов. В ином случае будет невозможно установить, является ли какое-либо отклонение расчётной характеристики от номинальных значений проявлением дефекта или погрешностью модели. Дополнительно к этому совокупный анализ интегральных характеристик и локальных аэродинамических явлений позволит установить механизм проявления дефекта. В настоящей работе приведены результаты этапа исследования, связанного с построением и верификацией численной модели трансзвуковой компрессорной ступени для обоснования возможности её применения в описанном направлении.

Обзор подходов к моделированию турбулентных течений

Существует три основных подхода к проведению численных исследований течения потоков жидкости, классифицируемых по способу разрешения основных уравнений. В частности, в последние годы все большее применение находят подходы к моделированию турбулентности, базирующиеся на первых принципах аэродинамики: метод прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation) и метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation). Оба данных подхода предъявляют высокие требования к вычислительным ресурсам. Так, для расчёта турбулентности вдали от стенок число ячеек сеточной модели увеличивается с ростом числа Рейнольдса: для подхода DNS пропорционально $Re^{2,25}$, а для подхода LES – $Re^{0,4}$ в области свободных течений и $Re^{1,8}$ вблизи стенок [1]. Поэтому данные методы нашли ограниченное применение в основном в фундаментальных исследованиях, целью которых является получение детальной информации о структуре и основных закономерностях турбулентности. Третьим подходом является метод осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes), наиболее распространённый на сегодняшний день практически во всех инженерных расчётах, что связано прежде всего с более низкими требованиями к вычислительным ресурсам.

В подходе RANS используются осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса для описания турбулентных течений: случайно изменяющиеся характеристики потока (скорость, давление, плотность) заменяются суммами осреднённых и пульсационных составляющих [2]. Особенность уравнений данного метода (по сравнению с исходными уравнениями Навье-Стокса) заключается в появлении новых неизвестных функции, характеризующих турбулентные напряжения. Система уравнений Рейнольдса содержит шесть неизвестных и оказывается незамкнутой, в связи с чем для её решения приходится привлекать дополнительную информацию. Весьма существенным при этом является то обстоятельство, что напряжения Рейнольдса являются случайными величинами, поэтому в расчётах используют статистические данные об их величине – модели турбулентности, которые получают путём анализа результатов эксперимента. Данный факт определяет главный недостаток такого подхода – отсутствие «универсальной модели турбулентности», так как каждая модель имеет свою конкретную область применения. Поэтому поиск и выбор наиболее удовлетворяющих условиям текущей задачи параметров расчётной модели и её верификация будут являться важной частью любого исследования [1; 3; 4].

На сегодняшний день существует большое количество различных полуэмпирических моделей турбулентности, классифицирующихся, как правило, по числу дифференциальных уравнений переноса так называемых Рейнольдсовых напряжений. Среди них выделяют [5]: алгебраические (например, описанные в работах [6 – 9]), модели с одним дифференциальным уравнением переноса (например, модель Секундова (v_t -92) [10] и Спаларта-Аллмараса (SA) [11]) и модели с двумя дифференциальными уравнениями переноса. В случае проведения исследований по расчёту турбомашин в последние десятилетия особый интерес представляют модели второй и третьей категорий, а имен-

но SA, BSL, k-Epsilon, k-Omega и SST. Более подробно математические формулировки данных моделей описаны в соответствующих работах, где так же представлены результаты исследований и область применения. Существуют и специальные базы данных [12], в которых рассмотрены подробные рекомендации по выбору моделей турбулентности для решения различных задач течения потока как в двумерных (течение вдоль пластин или лопаточных профилей и т.д.), так и в трёхмерных постановках (течение в турбомашине, вдоль объёмных тел), а в некоторых работах, например [1; 4], представлен обзор достоинств и недостатков данных моделей.

Целью настоящей работы являлась оценка применимости модели SST для решения задач течения потока в проточной части трансзвукового осевого компрессора. В качестве основных задач были выделены: а – исследование качества моделирования интегральных характеристик, б – исследование качества воспроизведения расчётной моделью локальных процессов и в – выявление взаимосвязи между отклонениями интегральных и локальных параметров. Течение в дозвуковых компрессорах, особенно на околономинальных режимах работы, моделируется с высокой точностью. При этом, несмотря на большое количество подобного рода работ, вопросы верификации численных моделей при исследовании нерасчётных и срывных режимов работы турбокомпрессоров, а также характера течения в транс- и сверхзвуковых ступенях остаются достаточно актуальными [3; 13; 14].

Материалы и методы

В качестве объекта исследования была выбрана модельная трансзвуковая ступень осевого компрессора NASA Stage 37 [15], для которой накоплен большой опыт решения различных задач как экспериментальными, так и численными методами. Трёхмерные модели лопаток ступени были построены при помощи разработанного ранее математического описания лопаточных профилей кривыми Безье, более подробно описанного в работе [16], и впоследствии применены для создания расчётных моделей. Сетка конечных элементов строилась исходя из необходимости обеспечения оптимального времени проведения одного расчёта и соответствия параметра $y^+ < 5$, что связано с выбором модели турбулентности. В таком случае число элементов сетки составило 450 тыс. для ротора и 340 тыс. для статора (рис. 1, а).

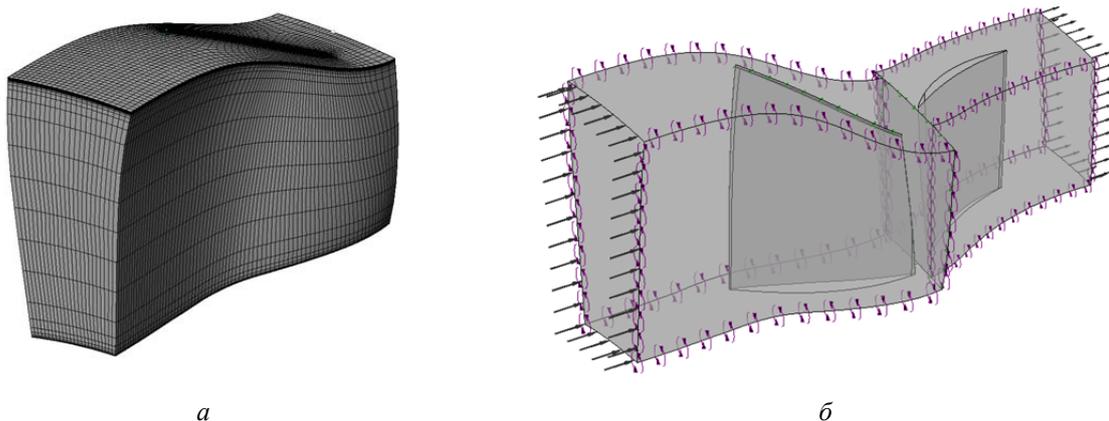


Рис. 1. Сеточная (а) и расчётная (б) модели ступени NASA Stage 37

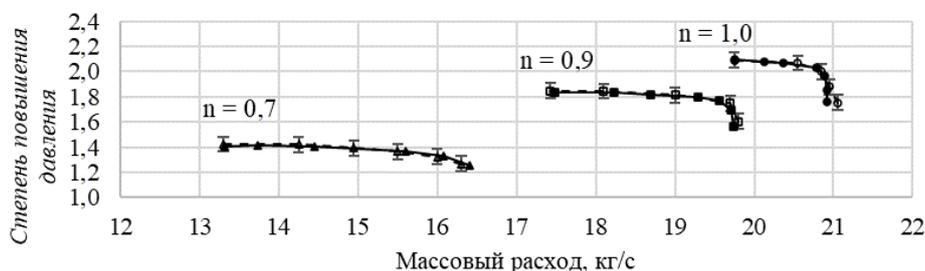
Для моделирования турбулентных течений была выбрана модель Ф.Р. Ментера SST, сочетающая в себе достоинства моделей k-Epsilon при моделировании свободных

течений и к-Omega при моделировании пристеночных течений [17]. Задача решалась в осесимметричной стационарной постановке (рис. 1, б). Граничные условия на входе были заданы по принципу «полное давление и температура». Для выходного сечения условия определялись в зависимости от положения рассчитываемой точки на изодроме: в вертикальной части задавалось статическое давление по условию радиального равновесия, а в горизонтальной – массовый расход. Способ передачи параметров между доменами ротора и статора – Stage. Уровень сходимости – 10^{-6} .

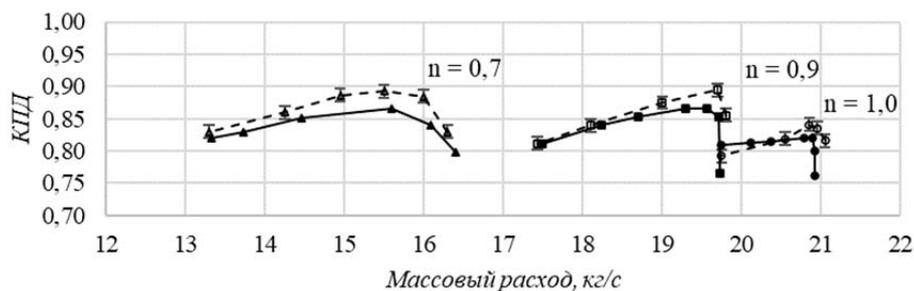
В качестве результатов расчёта были вынесены интегральные характеристики в координатах «Массовый расход – Степень повышения давления», «Массовый расход – КПД», «Массовый расход – Мощность» и распределения параметров по высоте канала в трёх сечениях проточной части: вход и выход ротора, выход статора. Выбранные данные позволяют получить представление о поведении потока в проточной части исследуемого компрессора и оценить качество моделирования аэродинамических процессов при помощи методов вычислительной газодинамики.

Результаты

По результатам моделирования было получено достаточно точное соотношение расчётных и экспериментальных данных. По степени повышения давления (рис. 2, а) наблюдается практически полное соответствие результатов расчёта и эксперимента: ошибка в определении степени повышения давления оказывается в пределах погрешности измерений, а максимальное отклонение при этом составляет 1,48% и наблюдается для режима работы при относительной частоте вращения $\bar{n} = 0,9$ в вертикальной части изодромы в точке, определяющей границу запираания ступени.



а



б

Рис. 2. Интегральные характеристики работы ступени:

а – зависимость степени повышения давления от массового расхода;

б – зависимость КПД от массового расхода.

Предел погрешности по степени повышения давления 3%, по КПД – 1% [15]

- $n = 1,0$ (exp) ●— $n = 1,0$ (CFD)
- $n = 0,9$ (exp) ■— $n = 0,9$ (CFD)
- △-- $n = 0,7$ (exp) ▲— $n = 0,7$ (CFD)

Кроме того, для всех частот вращения наблюдалось незначительное смещение границы устойчивой работы, определяемой по возникновению проблем со сходимостью расчёта, в сторону больших массовых расходов: наибольшее отклонение по расходу составило 0,6% для частоты вращения $\bar{n} = 1,0$.

При качественном сравнении характеристики «Массовый расход – КПД» (рис. 2, б) наблюдается достаточно хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных, однако при количественном анализе можно отметить значительные расхождения. Среднее отклонение для номинальной частоты вращения составляет 2,26% (абсолютных), для частоты вращения 90% от номинальной – 3,50% (абсолютных), для частоты вращения 70% – 2,33% (абсолютных). Максимальное отклонение в первых двух случаях составило 5,0% и 8,9% (абсолютных) и наблюдалось для точек, определяющих границу запираения ступени, для частоты вращения $\bar{n} = 0,7$ максимальное отклонение составило 3,2% (абсолютных). Сравнение интегральных параметров номинального режима, определяемого по значению массового расхода 20,2 кг/с, представлено в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение интегральных параметров работы ступени на номинальном режиме

№ п/п	Наименование параметра	Значение		Отклонение, %
		Эксперимент	Расчёт	
1	Массовый расход	20,200	20,203	0,016
2	Степень повышения давления	2,050	2,057	0,322
3	Отношение температур	1,290	1,278	0,930
4	КПД	0,843	0,823	2,000

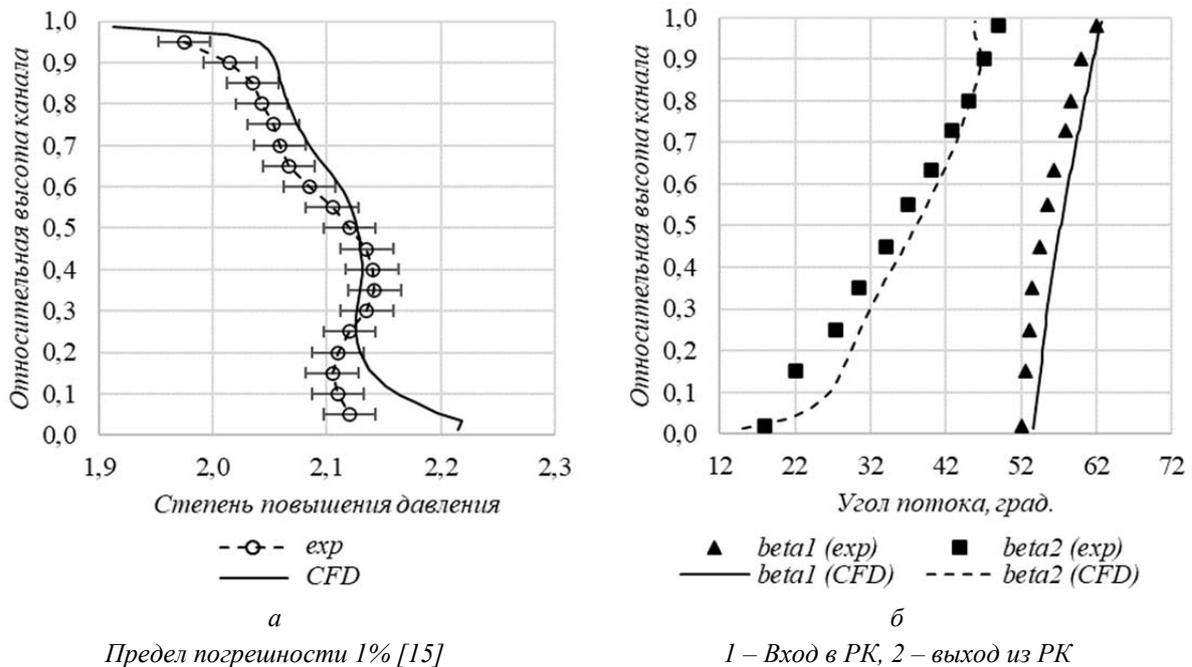


Рис. 3. Распределение степени повышения давления (а) и углов потока (б) по высоте канала для рабочего колеса

При сравнении локальных параметров течения также не наблюдается значительных отличий. На рис. 3, а представлено распределение степени повышения давления по высоте в сечении за рабочим колесом (РК). Для данного параметра практически по всей высоте расчётные значения лежат в пределах погрешности измерения, а наибольшие отклонения наблюдаются в периферийном и корневом сечениях. Среднее отклонение по результатам расчёта составило 1,27%, максимальные отклонения вблизи корневого и периферийного сечений составили 3,48% и 3,23% соответственно.

На рис. 3, б показаны распределения относительных поточных углов для рабочего колеса. Видно, что несмотря на хорошее совпадение интегральных характеристик, а также степеней повышения давления и скоростей потока по высоте канала за рабочим колесом, в определении поточных углов наблюдаются неточности. Среднее отклонение по всем точкам для угла потока на входе β_1 составляет 3,2% (приблизительно $2,0^\circ$), для угла потока на выходе β_2 – 3,1% (приблизительно $1,5^\circ$).

На рис. 4 представлено распределение чисел Маха в межлопаточном канале на относительной высоте 70%. В целом расчётные распределения с достаточной точностью соответствуют экспериментальным данным, однако наблюдается ряд отклонений. Во-первых, скачок уплотнения хоть и возникает в средней части спинки лопатки, но оказывается смещён в сторону входной кромки относительно эксперимента. Это, в свою очередь, приводит к более раннему формированию области отрыва потока со спинки лопатки. Во-вторых, неточности при моделировании отрывов в турбомашинах, вызванные особенностями CFD-пакетов, приводят к тому, что отрывная область в расчёте не присоединяется к лопатке в области выходной кромки, что, в свою очередь, вызывает изменение формы лопаточного следа [3; 13; 18].

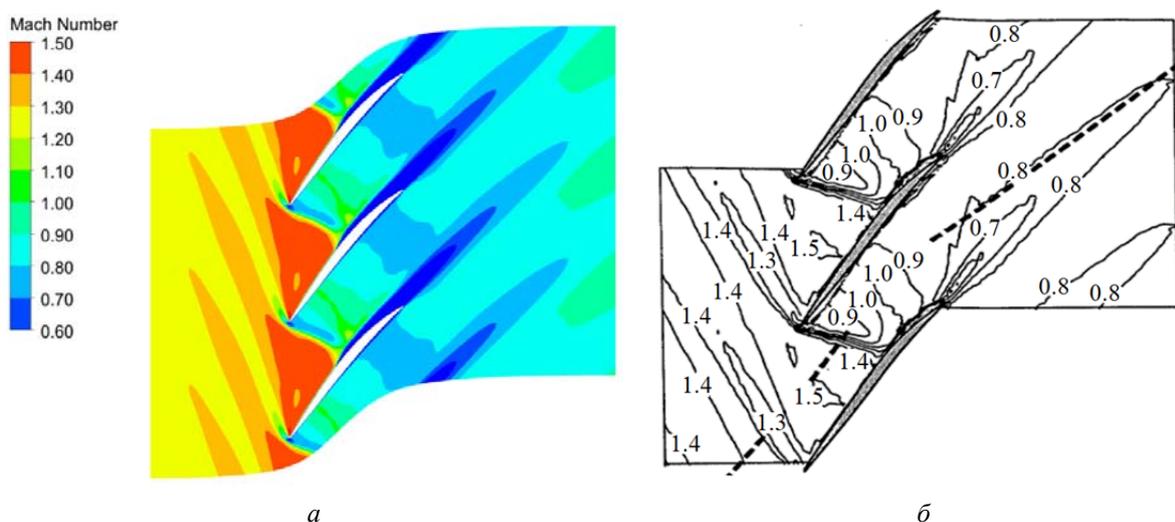


Рис. 4. Расчётное (а) и экспериментальное (б) распределение чисел Маха в канале рабочего колеса на относительной высоте 70%

Обсуждение

Несмотря на качественную проработку геометрии и рациональный выбор настроек расчётной модели, в результате расчётов были получены расхождения с экспериментальными данными, которые обусловлены прежде всего несовершенством методов вычислительной газодинамики, а также особенностями CFD-пакетов, связанных с невозможностью в полной мере предсказать определённые физические процессы, протекающие в проточной части турбомашин. Например, положение и размеры области

отрыва потока со спинки лопатки, что было получено в текущей работе: область лопаточного следа оказывается меньших размеров и более вытянутой по сравнению с экспериментом, а при приближении к области выходной кромки не присоединяется к лопатке. Схожие выводы относительно отрыва потока в турбомашинах отмечены и другими исследователями, например в работах [3; 18]. В общем случае расчётная картина распределения чисел Маха в различных сечениях в текущей постановке с удовлетворительной точностью совпадает не только с представленными экспериментальными данными [15; 19], но и результатами других численных исследований, например представленными в работе [20], в том числе и с применением иных методов расчёта (например, LES в работе [21]).

Аналогичные замечания относительно неточностей при моделировании локальных эффектов допустимо сделать при рассмотрении поточных углов. Качественное распределение углов по высоте канала с достаточной точностью совпадает с экспериментальными данными. При количественном рассмотрении, согласно полученным результатам, и входной, и выходной углы оказываются больше экспериментальных. Широко известным фактом является наличие неточностей в различных CFD-пакетах при определении углов атаки и отставания, приводящих к несовпадению поточных углов и соответствующим изменениям других параметров [3], что было получено не только в текущем исследовании, но и при моделировании низкоскоростного двухступенчатого осевого компрессора в работе [22].

При рассмотрении других локальных параметров течения, например распределения степени повышения давления по высоте канала за РК, наблюдаются схожие зависимости в изменении значения данного параметра не только вблизи корня и периферии, но и по всей высоте. В работе [20] представлены результаты «слепых» тестов ротора рассматриваемой ступени. В различных постановках наблюдается как значительное завышение (вплоть до 11% [23]), так и занижение степени повышения давления (до 4,5...5,0% [20]). В работе [24] было получено качественно практически идентичное текущему расчёту распределение степени повышения давления по высоте, однако значения оказались ниже в среднем на 2,4%.

Из представленного в табл. 1 сравнения интегральных характеристик видно, что расчётные параметры работы ступени на номинальном режиме мало отличаются от экспериментальных, а одной из причин пониженного значения КПД (как и для других режимов по массовому расходу) могут являться неточности при определении как поточных углов, так и величины температуры рабочего тела на выходе из ступени.

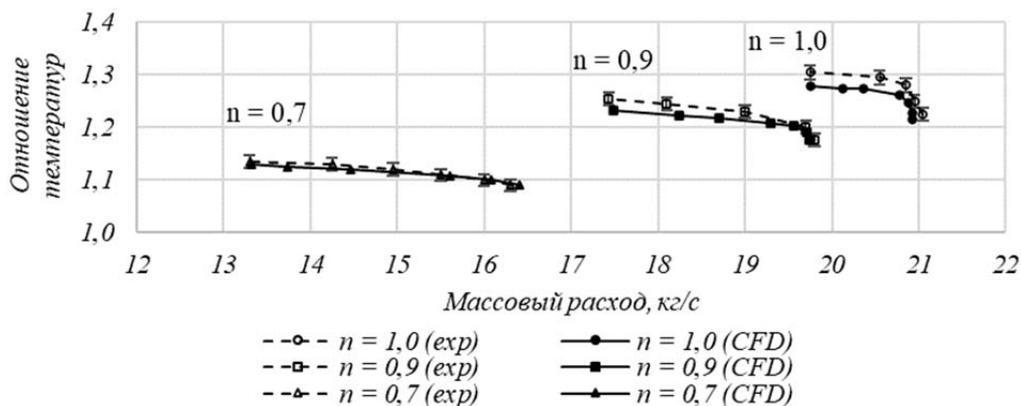


Рис. 5. Сравнение экспериментальных и расчётных соотношений температур

Для наглядности на рис. 5 представлена характеристика ступени в координатах «Отношение температур – Массовый расход», из которой видно несоответствие расчётных и экспериментальных данных. Важно отметить, что другими исследователями было получено гораздо более существенное отклонение по величине коэффициента полезного действия для данной ступени. В работе [20] максимальное среднее отклонение по КПД среди всех исследователей составило 5,1% (абсолютных) в обе стороны. В работе [25] наблюдается занижение КПД на 4% (абсолютных). В этой же работе отмечено также занижение степени повышения давления, причём наибольшая средняя разница наблюдалась для номинальной частоты вращения при постоянном массовом расходе и составила приблизительно 2,33%.

Заключение

Выбор наиболее подходящего метода расчёта турбулентных течений, настроек расчётной модели и её верификация имеют высокий приоритет при проведении исследований с помощью методов численного моделирования. Ввиду различий в математическом аппарате различных подходов и их требований к вычислительным ресурсам важно понимать суть решаемой задачи: при необходимости детального моделирования всех особенностей течения потока, рассмотрения физики процесса и различных явлений, при котором нет ограничений на объём вычислительных ресурсов и время проведения для одного расчёта, предпочтительными будут являться подходы DNS и LES. Если требуется провести большое количество вычислений в сжатые сроки (например, для формирования базы данных для статистических и прогностических моделей), то приоритетными будут RANS-методы, обеспечивающие хорошую точность результатов при сравнительно невысоких требованиях к вычислительным ресурсам. В таком случае наиболее важным будет являться выбор моделей турбулентности и оценка её применимости для решения поставленной задачи.

Выбранные параметры расчётной модели ступени Stage 37 в совокупности с оптимально заданными граничными условиями позволяют достичь достаточно точного соответствия результатов численного моделирования и экспериментальных данных, а также хорошую корреляцию с результатами других исследователей. Построенные расчётные модели хотя и обладают определёнными неточностями, связанными с фундаментальными проблемами методов CFD, широко описанных в различных литературных источниках, например в работе [3], однако в полной мере позволяют отследить различные аэродинамические эффекты.

Рассчитанные интегральные характеристики достаточно точно совпадают с экспериментальными как качественно, так и количественно, даже несмотря на определённые неточности – средние отклонения имели значения менее 1% по степени повышения давления и расходу и в пределах $\leq 3\%$ (абсолютных) по КПД. При рассмотрении локальных параметров наблюдается достаточно близкая к действительной картина распределения параметров потока в проточной части: распределение степени повышения за ротором оказывается в пределах погрешности измерений практически по всей высоте канала, а наблюдаемые отклонения, например в корневом сечении, вызваны неточностями методов CFD при моделировании концевых эффектов [3; 13; 18]. Форма и положение скачка уплотнения на спинке лопатки моделируется также достаточно близко к эксперименту. Отклонение наблюдается для отрывной области за лопаткой – она оказывается смещена в сторону входной кромки и имеет большие размеры, что связано с невозможностью методов CFD в полной мере предсказать и смоделировать отрыв потока [1; 18].

Согласно выводам и рекомендациям, представленным в работах [13; 20], точность построенной в работе модели находится на достаточно хорошем уровне и, следова-

тельно, может быть применена для оценки изменений, вносимых различными дефектами. Применительно к эрозионному износу его максимально допустимая степень, определяемая по величине износа хорды в периферийном сечении и регламентируемая в соответствии с инструкциями по эксплуатации, будет вносить существенные изменения в интегральные характеристики работы компрессора: снижение КПД возможно вплоть до 3...4% (абсолютных), степени повышения давления – до 6...7%, мощности – до 17% [26]. Согласно полученным результатам построенная расчётная модель будет чувствительна к проявлению таких изменений, а для фиксации отклонений, вносимых различными промежуточными степенями эрозии, может потребоваться дополнительное уточнение модели, например путём задания в качестве граничных условий профиля полного давления и направления потока на входе при наличии таких данных.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда №22-79-00169, <https://rscf.ru/project/22-79-00169/>.

Библиографический список

1. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчётах сложных течений: учебное пособие. Санкт-Петербург: Изд-во Политехнического ун-та, 2012. 88 с.
2. Reynolds O. On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion // *Philosophical Transactions of the Royal Society*. 1895. P. 123-164.
3. Cumpsty N.A. Some lessons learned // *Journal of Turbomachinery*. 2010. V. 132, Iss. 4. DOI: 10.1115/1.4001222
4. Versteeg H., Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method. New York: Longman Scientific & Technical, 1996. 257 p.
5. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. California: Griffin Printing, 1993. 536 p.
6. Лапин Ю.В., Поспелов В.А. Турбулентный пограничный слой на плоской пластине // *Теплофизика высоких температур*. 1995. Т. 33, № 3. С. 422-429.
7. Гарбарук А.В., Лапин Ю.В., Стрелец М.Х. Простая алгебраическая модель турбулентности для расчёта турбулентного пограничного слоя с положительным перепадом давления // *Теплофизика высоких температур*. 1999. Т. 37, № 1. С. 87-91.
8. Лабусов А.Н., Лапин Ю.В. Четырёхпараметрическая двуслойная алгебраическая модель переходного пограничного слоя на плоской пластине // *Теплофизика высоких температур*. 1996. Т. 34, № 6. С. 942-948.
9. Cebeci T., Smith A.M.O. Analysis of turbulent boundary layers. N.Y.: Academic Press, 1974. 422 p.
10. Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости // *Известия РАН. Механика жидкости и газа*. 1993. № 4. С. 69-81.
11. Spalart P.R., Allmaras S.R. One-equation turbulence model for aerodynamic flows // *Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 06-09, 1992, Reno, NV, U.S.A)*. DOI: 10.2514/6.1992-439
12. Turbulence modeling resource. NASA Langley Research Center. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>
13. CFD validation for propulsion system components / ed. by J. Dunham. AGARD Advisory Report 355. AGARD, 1998. 100 p.
14. Pinto R.N., Afzal A., D'Souza L.V., Ansari Z., Mohammed Samee A.D. Computational fluid dynamics in turbomachinery: a review of state of art // *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016. V. 24, Iss. 3. P. 467-479. DOI: 10.1007/s11831-016-9175-2

15. Reid L., Moore R.D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor. Lewis Research Center, 1978. 132 p.

16. Блинов В.Л., Зубков И.С. Разработка цифровой модели лопаточного аппарата для оценки влияния дефектов на характеристики работы осевого компрессора газотурбинной установки // Компрессорная техника и пневматика. 2021. № 1. С. 18-25.

17. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149

18. Taylor J.V., Miller R.J. Competing 3D mechanisms in compressor flows // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (June, 15-19, 2015, Montreal, Quebec, Canada). V. 2A: Turbomachinery. DOI: 10.1115/GT2015-43322

19. Suder K.L., Celestina M.L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor // Journal of Turbomachinery. 1996. V. 118, Iss. 2. P. 218-229. DOI: 10.1115/1.2836629

20. Denton J.D. Lessons from rotor 37 // Journal of Thermal Science. 1997. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11630-997-0010-9

21. Hah C. Large eddy simulation of transonic flow field in NASA Rotor 37 // Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (January, 05-08, 2009, Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2009-1061

22. Блинов В.Л., Зубков И.С., Искорцев Е.Ю., Беляев О.В., Плишкин П.И. Особенности численного моделирования двухступенчатого осевого компрессора с дефектными лопатками // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 4. С. 7-19. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-7-19

23. Ameri A.A., Arnone A. Prediction of turbine blade passage heat transfer using a zero and a two-equation turbulence model // Proceedings of the ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition (June, 13-16, 1994, The Hague, Netherlands). DOI: 10.1115/94-gt-122

24. Yamada K., Furukawa M., Inoue M., Funazaki K.I. Numerical analysis of tip leakage flow field in a transonic axial compressor rotor // Proceedings of the International Gas Turbine Congress (November, 2-7, 2003, Tokyo).

25. Veres J.P. Axial and centrifugal compressor mean line flow analysis method // Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (January, 5-8, 2009, Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2009-1641

26. Авиационные ГТД в наземных установках / под ред. В.В. Шашкина. М.: Машиностроение, 1984. 228 с.

VERIFICATION OF A TRANSONIC STAGE CFD MODEL FOR ASSESSING THE EROSION WEAR INFLUENCE ON THE OPERATION OF THE AXIAL COMPRESSOR

© 2023

V. L. Blinov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Turbines and Engines;
Ural Federal University, Ekaterinburg, Russian Federation;
v.l.blinov@urfu.ru

I. S. Zubkov Student of the Department of Turbines and Engines;
Ural Federal University, Ekaterinburg, Russian Federation;
lamqtada@gmail.com

The paper presents the results of one of the stages of creating a model of assessing and forecasting the operating characteristics of a transonic compressor due to erosive wear. A numerical model of a transonic compressor stage is constructed and verified to substantiate its applicability in calculating various degrees of blade erosive wear. The article contains a review of the basic approaches for turbulence simulation, their application area and basic features connected with 3D-flow simulation in turbomachines. The parameters and settings of the numerical model are shown. The CFD-obtained results are presented and compared with the experimental data and results of other researchers. By this comparison the accuracy of the CFD-obtained overall performance and the quality of modeling local processes are determined. Possible ways of improving the model's accuracy are also specified.

Gas turbine unit; axial compressor; blade row; defects; computational fluid dynamics; verification

Citation: Blinov V.L., Zubkov I.S. Verification of a transonic stage CFD model for assessing the erosion wear influence on the operation of the axial compressor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 51-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-51-62

References

1. Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techeniy: uchebnoe posobie* [Modeling of turbulence in calculations of complex flows. Tutorial]. St. Petersburg: Polytechnic University Publ., 2012. 88 p.
2. Reynolds O. On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion. *Philosophical Transactions of the Royal Society*. 1895. P. 123-164.
3. Cumpsty N.A. Some lessons learned. *Journal of Turbomachinery*. 2010. V. 132, Iss. 4. DOI: 10.1115/1.4001222
4. Versteeg H., Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method. New York: Longman Scientific & Technical, 1996. 257 p.
5. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. California: Griffin Printing, 1993. 536 p.
6. Lapin Yu.V., Pospelov V.A. Turbulent boundary layer at a flat plate. *High Temperature*. 1995. V. 33, Iss. 3. P. 421-428.
7. Garbaruk A.V., Lapin Yu.V., Strelets M.Kh. Simple algebraic model of turbulence for the calculation of turbulent boundary layer with adverse pressure gradient. *High Temperature*. 1999. V. 37, Iss. 1. P. 82-86.
8. Labusov A.N., Lapin Yu.V. Four-parameter two-layer algebraic model of transition boundary layer on a flat plate. *High Temperature*. 1996. V. 34, Iss. 6. P. 928-934.
9. Cebeci T., Smith A.M.O. Analysis of turbulent boundary layers. N.Y.: Academic Press, 1974. 422 p.
10. Gulyaev A.N., Kozlov V.E., Secundov A.N. A universal one-equation model for turbulent viscosity. *Fluid Dynamics*. 1993. V. 28, Iss. 4. P. 485-494. DOI: 10.1007/BF01342683
11. Spalart P.R., Allmaras S.R. One-equation turbulence model for aerodynamic flows. *Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January, 06-09, 1992, Reno, NV, U.S.A)*. DOI: 10.2514/6.1992-439
12. Turbulence modeling resource. NASA Langley Research Center. Available at: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>
13. CFD validation for propulsion system components / ed. by J. Dunham. AGARD Advisory Report 355. AGARD, 1998. 100 p.
14. Pinto R.N., Afzal A., D'Souza L.V., Ansari Z., Mohammed Samee A.D. Computational fluid dynamics in turbomachinery: a review of state of art. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016. V. 24, Iss. 3. P. 467-479. DOI: 10.1007/s11831-016-9175-2
15. Reid L., Moore R.D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor. Lewis Research Center, 1978. 132 p.

16. Blinov V.L., Zubkov I.S. The developing of the digital model of blade row for assessing the defects' influence to performance of the axial compressor as a part of gas turbine unit. *Compressors and Pneumatics*. 2021. No. 1. P. 18-25. (In Russ.)

17. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149

18. Taylor J.V., Miller R.J. Competing 3D mechanisms in compressor flows. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (June, 15-19, 2015, Montreal, Quebec, Canada)*. V. 2A: Turbomachinery. DOI: 10.1115/GT2015-43322

19. Suder K.L., Celestina M.L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor. *Journal of Turbomachinery*. 1996. V. 118, Iss. 2. P. 218-229. DOI: 10.1115/1.2836629

20. Denton J.D. Lessons from rotor 37. *Journal of Thermal Science*. 1997. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11630-997-0010-9

21. Hah C. Large eddy simulation of transonic flow field in NASA Rotor 37 // *Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (January, 05-08, 2009, Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2009-1061

22. Blinov V.L., Zubkov I.S., Iskortsev E.Yu., Belyaev O.V., Plishkin P.I. Special aspects of numerical simulation of a two-stage axial-flow compressor with defective blades. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 4. P. 7-19. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-4-7-19

23. Ameri A.A., Arnone A. Prediction of turbine blade passage heat transfer using a zero and a two-equation turbulence model. *Proceedings of the ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition (June, 13-16, 1994, The Hague, Netherlands)*. DOI: 10.1115/94-gt-122

24. Yamada K., Furukawa M., Inoue M., Funazaki K.I. Numerical analysis of tip leakage flow field in a transonic axial compressor rotor. *Proceedings of the International Gas Turbine Congress (November, 2-7, 2003, Tokyo)*.

25. Veres J.P. Axial and centrifugal compressor mean line flow analysis. *Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (January, 5-8, 2009, Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2009-1641

26. *Aviatsionnye GTD v nazemnykh ustanovkakh / pod red. V.V. Shashkina* [Aviation gas turbine engines in ground-based installations / ed. by V.V. Shashkin]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 228 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГЕНЕРАТОРА МЕЛКОДИСПЕРСНОГО МЕТАЛЛИЧЕСКОГО РАСПЛАВА

© 2023

В. С. Егорычев

кандидат технических наук, доцент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
egorychev_vs@mail.ru

А. И. Рязанов

старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
tr05@bk.ru

А. И. Хаймович

доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой технологий
производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
berill_samara@bk.ru

В процессе проектирования новых устройств для высокоскоростной металлизации возникает необходимость определения диапазонов устойчивой работы, поиска наивыгоднейших значений режимных и конструктивных параметров. В данной работе проведена оптимизация устройства для напыления легкоплавких металлических покрытий, базирующегося на принципе работы ракетной камеры. Выполнен анализ поверхности отклика целевой функции – производительности металлизатора, в результате которого определены оптимальные значения массового расхода топлива и коэффициента избытка окислителя. Обоснован выбор пропускных площадей дроссельных диафрагм горючего и окислителя, найдена величина минимального сечения проточной части металлизатора. Определена ожидаемая производительность проектируемого устройства.

Металлизатор; камера сгорания; газодинамический тракт; продукты сгорания; расплав металла; производительность; математическая модель; целевая функция; варьируемые параметры; оптимизация; дроссельная диафрагма; минимальное сечение камеры

Цитирование: Егорычев В.С., Рязанов А.И., Хаймович А.И. Оптимизация режимных и конструктивных параметров генератора мелкодисперсного металлического расплава // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 63-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-63-74

Введение

Ракетные двигатели являются одним из наиболее эффективных и высокотехнологичных источников энергии нашего времени. В камере двигателя достигается чрезвычайно высокая концентрация энергии на единицу массы рабочего тела. Поток продуктов сгорания способен эффективно расплавлять помещенные в него металлы, разгонять образующиеся жидкие частицы и транспортировать их до подвергаемых напылению поверхностей. На этом принципе основано множество разработанных в различных странах устройств для нанесения металлических покрытий методом газотермического напыления [1 – 3].

В Самарском университете сконструирован подобный металлизатор [4]. По массогабаритным характеристикам он сопоставим с ракетными двигателями малой тяги (РДМТ). Подача горючего и окислителя, образование топливной смеси и организация ее горения осуществляется с применением конструктивных решений, заимствованных из РДМТ.

Компоненты топлива – воздух и пропан проходят через дроссельные диафрагмы (рис. 1) и поступают на двухкомпонентную струйную форсунку. Она подает топливную

смесь в кольцевой коллектор. В нём смесь приобретает тангенциальную закрутку и по однокомпонентным форсункам поступает в радиальную камеру. В камере происходит процесс горения топливной смеси с образованием высокотемпературных продуктов сгорания.

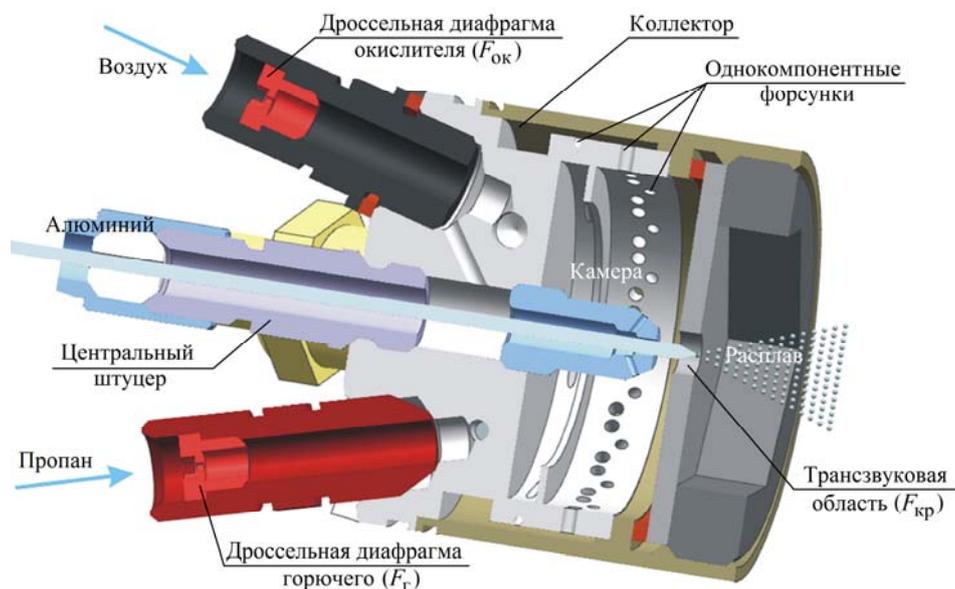


Рис. 1. 3D-модель сборки металлизатора

Материал будущего покрытия (проволока) подается в камеру вдоль её оси через центральный штуцер (рис. 1). Подходя к трансзвуковой области, проволока нагревается, плавится и распыляется в виде частиц расплава. Здесь поток продуктов сгорания достигает скорости звука, что позволяет организовать движение частиц с большим ускорением [5]. Находясь в струе продуктов сгорания, материал сохраняет высокую скорость и температуру. Благодаря этому, а также подогреву подложки потоком, можно рассчитывать на высокоэнергетичное взаимодействие частиц при их осаждении на поверхность.

Постановка задачи

Сконструированный в Самарском университете металлизатор предназначен для нанесения антикоррозионных покрытий из легкоплавких металлов в полевых условиях. В тех случаях, когда требуется мобильная установка, работающая на доступном топливе. Объектами для обработки могут служить крупногабаритные металлоконструкции: опоры линий электропередач, выхлопные шахты и дымовые трубы газоперекачивающих агрегатов, морские суда. В качестве материала покрытия берутся алюминиевые сплавы с высокой коррозионной стойкостью: АМг, АМц, АД1-М и др.

Принимая во внимание большие площади подвергаемых антикоррозионной защите поверхностей, производительность процесса нанесения покрытий будет иметь первостепенное значение. Необходимо выбрать такие режимные и конструктивные параметры проточной части металлизатора, которые обеспечат максимальную производительность образования алюминиевого расплава при условии достижения приемлемого уровня качества покрытия.

Качество антикоррозионного покрытия определяется множеством характеристик, главные из которых: адгезия, когезия и пористость. На перечисленные характеристики

оказывают влияние дисперсность частиц расплава и условия их взаимодействия между собой и подложкой: скорость, температура, фазовое состояние частиц, угол их осаждения на подложку, шероховатость и температура поверхности подложки. Физические процессы движения тысяч полидисперсных частиц в трансзвуковой струе продуктов сгорания и их осаждение на обрабатываемую поверхность трудно поддаются математическому моделированию [6]. Удовлетворительная адекватность таких математических моделей достигается только после ряда уточнений при сопоставлении с результатами эксперимента [7]. Поэтому на этапе проектирования нового устройства для металлизации крайне затруднительно прогнозировать характеристики, а значит и качество будущего покрытия. В первом приближении производительность устройства может быть оценена как величина, равная массовому расходу проволоки $\dot{m}_{\text{пр}}$, подаваемому в камеру металлизатора и полностью расплавляемому в ней. Примем $\dot{m}_{\text{пр}}$ в качестве целевой функции для оптимизации разрабатываемого устройства.

Количество ежесекундно образующегося расплава материала будущего покрытия ограничено энергетическими возможностями металлизатора. Для каждого режима работы устройства с определённой геометрией проточной части будет существовать некоторый предельный расход проволоки, а значит некоторая предельная скорость её подачи в камеру. Для определения этой скорости воспользуемся математической моделью нагрева и плавления стержня, подаваемого в ракетную камеру [8]. При задании режимных параметров работы металлизатора, теплофизических свойств продуктов сгорания, свойств материала проволоки и некоторых геометрических размеров устройства составляется система дифференциальных уравнений в частных производных второго порядка, которая решается методом конечных объёмов. В результате решения получается распределение температур по сечению проволоки и установившаяся граница плавления металла (рис. 2). Математическая модель реализована в авторской программе для ПК «Плавка» [8]. Предполагается, что частицы расплава практически мгновенно будут отрываться от ещё твёрдого материала проволоки высокоскоростным потоком продуктов сгорания.

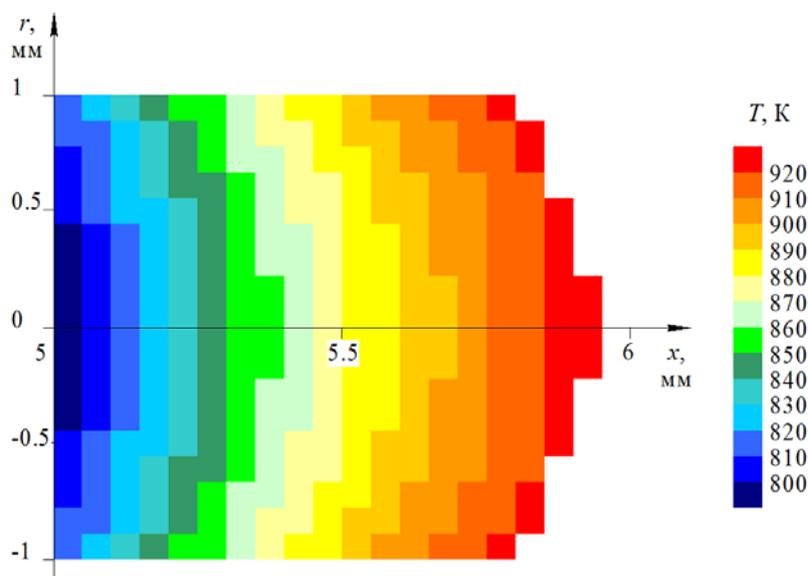


Рис. 2. Расчётное распределение температур T в теле равномерно движущейся проволоки и квазистационарная граница фазового перехода (материал – АМц; коэффициент избытка окислителя $\alpha_{\text{ок}}=1$; массовый расход топлива $\dot{m}_\tau=10$ г/с; скорость подачи проволоки $V_{\text{пр}}=64$ мм/с)

Тестирование математической модели образования расплава выявило зависимость положения вершины поверхности фазового перехода $F_{\text{фаз.пер}}$ по оси проволоки от скорости её подачи (рис. 3). Чем выше скорость, тем ниже по потоку сдвигается область плавления. При этом увеличивается площадь боковой поверхности ($F_{\text{бок.пов}}$) стержня проволоки, контактирующая с продуктами сгорания. Интенсифицируется теплопередача в материал, что приводит к расплавлению большего объема алюминия в единицу времени (рис. 3).

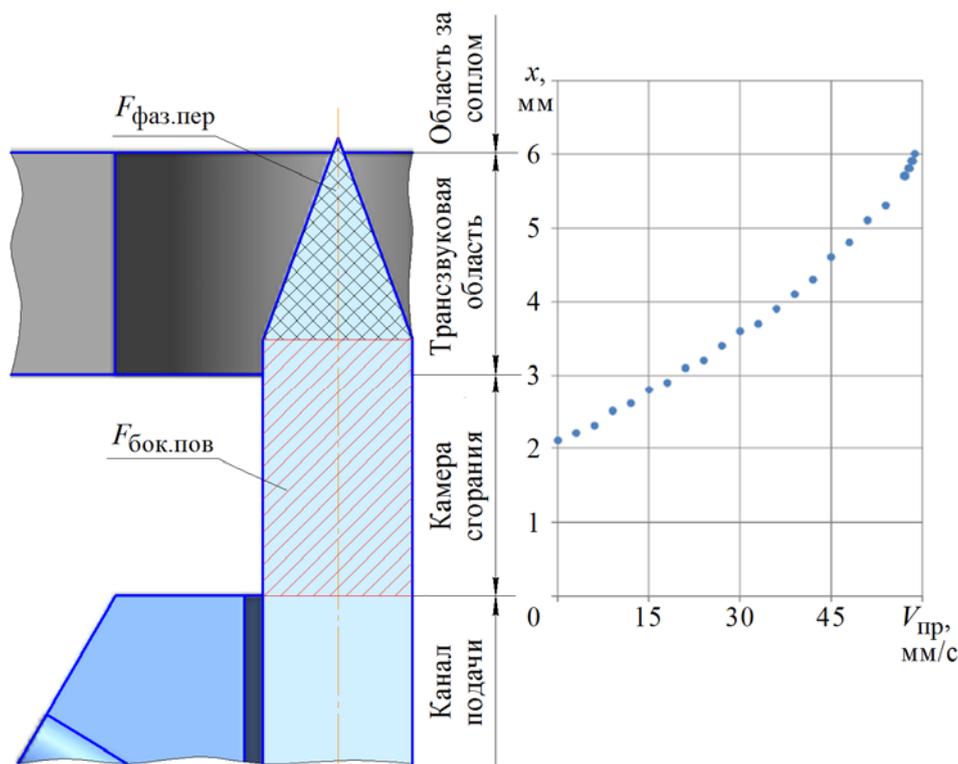


Рис. 3. Положение вершины поверхности фазового перехода x при различных скоростях подачи проволоки $V_{\text{пр}}$

Определение граничных условий

Как показывает опыт проектирования и испытаний жидкостных ракетных двигателей, тепловой поток от продуктов сгорания к стенкам камеры многократно увеличивается при прохождении её критического сечения и сразу резко падает в начале сопла [9; 10]. Можно предположить, что если проволока не успеет расплавиться до поступления в сопло, то энергетики теплового потока от продуктов сгорания уже не хватит для совершения в ней фазового перехода. Поэтому введём ограничение: граница плавления материала не должна выходить за пределы трансзвуковой области. Предельному положению границы фазового перехода будет соответствовать предельная скорость подачи материала покрытия, которую будем вычислять, используя программу «Плавка» [8].

На массовый расход проволоки (производительность образования расплава) $\dot{m}_{\text{пр}}$ определяющее влияние будут оказывать основные параметры рабочего процесса металлурга: массовое стехиометрическое соотношение компонентов топлива $K_{\text{м ст}}$, коэффициент избытка окислителя $\alpha_{\text{ок}}$ и массовый расход топлива $\dot{m}_{\text{т}}$. $K_{\text{м ст}}$ определяется выбором топлива и для компонентов воздух – пропан равно 15,7.

Как правило, для углеводородных топлив максимальная температура горения достигается при коэффициенте избытка окислителя, близком к единице. Повышая температуру продуктов сгорания, мы повышаем разность температур ΔT между ними и проволокой, а значит и величину теплового потока q в металл, определяемого по закону Ньютона – Рихмана [11]: $q = \alpha F \Delta T$, где α – коэффициент теплоотдачи; F – площадь теплообмена. Пределы, в которых возможно воспламенение газовой пропановоздушной смеси: $\alpha_{\text{ок}} = 0,4 \dots 1,86$ [12]. Для проведения исследования влияния коэффициента избытка окислителя на производительность ограничимся диапазоном $\alpha_{\text{ок}} = 0,7 \dots 1,5$.

Границы диапазона варьирования \dot{m}_T установим достаточно условно: $\dot{m}_T = 4 \dots 15$ г/с. На нагрев и плавление проволоки передаётся часть энергии продуктов сгорания. Увеличив количество химически реагирующего в единицу времени топлива (\dot{m}_T), можно повысить количество энергии, поступающей в материал проволоки. Вместе с расходом топлива возрастает давление в камере P_k . При достаточно высоком P_k в критическом сечении камеры металлизатора реализуются условия для трансзвукового течения потока. Исключается выход фронта пламени за пределы камеры, максимизируется скорость транспортирующей расплав струи. Материал покрытия к моменту удара о подложку обладает большим запасом кинетической энергии, которая переходит в тепловую и обеспечивает лучшее сваривание частиц алюминия между собой и с обрабатываемой поверхностью [13]. Целесообразно в качестве минимально допустимого давления в камере принять то P_k , при котором обеспечивается трансзвуковое истечение потока продуктов сгорания из камеры:

$$P_{\text{кmin}} = \frac{P_{\text{н}}}{\left(\frac{2}{n_{\text{ис}} + 1} \right)^{\frac{n_{\text{ис}}}{n_{\text{ис}} - 1}}},$$

где $n_{\text{ис}}$ – средний показатель изоэнтروпийного расширения продуктов сгорания; $P_{\text{н}}$ – нормальное атмосферное давление.

Зная результаты термодинамического расчёта продуктов сгорания $n_{\text{ис}} = f(\alpha_{\text{ок}}, P_k)$, можно вычислить минимально допустимое давление в камере для наименее благоприятного случая при максимальном $n_{\text{ис}}$: $P_{\text{кmin}} = 0,1836$ МПа.

Максимальное давление $P_{\text{кmax}}$ ограничивается возможностями системы подачи горючего. Пропан хранится в жидком агрегатном состоянии в ёмкостях под давлением до 1,6 МПа, которое многократно понижается редукторами, устанавливаемыми на баллонах. Применяя редуктор БКО-25МГ, можно обеспечить давление пропана до 0,8 МПа. Далее по системе подачи горючего газ поступает на дроссельную диафрагму с пропускной площадью F_r (см. рис. 1). Необходимо обеспечить на ней критический перепад давлений и, таким образом, изолировать внутрикамерные процессы от колебаний входного давления $P_{\text{вхmax}}^r$ в магистрали подачи. С учётом данного условия найдём $P_{\text{кmax}}$ по формуле:

$$P_{\text{кmax}} = P_{\text{вхmax}}^{\Gamma} \left(\frac{2}{\kappa_{\Gamma} + 1} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}} = 0,4615 \text{ МПа},$$

где κ_{Γ} – показатель адиабаты горючего.

Для давления в камере металлизатора установим следующее ограничение: $0,1836 \text{ МПа} \leq P_{\text{к}} \leq 0,4615 \text{ МПа}$.

Важным геометрическим параметром камеры РДМТ является площадь минимального сечения проточной части $F_{\text{м}}$. Определимся с её величиной для нашего устройства.

Запуск металлизатора и его выход на заданный режим предполагается осуществлять без подачи материала покрытия, при некотором давлении в камере $P_{\text{к}}$. После начала подачи проволоки приближается к минимальному сечению камеры и частично перекрывает его (рис. 4). Массовые расходы компонентов топлива при этом не изменяются. Следовательно остаётся постоянным и расход продуктов сгорания.

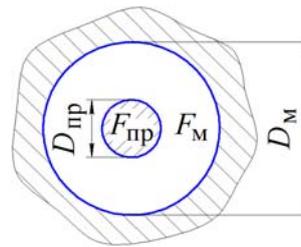


Рис. 4. Поперечное сечение трансзвуковой области

В результате частичного перекрытия минимального сечения в процессе подачи проволоки должно возрасти давление в камере $P_{\text{к пр}}$ на величину $\Delta P_{\text{к пр}}$. Подобный скачок давления нежелателен по следующим причинам. Во-первых, существует опасность превысить максимальное $P_{\text{кmax}}$ и потребуются снова выходить на рабочий режим. Во-вторых, на величину $\Delta P_{\text{к пр}}$ сокращается диапазон рабочих давлений от $P_{\text{кmin}}$ до $(P_{\text{кmax}} - \Delta P_{\text{к пр}})$. Установим предельную величину $\Delta P_{\text{к пр}}$ равную 12% от $P_{\text{кmax}}$. Тогда максимальное давление в камере без подачи проволоки составит $P_{\text{кmax}} - \Delta P_{\text{к пр}} = P_{\text{кmax}} - 0,12P_{\text{кmax}} = 0,4061 \text{ МПа}$.

Вычислим, какая при этом должна быть площадь минимального сечения камеры $F_{\text{м}}$. Она приближённо равна площади критического сечения $F_{\text{кр}}$. Давление в камере $P_{\text{к}}$ и площадь $F_{\text{кр}}$ связаны через расходный комплекс [14] $\beta_{\text{т}} = \frac{F_{\text{кр}} \cdot P_{\text{к}}}{\dot{m}_{\text{т}}}$. Расход топлива до и во время подачи проволоки сохранится постоянным $\dot{m}_{\text{т}} = \text{const}$. Расходный комплекс может быть получен по результатам термодинамического расчёта продуктов сгорания $\beta_{\text{т}} = f(\alpha_{\text{ок}}, P_{\text{к}})$. Он слабо зависит от давления в камере и максимален при $\alpha_{\text{ок}} = 1$. Примем $\beta_{\text{т}} = \text{const}$.

Таким образом, изменение давления обратно пропорционально изменению площади критического сечения:

$$\frac{P_{\text{кmax}}}{P_{\text{кmax}} - \Delta P_{\text{к пр}}} = \frac{F_{\text{кр}}}{F_{\text{кр}} - F_{\text{пр}}},$$

где $F_{\text{пр}} = 3,14 \text{ мм}^2$ – площадь поперечного сечения проволоки.

Выразим площадь критического сечения:

$$F_{кр} = \frac{P_{к\max}}{P_{к\max} - (P_{к\max} - \Delta P_{кр})} F_{пр} = 26,18 \text{ мм}^2.$$

Зная, что $F_m \approx F_{кр}$, найдём диаметр минимального сечения: $d_{кр} \approx 6 \text{ мм}$.

Решение задачи оптимизации

Выберем значения режимных и конструктивных параметров газодинамического тракта металлатора, обеспечивающие максимальную производительность образования алюминиевого расплава. Для этого используем программу многокритериальной оптимизации IOSO [15], часто применяемую для решения задач авиационного [16] и ракетного двигателестроения [17]. Программа анализирует результаты расчёта по математической модели, проверяет условие достижения оптимума и задаёт новые значения варьируемых параметров (рис. 5).

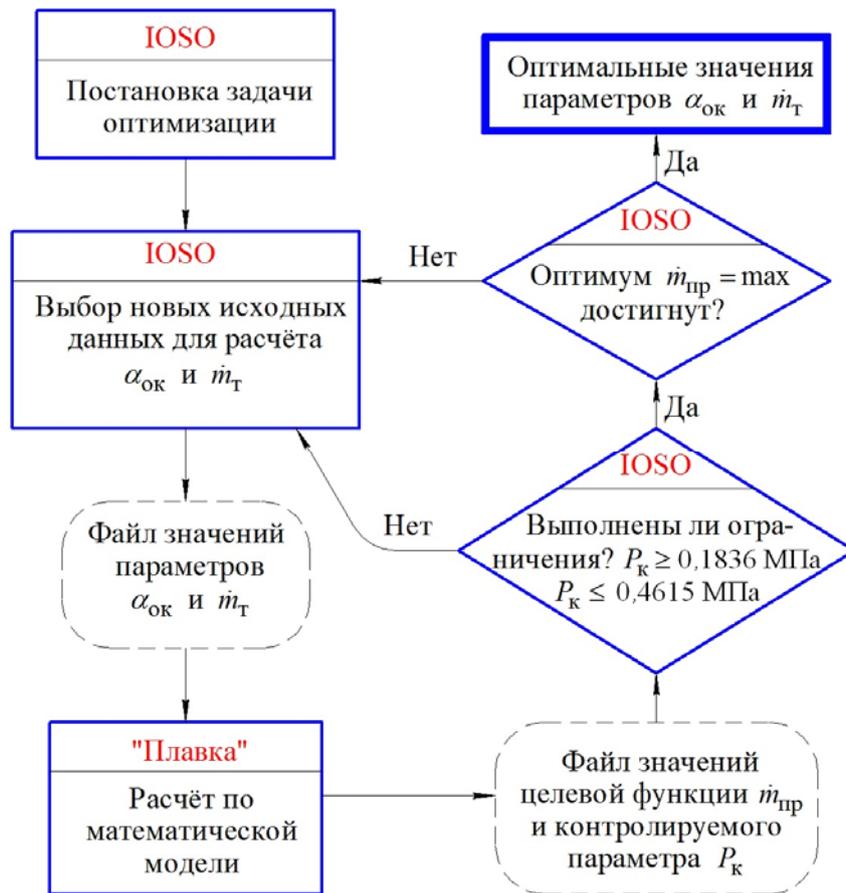


Рис. 5. Алгоритм поиска оптимального режима работы металлатора

Сформулируем задачу оптимизации.

Целевая функция – расход проволоки $\dot{m}_{пр} = \max$.

Параметры и диапазоны их варьирования: $\alpha_{ок} = 0,7 \dots 1,5$; $\dot{m}_т = 4 \dots 15 \text{ г/с}$.

Ограничения: $P_к \geq 0,1836 \text{ МПа}$; $P_к \leq 0,4615 \text{ МПа}$.

В процессе решения было проведено 106 циклов расчёта по математической модели нагрева и плавления проволоки «Плавка». Оптимальное значение целевой функции найдено при коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{\text{ок опт}} = 0,956$ и расходе топлива $\dot{m}_{\text{т опт}} = 9,33$ г/с. Давление в камере достигло максимальной границы и составило $P_{\text{к}} = 0,4615$ МПа. Значение целевой функции составило $\dot{m}_{\text{пр опт}} \approx 0,518$ г/с.

На рис. 6 представлена поверхность отклика целевой функции. Поверхность имеет ярко выраженный гребень, соответствующий значениям коэффициента избытка окислителя близким к единице. Рост функции ограничен максимальным пределом диапазона варьирования массового расхода топлива $\dot{m}_{\text{т}}$.

В нижней части рис. 6 отмечена граница и область давлений меньше минимально допустимого $P_{\text{к}} < P_{\text{к min}}$. Выше этой границы обеспечивается трансзвуковое истечение продуктов сгорания из камеры. В верхней части рисунка располагается область давлений, превышающих максимально допустимое $P_{\text{к}} > P_{\text{к max}}$. На её границе находится оптимальное значение целевой функции ($\alpha_{\text{ок опт}} = 0,956$; $\dot{m}_{\text{т опт}} = 9,33$ г/с).

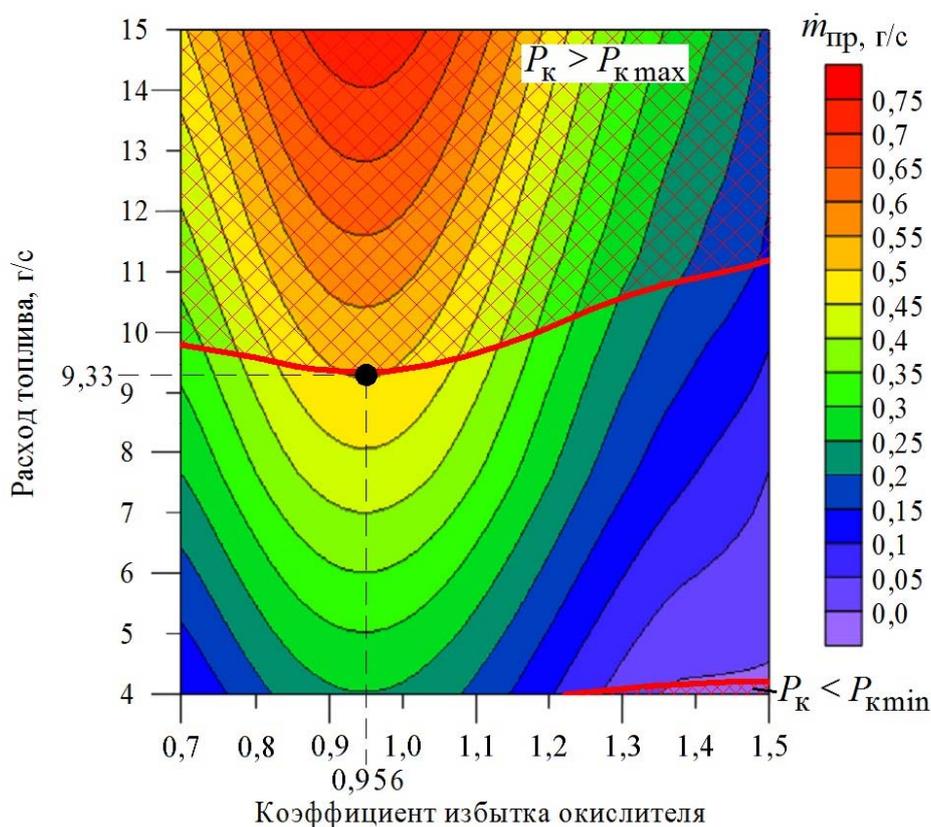


Рис. 6. Поверхность отклика целевой функции $\dot{m}_{\text{пр}} = f(\alpha_{\text{ок}}, \dot{m}_{\text{т}})$

Определим пропускные площади дроссельных диафрагм (см. рис. 1) горючего $F_{\text{г}}$ и окислителя $F_{\text{ок}}$, при которых обеспечиваются достаточные перепады давлений для существования трансзвукового течения между камерой $P_{\text{к}}$ и системами подачи компонентов $P_{\text{вх}}^{\text{г}}$, $P_{\text{вх}}^{\text{ок}}$. Необходимые минимальные величины перепадов вычислим из формулы соотношения давлений:

$$\frac{P_{\text{вх}}}{P_{\text{к}}} = \frac{1}{\left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}}.$$

В качестве показателя аддиабаты κ подставим $\kappa_{\text{г}}$ для горючего и $\kappa_{\text{ок}}$ для окислителя:

$$\frac{1}{\left(\frac{2}{\kappa_{\text{г}} + 1}\right)^{\frac{\kappa_{\text{г}}}{\kappa_{\text{г}} - 1}}} = 1,734; \quad \frac{1}{\left(\frac{2}{\kappa_{\text{ок}} + 1}\right)^{\frac{\kappa_{\text{ок}}}{\kappa_{\text{ок}} - 1}}} = 1,893.$$

Такие перепады с некоторым запасом в большую сторону обеспечиваются при следующих площадях дроссельных диафрагм: $F_{\text{г}} = 0,3 \text{ мм}^2$ и $F_{\text{ок}} = 4,5 \text{ мм}^2$. Это соответствует диаметрам $d_{\text{г}} = 0,62 \text{ мм}$ и $d_{\text{ок}} = 2,4 \text{ мм}$. Отверстия таких размеров могут быть получены механической обработкой – сверлением с помощью стандартного режущего инструмента.

Заключение

В результате выполненной работы оптимизированы режимные и конструктивные параметры газодинамического тракта металлатора. Использовалась программа многокритериальной оптимизации IOSO [15]. В качестве целевой функции выбрана производительность процесса напыления, приближённо равная массовому расходу материала покрытия $\dot{m}_{\text{пр}}$. Выявлены режимные параметры, оказывающие наибольшее влияние на процесс образования расплава: коэффициент избытка окислителя $\alpha_{\text{ок}}$ и расход топлива $\dot{m}_{\text{т}}$. Для них были установлены диапазоны варьирования при оптимизации. Давление в камере $P_{\text{к}}$ ограничивалось как с большей, так и с меньшей стороны. Оптимальные значения варьируемых режимных параметров составили $\alpha_{\text{ок опт}} = 0,956$, $\dot{m}_{\text{т опт}} = 9,33 \text{ г/с}$. Проанализирована поверхность отклика целевой функции (рис. 6). Дальнейший рост расхода топлива приводит к превышению максимального давления в камере. Изменения коэффициента окислителя относительно оптимальной величины вызывают падение производительности процесса напыления. Благодаря определению оптимальных значений параметров режима в дальнейшем могут быть спроектированы системы хранения и подачи компонентов топлива и материала покрытия. Рассчитана ожидаемая производительность металлатора – до 2 кг защитного покрытия в час. При стандартной толщине антикоррозионного покрытия 100 мкм за час будет защищена поверхность площадью до 7,5 м².

Найдены значения конструктивных параметров металлатора. Выбран важнейший геометрический параметр камеры – площадь минимального сечения тракта (см. рис. 4). Ей соответствует диаметр, равный 6 мм. Определены пропускные площади дроссельных диафрагм, обеспечивающие трансзвуковое течение компонентов топлива на входе в камеру металлатора (см. рис. 1).

Найденный оптимальный режим работы металлатора и выбранные геометрические параметры газодинамического тракта позволяют завершить стадию проектирования устройства и перейти к изготовлению опытного образца.

Библиографический список

1. Tabbara H., Gu S. Modelling of impingement phenomena for molten metallic droplets with low to high velocities // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 7-8. P. 2081-2086. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2011.12.010
2. Барвинок В.А., Богданович В.И. Физическое и математическое моделирование процесса плазмохимического гетерогенного синтеза покрытий из плазменных потоков // *Журнал технической физики*. 2008. Т. 78, № 1. С. 68-73.
3. Kitamura J., Tosaki T., Mizuno H. Dense MoB/CoCr coatings to apply to pot-roll of galvanizing lines in steel industries // *Proceedings of the International Thermal Spray Conference* (May, 13-15, 2013, Gifu, Japan). P. 57-62.
4. Рязанов А.И., Егорычев В.С. Особенности смесеобразования и воспламенения топливной смеси в камере металлатора // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2018. № 2. С. 131-136.
5. Зуев Ю.В., Лепешинский И.А., Гузенко А.А. Влияние инерционности частиц на кинематические характеристики двухфазной струи // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2015. № 2. С. 70-74.
6. Зарипов Т.Ш., Гильфанов А.К. Комбинированный метод расчёта траекторий взвешенных частиц // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2016. № 4. С. 88-92.
7. Lemiale V., King P.C., Rudman M., Prakash M., Cleary P.W., Jahedi M.Z., Gulizia S. Temperature and strain rate effects in cold spray investigated by smoothed particle hydrodynamics // *Surface and Coatings Technology*. 2014. V. 254. P. 121-130. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2014.05.071
8. Ryazanov A.I. Mathematical model and numerical solution of the process of heating and melting of a traveling cylinder fed into a rocket chamber // *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences*. 2014. V. 9, Iss. 10. P. 1859-1865.
9. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей / под ред. В.М. Кудрявцева. Т. 2. М.: Высшая школа, 1993. 368 с.
10. Кузьмин В.А., Маратканова Е.И., Заграй И.А., Рукавишников Р.В. Моделирование теплового излучения гетерогенных продуктов сгорания в камере сгорания модельного двигателя // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2016. № 1. С. 92-97.
11. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.
12. Первышин А.Н. Основы проектирования генераторов сверхзвуковых струй продуктов сгорания газообразных топлив и их технологическое использование. Дис. ... д-ра техн. наук. Самара, 2004. 234 с.
13. Барвинок В.А., Богданович В.И. Физическое и математическое моделирование процесса формирования мезоструктурно-упорядоченных плазменных покрытий // *Журнал технической физики*. 2012. Т. 82, № 2. С. 105-112.
14. Егорычев В.С. Теория, расчёт и проектирование ракетных двигателей: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2011. <https://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Teoriya-raschet-i-proektirovanie-raketnyh-dvigatellei-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54624>
15. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Robust design optimization strategy of IOSO technology // *Proceedings of the Fifth World Congress on Computational Mechanics* (July, 7-12, 2002, Vienna, Austria).
16. Nekhoroshev M., Orlov M., Ryazanov A. Using a parametric 3D assembly of a GTE combustion chamber to quickly generate its computed sector // *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 224. DOI: 10.1051/mateconf/201822404010

17. Zubanov V., Volkov A., Matveev V., Popov G., Baturin O. Optimization of fuel two-stage screw centrifugal pump of rocket powerful turbopump unit // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 11-15, 2018, Oslo, Norway) V. 2B-2018. DOI: 10.1115/GT2018-76400

OPTIMIZATION OF OPERATION MODE AND DESIGN PARAMETERS OF A FINELY-DISPERSED METALLIC LIQUID-ALLOY GENERATOR

© 2023

V. S. Egorychev

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
egorychev_vs@mail.ru

A. I. Ryazanov

Senior Lecturer of the Department of Engine Production Technology;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tr05@bk.ru

A. I. Khaimovich

Associate Professor, Doctor of Science (Engineering),
Head of the Department of Engine Production Technology;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
berill_samara@bk.ru

During the process of designing new devices for the high-speed metallization process, there appears the necessity to define the stable operation range and search for the optimum values of the operation mode and design parameters. This paper describes a process of optimization of a device made for depositing low-melting metal coatings, based on the rocket chamber operation principle. The paper presents an analysis of the objective function surface response – metallizer operation performance. On the basis of this analysis the optimal values of fuel mass flow rate and excess oxidant ratio were determined. The choice of fuel and oxidizer throttling orifice cross-section areas was substantiated, the value of the throat cross-section for the metallizer flow-path was found. The expected performance of the designed device was also determined.

Metallizer; combustion chamber; gas-dynamic flow-path; combustion products; liquid alloy; operation performance; mathematical model; objective function; variable parameters; optimization; throttling orifice; chamber throat

Citation: Egorychev V.S., Ryazanov A.I., Khaimovich A.I. Optimization of operation mode and design parameters of a finely-dispersed metallic liquid-alloy generator. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 63-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-63-74

References

1. Tabbara H., Gu S. Modelling of impingement phenomena for molten metallic droplets with low to high velocities. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 7-8. P. 2081-2086. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2011.12.010
2. Barvinok V.A., Bogdanovich V.I. Physical and mathematical simulation of plasma-chemical heterogeneous synthesis from plasma fluxes. *Technical Physics*. 2008. V. 53, Iss. 1. P. 64-68. DOI: 10.1134/s106378420801012x
3. Kitamura J., Tosaki T., Mizuno H. Dense MoB/CoCr coatings to apply to pot-roll of galvanizing lines in steel industries. *Proceedings of the International Thermal Spray Conference (May, 13-15, 2013, Gifu, Japan)*. P. 57-62.
4. Ryazanov A.I., Egorychev V.S. Peculiarities of mixture formation and ignition of the fuel mixture in the metal sprayer chamber. *Russian Aeronautics*. 2018. V. 61, Iss. 2. P. 287-292. DOI: 10.3103/S1068799818020198

5. Zuev Y.V., Lepeshinskii I.A., Guzenko A.A. Influence of particle inertance on motion characteristics of a two-phase jet. *Russian Aeronautics*. 2015. V. 58, Iss. 2. P. 210-214. DOI: 10.3103/S1068799815020129
6. Zaripov T.S., Gil'fanov A.K. A combined method for calculating the trajectories of suspended particles. *Russian Aeronautics*. 2016. V. 59, Iss. 4. P. 536-542. DOI: 10.3103/S1068799816040152
7. Lemiale V., King P.C., Rudman M., Prakash M., Cleary P.W., Jahedi M.Z., Gulizia S. Temperature and strain rate effects in cold spray investigated by smoothed particle hydrodynamics. *Surface and Coatings Technology*. 2014. V. 254. P. 121-130. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2014.05.071
8. Ryazanov A.I. Mathematical model and numerical solution of the process of heating and melting of a traveling cylinder fed into a rocket chamber. *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences*. 2014. V. 9, Iss. 10. P. 1859-1865.
9. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley / pod red. V.M. Kudryavtseva* [Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines / ed. by V.M. Kudryavtsev]. V. 2. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1993. 368 p.
10. Kuz'min V.A., Maratkanova E.I., Zagrai I.A., Rukavishnikova R.V. Simulation of thermal radiation emitted by heterogeneous combustion products in the combustion chamber of a model engine. *Russian Aeronautics*. 2016. V. 59, Iss. 1. P. 100-106. DOI: 10.3103/S1068799816010165
11. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Principles of heat transfer]. Moscow: Energiya Publ., 1977. 344 p.
12. Pervyshin A.N. *Osnovy proektirovaniya generatorov sverkhzvukovykh struy produktov sgoraniya gazoobraznykh topliv i ikh tekhnologicheskoe ispol'zovanie. Dis. ... doktora tekhn. nauk* [Fundamentals of designing generators of gaseous propellant combustion products supersonic jets and their technological application]. Samara, 2004. 234 p.
13. Barvinok V.A., Bogdanovich V.I. Physical and mathematical simulation of the formation of mesostructure-ordered plasma coatings. *Technical Physics*. 2012. V. 57, Iss. 2. P. 262-269. DOI: 10.1134/S1063784212020053
14. Egorychev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie raketnykh dvigateley: elektron. ucheb. posobie* [Theory, calculation and design of rocket engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. Available at: <https://repo.ssau.ru/handle/Uchebnyeposobiya/Teoriya-raschet-i-proektirovanie-raketnyh-dvigateli-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54624>
15. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Robust design optimization strategy of IOSO technology. *Proceedings of the Fifth World Congress on Computational Mechanics (July, 7-12, 2002, Vienna, Austria)*.
16. Nekhoroshev M., Orlov M., Ryazanov A. Using a parametric 3D assembly of a GTE combustion chamber to quickly generate its computed sector. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 224. DOI: 10.1051/mateconf/201822404010
17. Zubanov V., Volkov A., Matveev V., Popov G., Baturin O. Optimization of fuel two-stage screw centrifugal pump of rocket powerful turbopump unit. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 11-15, 2018, Oslo, Norway)*. V. 2B-2018. DOI: 10.1115/GT2018-76400

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ «ИНДЕНТОР – ПОКРЫТИЕ» ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ТРИБОМЕТРЕ

© 2023

- И. В. Колесников** член-корреспондент Российской академии наук, заведующий научно-исследовательской лабораторией «Нанотехнологии и новые материалы»; Ростовский государственный университет путей сообщения; oooedt@rambler.ru
- П. А. Коропец** кандидат технических наук; старший научный сотрудник НИЧ кафедры «Теоретическая механика»; Ростовский государственный университет путей сообщения; pkoropets@gmail.com
- Д. С. Мантуров** кандидат технических наук; старший научный сотрудник НИЧ кафедры «Теоретическая механика»; Ростовский государственный университет путей сообщения; manturovds@rgups.ru
- Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhm@ssau.ru

Рассматриваются особенности нелинейной модели трибосистемы «индентор-покрытие» трибометра. Показано, что с увеличением амплитуды гармонического возмущения динамическая система проходит этап удвоения цикла и переходит в режим детерминированного хаоса. На выходе из хаоса возможно установление различных синергетических режимов, устойчиво сохраняющих свои параметры даже при многократном снижении амплитуды возмущения. Представлена блок-схема реализации эволюционной модели. В результате формирования равновесной шероховатости движение системы представляет странный аттрактор. Для обоснования randomness странного аттрактора проведен анализ амплитудно-частотной характеристики звена идеального запаздывания, охваченного локальной положительной обратной связью с коэффициентом усиления меньшим единицы. Физический смысл странного аттрактора состоит в том, что в циклическом режиме нелинейная динамическая система, у которой время цикла более чем на два порядка превышает период собственных колебаний, не может прийти к началу нового цикла точно с теми же параметрами, что и к началу текущего цикла.

Трибосистема; покрытие; блок-схема; нелинейность; обратная связь; динамический хаос; странный аттрактор; предельный цикл; randomness

Цитирование: Колесников И.В., Коропец П.А., Мантуров Д.С., Шахматов Е.В. Особенности динамических процессов в системе «индентор – покрытие» при испытаниях на трибометре // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 75-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-75-84

Введение

В работе [1] была представлена математическая модель трибометра в процессе испытаний покрытий на износостойкость. Была предложена эволюционная модель трибосистемы, имитирующая механизм формирования равновесной шероховатости при износе покрытия. В настоящей работе проводится анализ динамических процессов в созданной математической модели трибосистемы.

Особенности математической модели трибосистемы

Объектом исследований является математическая модель [1], которая описывает вертикальные перемещения шарикового индентора при его скольжении по горизонтально движущемуся упруго-вязкому основанию с покрытием, имеющим геометрическую неровность (шероховатость).

Тот факт, что покрытие не может притягивать шарик, а только отталкивает его, делает динамическую систему нелинейной. Особенностью модели является то, что в колебаниях индентора участвуют все присоединенные к индентору массы, а прижатие индентора к покрытию обеспечивается только силой веса откалиброванного груза. В такой системе при увеличении амплитуды возмущения возможен разрыв контакта индентора с покрытием с последующим его восстановлением в новой точке.

Движение модели при кинематическом, например гармоническом $\eta = A \sin(\omega t)$, возмущении описывается нелинейным дифференциальным уравнением:

$$\begin{cases} (m + m_*) \ddot{z} = b(\dot{\eta} - \dot{z}) + c(\eta - z) - Q & \text{при } \eta - z \geq 0 \\ (m + m_*) \ddot{z} = -Q & \text{при } \eta - z < 0, \end{cases} \quad (1)$$

где z – вертикальная координата шарика индентора; m и m_* – масса груза и приведённая масса держателя соответственно; c и b – упругая и диссипативная характеристики основания; $Q = mg$ – вес груза.

Нелинейность уравнения (1) обеспечивается путём введения зависимости вида

$$\tilde{\Delta} = \begin{cases} \Delta & \text{при } \Delta \geq 0 \\ 0 & \text{при } \Delta < 0, \end{cases} \quad \text{где } \Delta = \eta - z. \quad (2)$$

Для решения уравнения (1) представим его с учётом зависимости (2) в виде системы:

$$\begin{cases} \dot{z} = \frac{1}{m + m_*} \int (b\dot{\Delta} + c\tilde{\Delta} - Q) dt = \frac{1}{m + m_*} b\tilde{\Delta} + \frac{1}{m + m_*} \int (c\tilde{\Delta} - Q) dt; \\ z = \int \dot{z} dt. \end{cases} \quad (3)$$

Блок-схема решения системы (3) в программном комплексе МВТУ [2] показана на рис. 1. Моделирование выполняется в замедленном времени с масштабом 1:100. В работе [1] были приняты следующие параметры модели: $m = 0,05$ кг; $m_* = 0,04$ кг; $c = 55,53 \cdot 10^6$ Н/м; $b = 44,71$ Нс/м. При этом коэффициент относительного демпфирования равен $\delta = 0,01$, статический прогиб основания под действием веса $Q = mg$ составляет $z_0 = 0,88 \cdot 10^{-8}$ м = 0,0088 мкм, собственная частота колебаний системы в пределах статического прогиба (без отскока шарика от покрытия) $\bar{f}_0 = 3953$ Гц.

Для этих параметров системы построена зависимость амплитуды её колебаний от частоты возмущения (АЧХ), скелетная кривая которой при увеличении амплитуды загибается в сторону низких частот.

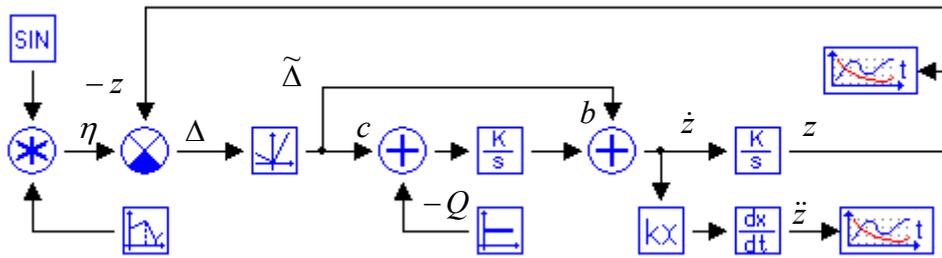


Рис. 1. Блок-схема реализации модели в программном комплексе MBTU

В таких динамических системах в процессе колебаний возможны переключения (скачкообразные переходы) между ветвями АЧХ в зависимости от частоты и амплитуды. Такие переключения являются причиной появления в спектре координат модели и их производных целого семейства как низших, так и высших гармоник. Указанные особенности АЧХ могут приводить к бифуркациям в процессах, протекающих в нелинейных системах [1].

Особый интерес представляет численный эксперимент, выполненный по следующему сценарию.

Рассмотрим вынужденные колебания системы при гармоническом возмущении $\eta = A \sin(2\pi f_0 t)$ с частотой $f_0 = 39,53$ Гц (в принятом масштабе машинного времени) и постоянном увеличении амплитуды от $A = 0$ до величины $A^{\max} = 180 \cdot 10^{-10}$ м, а затем – уменьшении амплитуды до $A = 0$. Возрастание амплитуды происходит на интервале $0 \dots 150$ с модельного времени, а убывание – на интервале $150 \dots 500$ с. Результаты моделирования представлены на рис. 2 – 4.

При заданных параметрах модели в результате возрастания амплитуды возмущения отскок индентора от поверхности начинается уже на 3-й секунде от начала расчёта. На интервале времени $t = 94 \dots 96$ с при амплитуде возмущения $A_{96} = 115 \cdot 10^{-10}$ м происходит удвоение цикла (рис. 3), которое продолжается до перехода системы в режим хаоса при $t = 114$ с и $A_{114} = 137 \cdot 10^{-10}$ м (рис. 2). Затем с момента времени $t = 150$ с амплитуда возмущения снижается, и при $t = 252$ с и $A_{252} = 126 \cdot 10^{-10}$ м режим хаоса переходит в устойчивый самоорганизованный (синергетический) режим (рис. 4, а), который сохраняется до времени $t = 463$ с и $A_{463} = 19 \cdot 10^{-10}$ м. А на протяжении оставшихся 37 с система ведёт себя так же, как и в начале процесса (рис. 2).

Заслуживает внимания тот факт, что на протяжении времени существования синергетического режима амплитуда возмущения уменьшилась в 6,63 раза, а параметры режима (частоты гармоник, амплитуды) практически остаются постоянными. Возникает закономерный вопрос о том, за счёт какой энергии этот режим устойчиво поддерживается и как (по каким принципам) организован её подвод в систему. Важно отметить, что даже незначительное изменение параметров системы, влияющих на свойства режима динамического хаоса, приводит к другим качественным и количественным результатам при формировании синергетического режима на выходе из хаоса. Так, если в численном эксперименте задавать значения максимальной амплитуды $A^{\max} = 181 \cdot 10^{-10}$ м; $A^{\max} = 181 \cdot 10^{-10}$ м и $A^{\max} = 182 \cdot 10^{-10}$ м, то на выходе из режима хаоса будут получены принципиально различные динамические процессы (рис. 4).

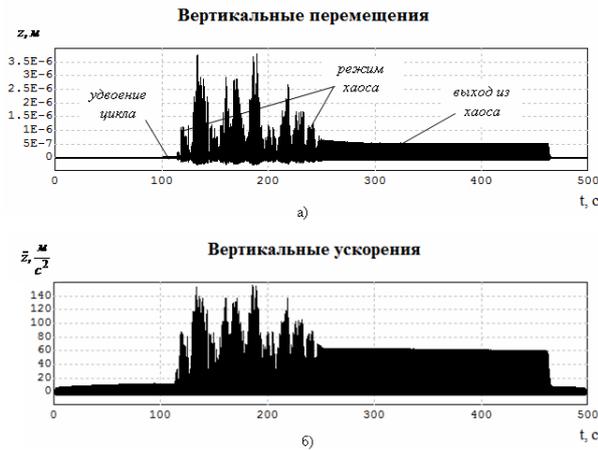


Рис. 2. Перемещения и ускорения индентора

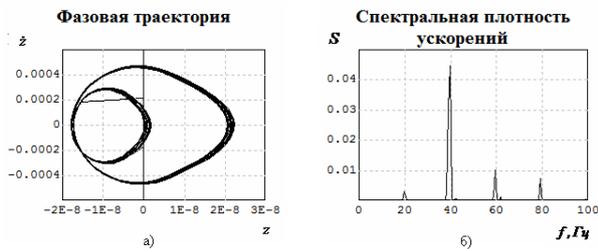


Рис. 3. Фазовая траектория и спектральная плотность ускорений для интервала времени $t=105...106 \text{ с}$ (удвоение цикла)

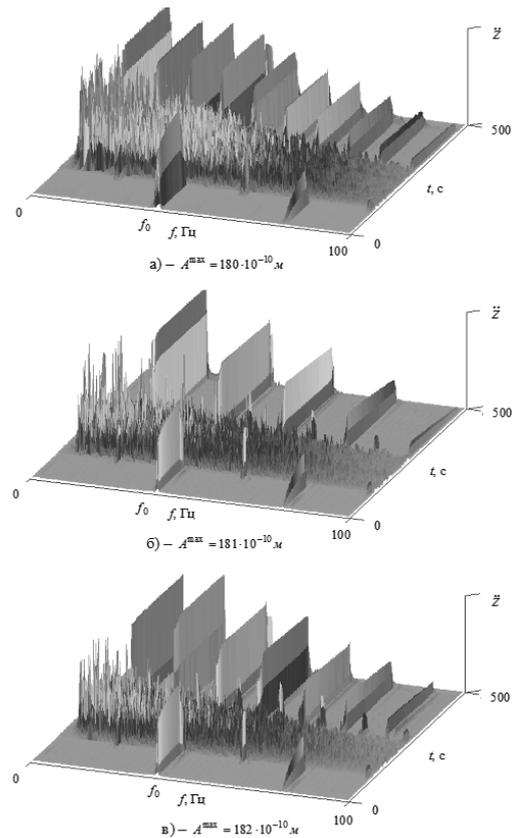


Рис. 4. Спектрограммы вертикальных ускорений индентора

Выполненные расчёты позволяют сделать предположение о существовании экономичных режимов функционирования динамических систем, которые система находит сама в процессе выхода из режима динамического хаоса. Но чтобы практически реализовать такие режимы, необходимо систему сначала перевести в состояние хаоса, а затем, управляя хаотическим процессом, сориентировать её на требуемый режим, который установится на выходе из хаоса и сможет устойчиво существовать сколь угодно долго.

В работе [3] описана модель, аналогичная рассматриваемой в данной статье. С помощью отображений Пуанкаре рассмотрены особенности детерминированного хаоса. Указывается, что режиму хаоса свойственно существование бесконечного количества предельных циклов, расположенных очень близко друг к другу. Отсюда следует многообразие возможных форм движения, что не противоречит полученным результатам и подтверждает их справедливость.

Представленные в данной работе результаты моделирования имеют скорее теоретическое значение. Но они позволяют надеяться, что в трибосистемах, содержащих покрытия, существуют оптимальные режимы функционирования, эффективность которых зависит в первую очередь от свойств и качества самих покрытий. В настоящее время задачи синергетического управления динамическим хаосом находятся в стадии изучения [4].

Об эволюционной модели трибосистемы

В основу построения эволюционной модели положены следующие гипотезы [1]:

- при сухом трении без смазки происходят разрывы микроконтактов с последующим их восстановлением в новых точках контактирующих поверхностей;
- геометрическая неровность (шероховатость) контактирующей поверхности является не только причиной возмущения динамических процессов в паре трения, но и следствием этих процессов по причине износа;
- динамические процессы при трении описываются убывающей автокорреляционной функцией, т.е. с течением времени трибосистема «забывает» свое начальное состояние.

Первое положение отражено уже в структуре нелинейной модели, допускающей отскок индентора от покрытия.

Второе положение вполне логично, так как изменение поверхности происходит в результате её износа от силового воздействия индентора. Если бы движение индентора происходило по бесконечной (не повторяющейся) траектории, то влияние измененной поверхности никогда бы не проявилось на текущем динамическом процессе – он бы определялся только исходной неровностью и упруго-диссипативными свойствами покрытия. Но в данном случае происходит циклическое повторение взаимодействия индентора с той поверхностью, которая сформировалась в ходе предыдущего оборота образца под индентором (рис. 1).

Следовательно для геометрической неровности поверхности $\eta(t)$ можно записать:

$$\eta(t) = \eta(t - \tau) + \Delta\eta(t - \tau), \quad (4)$$

где τ – время одного предыдущего цикла (одного оборота образца); $\Delta\eta(t)$ – изменение неровности в результате износа на предыдущем обороте.

Принимая допущение о том, что при постоянной скорости скольжения износ пропорционален нормальной силе, его величину представим в виде:

$$\Delta\eta(t) = \varepsilon P(t), \quad (5)$$

где ε – коэффициент пропорциональности.

Известно, что скорость изнашивания нелинейно зависит от нормальной силы [5]. Но в данном случае этот факт не является принципиальным. Учитывая, что величина реального износа достаточно мала, можно ограничиться линейным приближением.

Из исходного уравнения движения индентора (1) следует, что вертикальная реакция в контакте имеет статическую составляющую, обусловленную весом груза Q . Это значит, что с каждым оборотом за счёт износа шарик будет ступенчато погружаться в образец с покрытием. На самом деле так и происходит. Но этот ступенчатый спуск не несёт дополнительной полезной информации, но существенно усложняет обработку данных о динамическом процессе. Поэтому целесообразно процесс ступенчатого погружения устранить из рассмотрения за счёт компенсации статической составляющей реакции P путём вычитания из неё силы Q . Таким образом, в дальнейшем при формировании процесса износа учитывается только динамическая составляющая сил в контакте [1]:

В работе [1] приведён расчёт ориентировочных значений коэффициента ε . После корректировки модели по экспериментальным данным для образца с подложкой из стали 40X и покрытием из нитрида титана (TiN), полученным магнетронным напылением [6; 7], было принято значение $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-9}$ м/Н.

Анализ спектра ускорений \ddot{z} в начале, в середине и в конце процесса показал, что если модель запускалась внешним гармоническим возмущением с частотой, отличной от резонансной частоты, то и в середине и даже в конце процесса эта гармоническая компонента полностью сохраняет свою исходную интенсивность. Такая глубокая корреляционная связь между началом процесса и его дальнейшим развитием не характерна для реальных объектов. Следовательно принятая эволюционная модель требует доработки. Здесь вступает в силу третья гипотеза, принятая при построении эволюционной модели. Для её реализации в выражение (7) вносится корректирующий коэффициент $\alpha < 1$, снижающий на каждом цикле долю (влияние) предыдущей неровности в формировании новой [1]:

$$\eta(t) = \alpha \eta(t - \tau) + \varepsilon P_1(t - \tau). \quad (8)$$

Коэффициенты α и ε в выражении (8) имеют вполне определённый физический смысл. Чем выше износостойкость покрытия, тем большим должно быть значение α и меньшее значение должен иметь коэффициент ε , определяющий степень износа покрытия. Даже при существенном снижении доли предыстории в составе возмущения, например при $\alpha = 0,7$, дальнейшее возрастание $\eta(t)$ до своего стационарного значения обеспечивается за счёт положительной обратной связи [1].

На рис. 5 параметры α и ε показаны как коэффициенты усиления на входах блока формирования неровности $\eta(t)$ в соответствии с выражением (8).

В работе [1] представлены результаты, полученные с помощью эволюционной модели. Из них следует, что независимо от вида начального возмущения (гармонического или случайного) после завершения переходных процессов система «забывает» свою предысторию и в ней устанавливаются нелинейные колебания с частотой, близкой к частоте собственных колебаний линейной системы f_0 , и постоянно изменяющейся амплитудой. Такое движение в работе [1] предлагается характеризовать как странный аттрактор, но в этом случае необходимо доказать randomness (случайность) процесса формирования амплитуд.

Существуют критерии оценки randomness цифровых последовательностей [8;9], к которым можно отнести последовательность значений функции $\eta(t)$. Но их применение представляет достаточно громоздкую и трудоёмкую процедуру, в результате которой с вероятностью до 95% обычно следует вывод о «псевдослучайном» характере последовательности. Но вместе с тем можно с достаточной для практики точностью оценить случайность процесса, проанализировав механизм его происхождения и формирования.

Рассмотрим участок обратной связи между точками т.2 и т.3, который последовательно включён в обратную связь по возмущению (т.1 – т.3) и содержит звено идеального запаздывания (рис. 6).

Логарифмическая АЧХ звена идеального запаздывания, охваченного положительной обратной связью с коэффициентом усиления $\alpha = 0,7$, показана на рис. 7. Там же указана собственная частота линейной системы $f_0 = 39,53 \text{ Гц} = 248 \text{ с}^{-1}$, что на логарифмической шкале частот составляет $\lg(248) = 2,39$.

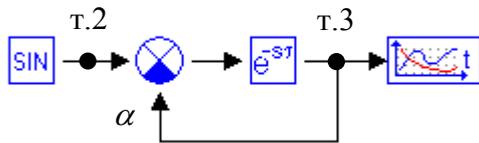


Рис. 6. Звено идеального запаздывания с положительной обратной связью

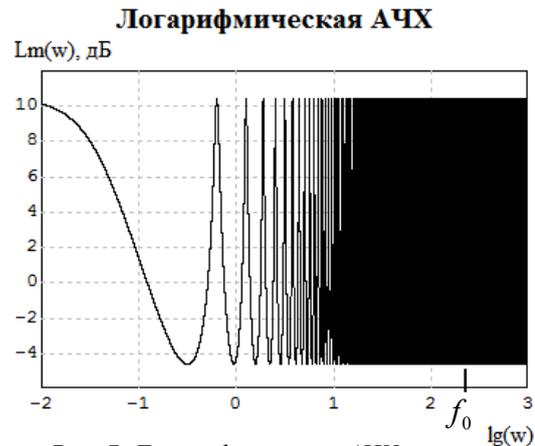


Рис. 7. Логарифмическая АЧХ звена запаздывания с обратной связью

Как показано в работе [1], за счёт нелинейности системы при изменении амплитуды происходит также изменение собственной частоты, что, в свою очередь, существенно влияет на коэффициент усиления в цепи обратной связи. Для $\alpha = 0,7$ при отклонении частоты в пределах $\pm 0,25\%$ от f_0 коэффициент усиления такого звена изменяется приблизительно в 5,5 раза (рис. 7). За счёт такой частотно-зависимой нелинейной обратной связи возможны непредсказуемые изменения амплитуды, частоты и фазы результирующих колебаний в окрестности предельного цикла. Тем самым косвенно доказаны randomness установившегося аттрактора и повод классифицировать его как «странный».

Физический смысл такой непредсказуемости состоит в том, что за один оборот образца под индентором за время $\tau = 10$ с с частотой $f_0 = 39,53$ Гц происходит около 400 вертикальных колебаний индентора, стабильность периода, амплитуды и фазы которых ничем не обеспечена. Поэтому вероятность того, что к началу нового оборота система придёт в том же состоянии, как и к началу предыдущего, ничтожно мала.

Заключение

Углублённый анализ модели трибосистемы показал, что в ней при определённом сочетании параметров может развиваться динамический хаос и самоорганизованные режимы выхода из него. Исследование таких синергетических режимов имеет не только научный, но и практический интерес при разработке и создании покрытий и трибосистем с заданными свойствами.

Эволюционная модель как наиболее близкая к реальным динамическим системам в установившемся режиме содержит как регулярные, так и случайные формы движения. Характеристики регулярных форм движения (например, собственные частоты) определяются структурой и параметрами динамической системы, в состав которой входит пара трения. Случайные компоненты зависят в основном от режимов эксплуатации.

Исследование выполнено при поддержке Российского научного фонда (проект № 21-79-30007).

Библиографический список

1. Колесников И.В., Коропец П.А., Мантуров Д.С., Шахматов Е.В. Математическое моделирование эволюции трибосистемы в процессе формирования равновесной шероховатости фрикционного контакта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 3. С. 96-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-96-107
2. Программный комплекс МВТУ (Моделирование в технических устройствах). http://rk5-lab.bmstu.ru/computing_center/software/index.php
3. Гукенхеймер Дж., Холмс Ф. Нелинейные колебания, динамические системы и бифуркации векторных полей. Москва-Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2002. 560 с.
4. Колесников А.А. Прикладная синергетика: основы системного анализа: учеб. пособие. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2007. 384 с.
5. Крагельский В.И., Добычин М.Н., Комбалов В.С. Основы расчёта на трение и износ. М.: Машиностроение, 1977. 526 с.
6. Колесников И.В., Мотренко П.Д., Колесников В.И., Мантуров Д.С. Повышение износостойкости формирования структуры и свойств их поверхностного слоя. М.: ВИНТИ РАН, 2021. 167 с.
7. Колесников И.В., Мотренко П.Д., Колесников В.И., Новиков Е.С. Теоретико-экспериментальные исследования закономерностей изменения структурно-фрикционных свойств поверхностных слоёв металлополимерных трибосистем. Разработка методов повышения износостойкости. М.: ВИНТИ РАН, 2022. 135 с.
8. Дональд Э. Кнут. Искусство программирования. Т. 2. Получисленные алгоритмы. М.: Вильямс, 2000. 832 с.
9. Иванов М.А., Чугунков И.В. Теория, применение и оценка качества генераторов псевдослучайных последовательностей. М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2003. 240 с.

FEATURES OF DYNAMIC PROCESSES IN THE “INDENTOR – COATING” SYSTEM DURING TESTS ON A TRIBOMETER

© 2023

- | | |
|--------------------------|--|
| I. V. Kolesnikov | Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences,
Head of the Research Laboratory “Nanotechnologies and New Materials”;
Rostov State Transport University, Rostov-on-Don, Russian Federation;
oooedt@rambler.ru |
| P. A. Koropets | Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher of the Research
Department “Theoretical Mechanics”;
Rostov State Transport University, Rostov-on-Don, Russian Federation;
pkoropets@gmail.com |
| D. S. Manturov | Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher of the Research
Department “Theoretical Mechanics”;
Rostov State Transport University, Rostov-on-Don, Russian Federation;
manturovds@rgups.ru |
| Ye. V. Shakhmatov | Academician of the Russian Academy of Sciences,
Head of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru |

The features of a nonlinear model of the “indenter-coating” tribosystem of a tribometer are considered. It is shown that with an increase in the amplitude of harmonic perturbation, the dynamic system goes through the stage of doubling the cycle and passes into the regime of deterministic chaos. At the exit from chaos, it is possible to establish various synergistic regimes that stably retain their parameters even with a multiple decrease in the amplitude of the disturbance. A block diagram of the implementation of the evolutionary model is presented. As a result of the formation of equilibrium roughness, the motion of the system is a strange attractor. To substantiate the randomness of the strange attractor, an analysis of the amplitude-frequency characteristic of the ideal regenerative delay element with a gain factor less than unity, was carried out. The physical meaning of the strange attractor is that in a cyclic mode, a nonlinear dynamic system whose cycle time exceeds the period of natural oscillations by more than two orders of magnitude cannot come to the beginning of a new cycle with exactly the same parameters as to the beginning of the current cycle.

Tribosystem; coating; block diagram; nonlinearity; feedback; dynamic chaos; strange attractor; limit cycle; randomness

Citation: Kolesnikov I.V., Koropets P.A., Manturov D.S., Shakhmatov Ye.V. Features of dynamic processes in the “indenter – coating” system during tests on a tribometer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 75-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-75-84

References

1. Kolesnikov I.V., Koropets P.A., Manturov D.S., Shakhmatov Ye.V. Mathematical modeling of the evolution of a tribosystem in the process of formation of equilibrium roughness of a frictional contact. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022 V. 21, no. 3. P. 96-107. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-96-107
2. *Programmnyy kompleks MVTU (Modelirovanie v tekhnicheskikh ustroystvakh)* [MVTU (Modeling in Technical Devices) software system]. Available at: <http://rk5-lab.bmstu.ru/computingcenter/software/index.php>
3. Guckenheimer J., Holmes P. Nonlinear oscillations, dynamical systems, and bifurcations of vector fields. New York: Springer, 2002. 462 p.
4. Kolesnikov A.A. *Prikladnaya sinergetika: osnovy sistemnogo analiza: ucheb. posobie* [Applied Synergetics: Fundamentals of System Analysis]. Taganrog: TTI YuFU Publ., 2007. 384 p.
5. Kragel'skiy V.I., Dobychin M.N., Kombalov V.S. *Osnovy rascheta na trenie i iznos* [Fundamentals of friction and wear calculation]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 526 p.
6. Kolesnikov I.V., Motrenko P.D., Kolesnikov V.I., Manturov D.S. *Povyshenie iznosostoykosti metallicheskih i metallopolimernykh tribosistem putem formirovaniya struktury i svoystv ikh poverkhnostnogo sloya* [Increasing the wear resistance of metal and metal-polymer tribosystems by forming the structure and properties of their surface layer]. Moscow: VINITI RAN Publ., 2021 167 p.
7. Kolesnikov I.V., Motrenko P.D., Kolesnikov V.I., Novikov E.S. *Teoretiko-eksperimental'nye issledovaniya zakonmernostey izmeneniya strukturno-friktsionnykh svoystv poverkhnostnykh sloev metallopolimernykh tribosistem. Razrabotka metodov povysheniya iznosostoykosti* [Theoretical and experimental studies on the regularities of changes in the structure and properties of the surface layers in metal-polymer friction units. Methods for increasing wear resistance]. Moscow: VINITI RAN Publ., 2022. 135 p.
8. Donald E. Knuth. The art of computer programming. V. 2. Seminumerical algorithms. Addison-Wesley Professional, 1997. 784 p.
9. Ivanov M.A., Chugunkov I.V. *Teoriya, primeneniye i otsenka kachestva generatorov psevdosluchaynykh posledovatel'nostey* [Theory, application and assessment of the quality of generators of pseudo-random sequences]. Moscow: KUDITs-OBRAZ Publ., 2003. 240 p.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ И СНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДИСБАЛАНСА РАБОЧИХ КОЛЁС ВЕНТИЛЯТОРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2023

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

Определены причины возникновения повышенной вибрации ротора двигателя вследствие аэродинамической неуравновешенности вентилятора первой ступени рабочего колеса. Предложена методика оценки аэродинамического дисбаланса рабочего колеса вентилятора газотурбинного двигателя при учёте влияния следующих факторов: геометрических погрешностей изготовления пера лопаток и их позиционирования в диске; деформации пера лопаток в ходе сборки рабочего колеса, а также факторов рабочего процесса, протекающего в лопаточном колесе. Использование методики позволяет выполнить оценку аэродинамического дисбаланса рабочего колеса на стадии его балансировки и существенно сократить величину аэродинамической неуравновешенности за счёт определения параметров снятия слоя материала или добавления корректирующих масс. Выполнены исследования влияния геометрических погрешностей лопаток на величину аэродинамического дисбаланса рабочего колеса. На основе результатов исследований определён вид зависимости неуравновешенных газовых сил от влияния технологических и эксплуатационных факторов рассматриваемого рабочего колеса вентилятора газотурбинного двигателя.

Рабочее колесо; аэродинамический дисбаланс; неуравновешенные силы; балансировка; конечно-элементная модель; геометрические отклонения; рабочие факторы; регрессионная зависимость

Цитирование: Кудашов Е.В., Грачев И.А., Болотов М.А. Методика оценки и снижения аэродинамического дисбаланса рабочих колёс вентиляторов газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 85-97. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-85-97

Введение

Повышение топливной экономичности и эффективности турбовентиляторных двигателей является важной задачей мирового двигателестроения [1]. Они могут быть улучшены за счёт повышения степени двухконтурности двигателя, что может приводить к увеличению его габаритов, в частности вентилятора первой ступени. Увеличение лопаток вентилятора в диаметральном направлении значительно снижает их жёсткость. В процессе сборки и работы двигателя его маложёсткие детали изменяют свои линейные и угловые размеры относительно номинальных значений, заложенных конструкторской документацией. Изменение геометрических параметров маложёстких деталей может привести к возникновению повышенной вибрации первой ступени и двигателя в целом. Это связано с нарушением распределения масс ротора относительно его состояния, достигнутого в ходе балансировки рабочего колеса (РК).

В работах [2; 3] отмечено, что повышенная вибрация двигателя может быть вызвана не только механической, но и аэродинамической неуравновешенностью ротора газотурбинного двигателя (ГТД). Одной из причин возникновения аэродинамической неуравновешенности ступени вентилятора является изменение распределения течения газового потока относительно заложенного состояния на этапе проектирования. Изменение распределения течения газового потока может быть вызвано производственными геометрическими погрешностями и деформациями пера лопаток в ходе действия на них рабочих факторов двигателя.

Механический дисбаланс РК устраняют при помощи балансировочных стендов методом снятия или добавления корректирующих масс (грузов). Аэродинамический дисбаланс снижают за счёт использования стендов, имитирующих условия работы авиационного двигателя. Зачастую операция по снижению аэродинамической неуравновешенности отдельных узлов двигателя не предусмотрена в связи с высокой стоимостью работ.

В описании изобретения [4] представлен способ балансировки лопаточного колеса, который заключается в оценке воздействия лопаток на аэродинамический дисбаланс узла по величине амплитуд радиальных сил, которые определяются экспериментально продувкой межлопаточных каналов. Уравновешенное состояние лопаточного колеса достигается раскладкой лопаток в пазах диска. Балансировка лопаточного колеса с несъёмными лопатками выполняется путём их доработки. В работе [5] приведён способ низкооборотной балансировки массы высокооборотного лопаточного ротора, который заключается в балансировке ротора при помощи балансировочного станка. Существует способ [6] балансировки лопаточных колёс машин, который заключается в подборе лопаток с близкими углами хорд и попарной их установке во взаимно противоположные пазы диска. Описанные способы увеличивают трудоёмкость и стоимость доводочных работ, а также не учитывают температуру, давление и состав газовой среды при работе. В работе [7] отмечено, что при моделировании процесса течения газовой среды через ГТД необходимо учитывать изменения давления и температуры воздуха на входе в РК двигателя.

Как показывает проведённое исследование [8], аэродинамический дисбаланс рабочего колеса возможно уравновесить методом корректировки масс для одного из режимов работы. Связано это с тем, что возникающая сила прямо пропорциональна угловой скорости ротора, а для её компенсации используется центробежная сила корректирующей массы, которая пропорциональна квадрату угловой скорости. Проблема аэродинамического дисбаланса также встречается у ветряных турбин [9] вследствие деформации лопастей.

Моделирование различных конструкций перьев лопаток в САЕ-системах позволяет улучшить аэродинамические и аэроакустические характеристики перьев лопаток [10], а также оценить динамическую устойчивость лопаточных узлов компрессора ГТД [11]. Это позволяет на этапе проектирования конструировать геометрию лопаток под необходимые условия работы изделия. В работе [12] представлена аналитическая модель расчёта динамического и аэродинамического дисбаланса для ветрогенератора «Vestas V80-2MW». В статье [13] исследовалось влияние основных геометрических параметров осевой ступени на осреднённые и нестационарные аэродинамические нагрузки, действующие на рабочие лопатки. Аэродинамический дисбаланс также влияет на энергетические показатели двигателей [14].

Актуальной задачей является разработка методики оценки и снижения аэродинамического дисбаланса рабочих колёс первой ступени газотурбинных двигателей при учёте производственных погрешностей их изготовления и сборки, а также деформаций деталей, вызванных эксплуатационными факторами.

Методика оценки и снижения аэродинамического дисбаланса рабочего колеса

Предлагаемая методика основана на использовании параметризованной твёрдотельной и конечно-элементной модели (КЭМ) сборки РК. В методике предусмотрен учёт факторов, оказывающих сильное влияние на аэродинамический дисбаланс рабочего колеса, к которым относятся: 1) геометрические отклонения (погрешность) перьев лопаток; 2) погрешность установки лопаток в диск; 3) деформации пера лопаток в ходе сборки РК и эксплуатации; 4) рабочие факторы лопаточных колёс.

Выбор факторов обусловлен следующими причинами. Изготовленные лопатки характеризуются геометрическими отклонениями, которые соответствуют техническим требованиям на изготовление компрессора. Наиболее существенными геометрическими отклонениями являются угол разворота и смещение сечений от номинально заданных положений. Положение лопатки в ходе сборки РК определяется величинами зазоров в замковом соединении лопатки и диска, а также натягами по контактными поверхностям антивибрационных полок лопаток. Сборка РК приводит к тому, что формируется напряжённо-деформированное состояние системы диск-лопатки из-за наличия замкнутого контура. При этом лопатки испытывают деформацию кручения. В результате каждый профиль лопатки и межлопаточный канал в РК имеют уникальную форму и проходную площадь сечения. Кроме того, на РК в процессе его работы воздействуют центробежные и газовые силы, приводящие к изменению углов расположения профилей лопаток. Исходными параметрами, влияющими на рабочий процесс в РК, являются расход воздуха через него, температура, давление и параметры газовой среды. Все перечисленные факторы приводят к возникновению неравномерности течения газового потока через отдельные межлопаточные каналы РК, что ведёт к возникновению неуравновешенных газовых сил, вызывающих аэродинамический дисбаланс РК. При этом аэродинамический дисбаланс сложно выявить и устранить экспериментальным путём.

Методика оценки и снижения аэродинамического дисбаланса рабочих колёс вентиляторов ГТД включает следующие этапы расчёта: 1) давления и температуры, определяемых газовой средой на перо лопатки в процессе работы РК; 2) деформаций геометрии пера лопатки; 3) неуравновешенных сил, возникающих в результате течения газового потока через межлопаточный канал; 4) аэродинамического дисбаланса рабочего колеса и параметров, необходимых для его компенсации. Этапы реализации методики и их взаимодействие с процессом изготовления РК представлены на рис. 1 в виде блок-схемы.

На первом этапе методики производится расчёт распределения давления P_L и температурного воздействия газовой среды T_L^* по перу лопатки под воздействием рабочих параметров. Расчёт выполняется для заданной геометрии пера лопатки с учётом факторов, действующих в ходе работы изделия при максимальном режиме.

Параметрами, характеризующими работу рассматриваемого РК, являются: параметры рабочей среды, частота вращения ротора $n = 5400$ об/мин, газодинамические параметры (расход воздуха сектора $G = 0,195$ кг/с, контрольное давление $P = 101325$ Па и температура на входе $T^* = 288$ К). Для расчётов использован модуль «CFX» системы «ANSYS Workbench». Используемая в расчётах 3D-модель сектора РК образует объём, сквозь который проходит газ при работе изделия. Сектор ограничен сложнопрофильными поверхностями пера и двух соседних лопаток. Используемая на первом этапе 3D-модель представлена на рис. 2.

Полученные в результате расчёта картины распределения давления и температуры по лопатке представлены на рис. 3.

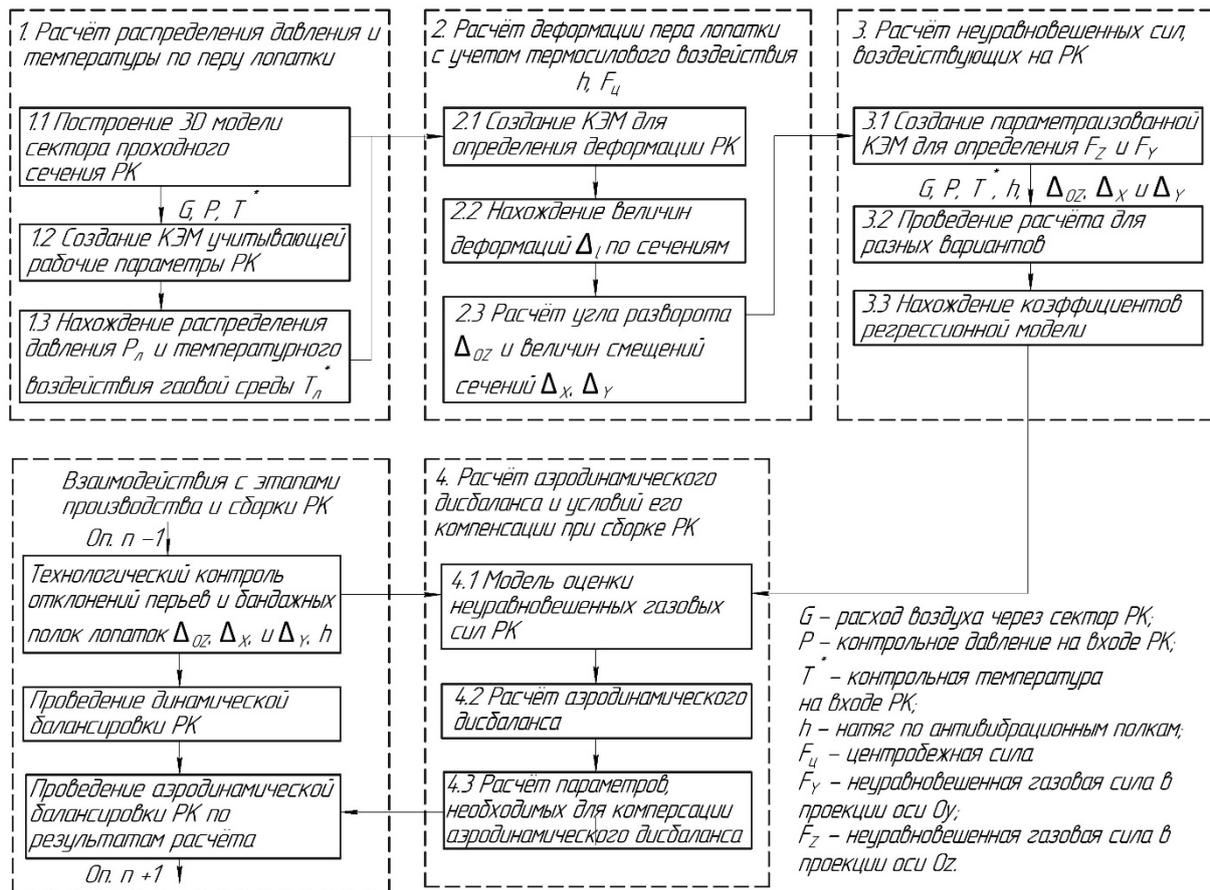


Рис. 1. Блок-схема методики оценки и определения условий компенсации аэродинамического дисбаланса рабочего колеса

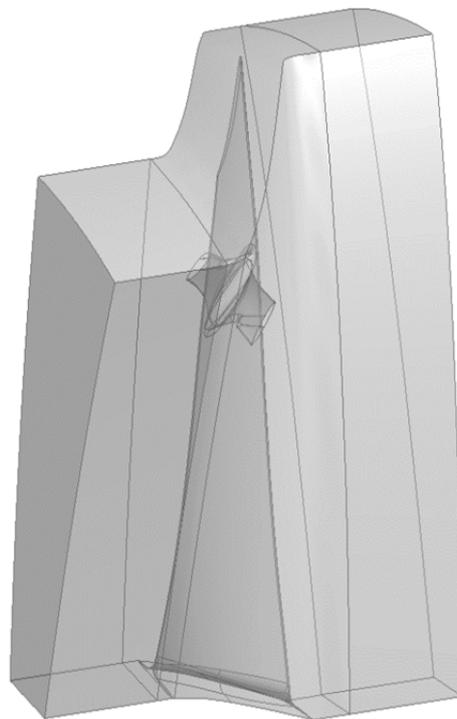


Рис. 2. 3D-модель сектора рабочего колеса

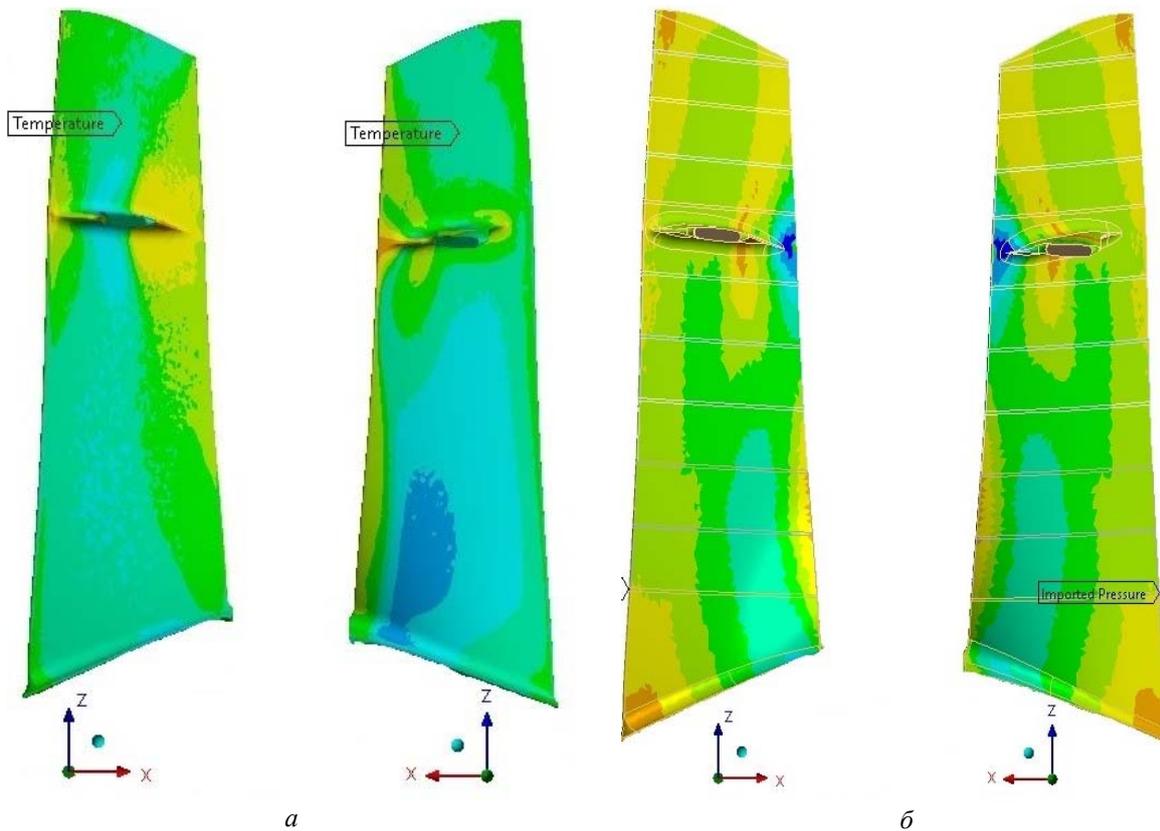


Рис. 3. Картины распределения по лопатке:
а – температуры; б – давления

Высоконагруженными элементами лопатки являются входная кромка в области нижней полки и концевая часть. Со стороны выходной кромки на уровне бандажной полки возникает отрицательное давление. В процессе сжатия воздуха лопатки РК совершают работу, вследствие чего происходит их нагрев. Наиболее нагретыми частями лопатки, согласно приведённым картинам распределения температуры, являются входная и выходная кромки пера лопатки в области бандажной полки.

На втором этапе выполняется расчёт деформации пера лопатки с учётом воздействия рабочих факторов. В состав расчётной модели входят лопатка и сектор диска. Расчёт проводился в модуле «Static Structural» системы «ANSYS Workbench».

В КЭМ сектора РК были заданы следующие нагрузки: центробежная сила $F_{ц}$, натяг по антивибрационным полкам h , распределение давления и температуры. Закрепление сектора диска выполнялось по его присоединительным поверхностям. Величина деформации оценивалась по контрольным точкам, которые расположены на кромках лопатки. Используемая 3D-модель при расчётах состояла из узла, включающего сектор диска, лопатки и части бандажных полок соседних лопаток. Перо лопатки разделено сечениями для дальнейшего контроля величин деформаций.

Контрольные точки пера лопатки показаны на рис. 4. Внешний вид 3D-модели сектора РК представлен на рис. 5, а. На рис. 5, б представлен внешний вид деформированной 3D-модели сектора РК в масштабе 10:1.

Величины деформаций пера лопаток в рассматриваемых точках, полученные в ходе расчёта с использованием КЭМ, представлены в табл. 1.

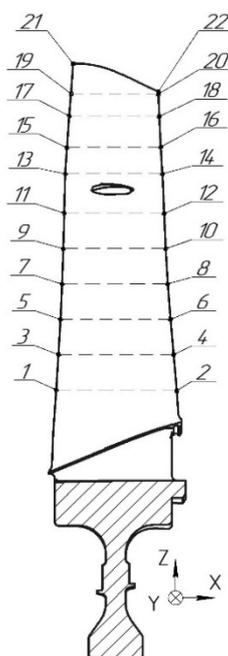


Рис. 4. Эскиз лопатки с точками для контроля деформации

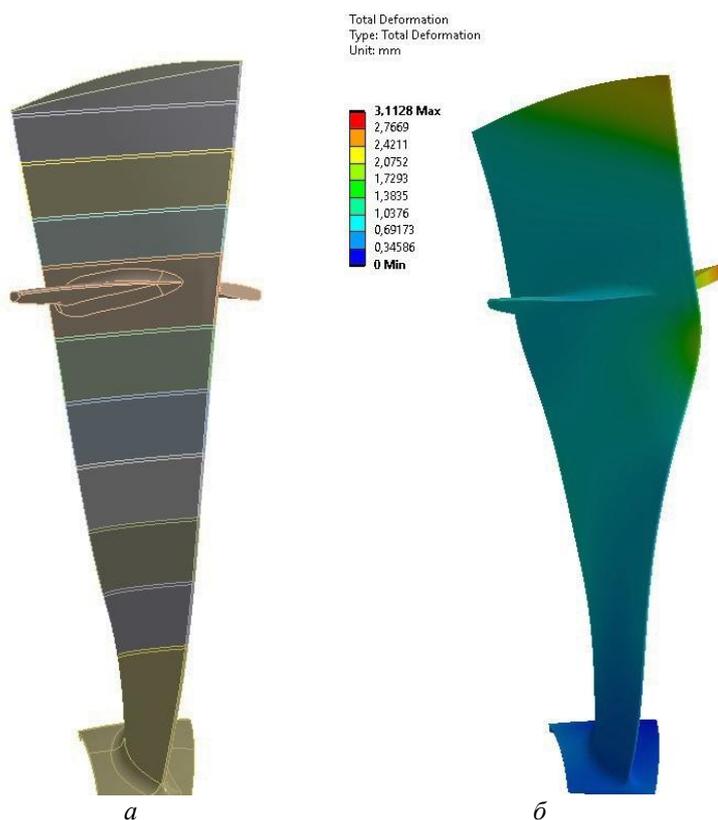


Рис. 5. Внешние 3D-модели сектора рабочего колеса: а – номинальная; б – с учётом деформации в масштабе 10:1

Таблица 1. Величины деформаций пера лопатки в контрольных точках

№ точки	Величина деформации в точке, мм				№ точки	Величина деформации в точке, мм			
	X	Y	Z	Σ		X	Y	Z	Σ
1	-0,078	0,295	0,446	0,540	2	0,272	-0,411	0,248	0,552
3	-0,162	0,362	0,496	0,634	4	0,476	-0,707	0,396	0,940
5	-0,047	0,208	0,489	0,534	6	0,598	-0,752	0,499	1,083
7	0,297	-0,157	0,562	0,654	8	0,588	-0,646	0,589	1,054
9	0,870	-0,668	0,594	1,248	10	0,360	-0,360	0,655	0,830
11	1,259	-0,969	0,665	1,722	12	-0,117	0,107	0,660	0,679
13	0,460	-0,350	0,839	1,019	14	-0,270	0,224	0,683	0,768
15	-0,181	0,137	0,939	0,966	16	-0,220	0,182	0,704	0,759
17	-0,849	0,619	1,038	1,477	18	-0,306	0,282	0,696	0,810
19	-1,425	1,017	1,122	2,079	20	-0,574	0,508	0,663	1,013
21	-1,923	1,369	1,192	2,644	22	-0,629	0,549	0,657	1,063

Анализ табл. 1 показывает, что наибольшая деформация в точках под номерами 19 и 21, расположенных на входной кромке лопатки РК. В точках 1 и 2 наблюдается наименьшая величина деформаций лопатки РК.

На рис. 6 приведена графическая зависимость изменения суммарной деформации кромок лопатки в контролируемых точках.

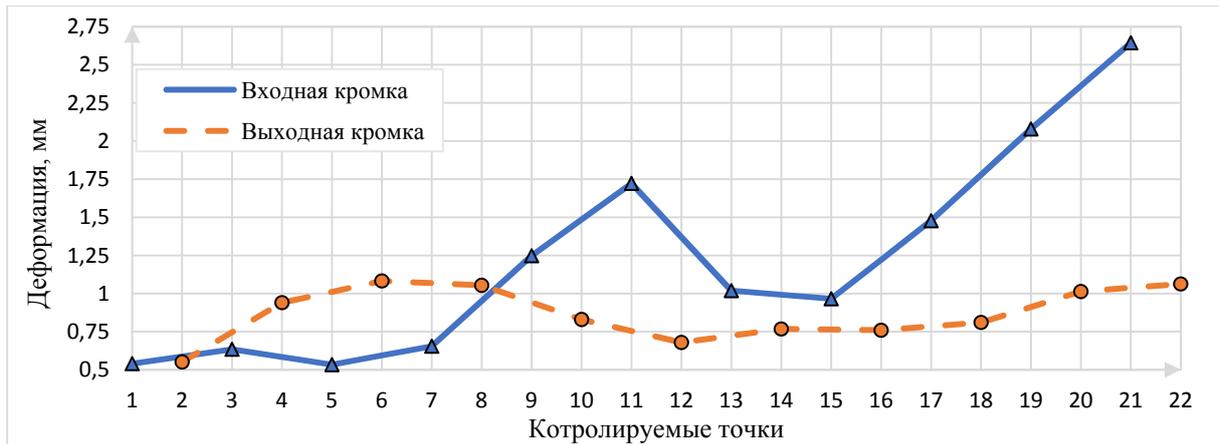


Рис. 6. Графическая зависимость изменения суммарной деформации кромок лопатки в контролируемых точках пера

На рис. 6 сплошной линией показаны величины деформаций точек входной кромки. Пунктирной линией на рис. 6 показаны величины деформаций точек выходной кромки. Исходя из полученной зависимости, представленной на рис. 6, и картины деформации (рис. 5), можно отметить, что наибольшей деформации подвергается входная кромка. Это приводит к развороту пера лопатки в большей степени относительно оси Oz . Деформация пера лопатки приводит к уменьшению угла атаки.

На основе полученных значений деформаций были рассчитаны величины смещений и разворота контрольных сечений лопатки. Расчёт проводился на основе проекций сечений вдоль осей Ox и Oy . Процесс расчёта был осложнён объёмными деформациями, которые приводят к относительному изменению расположение сечений и их формы. Первоначально были рассчитаны величины смещения вдоль осей Ox и Oy относительно координат точек входной кромки, после чего было проведено смещение деформированного вектора в координаты точки. Затем был рассчитан угол разворота вдоль оси Oz β согласно выражению

$$\beta = \arccos \left(\frac{\overline{a}_n \cdot \overline{b}_n}{|\overline{a}_n| \cdot |\overline{b}_n|} \right), \quad (1)$$

где \overline{a}_n – вектор, построенный по номинальным координатам n -го сечения; \overline{b}_n – вектор, построенный по деформированным координатам n -го сечения.

Рассчитанные значения смещений и угла разворота пера лопатки представлены в табл. 2.

Таблица 2. Рассчитанные значения смещений и угла разворота пера лопатки

Откл.	Номер сечения										
	1-2	3-4	5-6	7-8	9-10	11-12	13-14	15-16	17-18	19-20	21-22
Δ_x	-0,078	-0,162	-0,047	0,297	0,870	1,259	0,460	-0,181	-0,849	-1,425	-1,882
Δ_y	0,295	0,362	0,208	-0,157	-0,668	-0,969	-0,350	0,137	0,619	1,017	1,337
Δ_{oz}	-0,302	-0,466	-0,424	-0,201	0,205	0,595	0,303	0,018	-0,197	-0,297	-0,443

Построенные зависимости смещения сечений вдоль осей Ox и Oy , а также угла разворота относительно оси Oz представлены на рис. 7 и 8 соответственно.

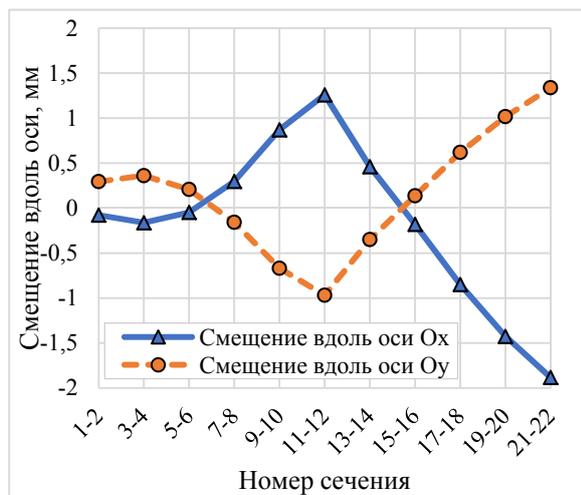


Рис. 7. Зависимость изменения смещения в контролируемых сечениях

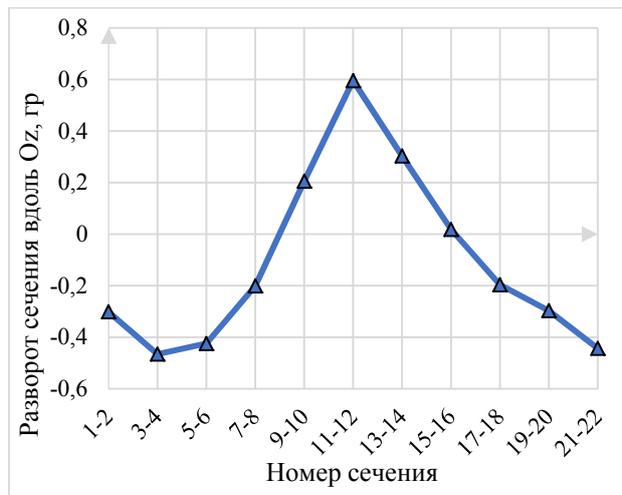


Рис. 8. Зависимость изменения разворота вдоль оси Oz в контролируемых сечениях

На рис. 7 сплошной линией показаны изменения смещений сечений вдоль оси Ox . Пунктирной линией показаны величины смещений сечений вдоль оси Oy . Полученные данные отклонений были использованы для построения параметризованной твёрдотельной модели лопатки методики. В параметризованной модели задающими параметрами являются отклонения контрольных точек 11 и 12. Остальные сечения перестраиваются пропорционально длине и в зависимости от заданного отклонения в контрольном сечении «11-12».

Третий этап методики предусматривает выполнение расчёта неуравновешенных сил в результате течения газового потока сквозь сектор РК. В КЭ модели использовалась параметризованная 3D-модель лопатки. Граничные условия расчёта были заданы аналогичные, что и на первом этапе методики. КЭМ необходима для формирования исходных данных для регрессионной зависимости. Исходными данными являлись результаты моделирования течения газового потока сквозь сектор РК с различными вариантами сочетаний геометрических отклонений сечений пера лопатки и величины межбандажного натяга.

Полученная регрессионная зависимость неуравновешенной газовой силы F_z в проекции оси Oz имеет следующий вид:

$$F_z = 6,34\Delta_x + 1,78\Delta_y + 87,54\Delta_{Oz} + 48,59h - 6,02 \cdot 10^2, \quad (2)$$

где Δ_x , Δ_y – линейное отклонение от номинального положения вдоль оси Ox и Oy контрольного сечения лопатки, мм; Δ_{Oz} – угловое отклонение от номинального положения вдоль оси Oz контрольного сечения лопатки, градус; h – натяг, образованный по нескольким сопрягаемым поверхностям антивибрационных полок лопаток, мм.

Полученная зависимость неуравновешенной газовой силы F_y в проекции оси Oy для рассматриваемого РК имеет следующий вид:

$$F_y = -4,27\Delta_x - 0,81\Delta_y - 65,65\Delta_{Oz} - 40,12h + 8,33 \cdot 10^2. \quad (3)$$

Входные параметры при моделировании были заданы в следующих диапазонах с учётом возможности возникновения погрешностей изготовления и сборки РК:

$$\Delta_x, \Delta_y = -0,8 \dots 0,8 \text{ мм};$$

$$\Delta_{Oz} = -0,7 \dots 0,7 \text{ градус};$$

$$h = 0,52 \dots 0,97 \text{ мм}.$$

Достоверность выражений (2) и (3) оценивалась с использованием коэффициента детерминации R^2 , значение которого составило 0,998 и 0,999 соответственно.

В ходе четвёртого этапа методики предусмотрено проведение расчёта аэродинамического дисбаланса РК и условий его компенсаций при сборке. Под условиями компенсации аэродинамического дисбаланса понимается масса корректирующего груза и угол его расположения. Найденные векторы проекций газовых сил на оси Oz и Oy изменяются на углы установки лопаток в РК. После этого проекции векторов сил суммируются. В итоге получают суммарные векторы проекции газовых сил на оси Oz и Oy . Аэродинамический дисбаланс D_a вычисляется с использованием выражения:

$$D_a = \frac{\sqrt{F_{\Sigma Z} + F_{\Sigma Y}}}{w^2}, \quad (4)$$

где $F_{\Sigma Z}, F_{\Sigma Y}$ – суммарные результирующие проекции газовых сил на оси Oz и Oy , возникшие вследствие обтекания лопаток газовым потоком; w – угловая скорость вращения рабочего колеса.

Устранение аэродинамической неуравновешенности выполняется путём добавления балансирующего груза, либо снятием массы с торцов рабочего колеса. Масса корректирующего груза может быть найдена по формуле:

$$m = \frac{D_a}{r}, \quad (5)$$

где r – радиус расположения корректирующего груза.

Угол расположения корректирующего груза определяется по формуле:

$$\varphi = \ar \cos \left(\frac{\left(\overline{F_{\Sigma Z} + F_{\Sigma Y}} \right) \cdot \overline{F_{\Sigma nY}}}{\left| \left(\overline{F_{\Sigma Z} + F_{\Sigma Y}} \right) \right| \cdot \overline{F_{\Sigma nY}}} \right) + 180^\circ, \quad (6)$$

где $\overline{F_{\Sigma nY}}$ – единичный вектор силы, направленный вдоль оси Oy, H .

Расчитанные величины аэродинамического дисбаланса в зависимости от смещения контрольного сечения вдоль оси Ox, Oy и углового отклонения контрольного сечения вокруг оси Oz представлены в табл. 3.

В ходе расчёта аэродинамического дисбаланса РК подвергалась изменению одна лопатка, остальные имели номинальные геометрические размеры. Диапазон отклонений был взят исходя из двукратного допуска, назначенного конструктором, что позволяет описать большинство встречающихся в производстве случаев.

На основе результатов, представленных в табл. 3, выполнено построение зависимости между аэродинамическим дисбалансом РК и его геометрическими отклонениями. Зависимость аэродинамического дисбаланса от заданного отклонения контрольного сечения пера лопатки РК приведена на рис. 9.

Таблица 3. Величина аэродинамического дисбаланса

В зависимости от смещения контрольного сечения вдоль оси Ox									
Δ_x , мм	-0,8	-0,5	-0,3	-0,1	0	0,1	0,3	0,5	0,8
D_a , г·мм	20,0	13,1	11,3	5,6	0	2,2	1,9	8,8	21,0
В зависимости от смещения контрольного сечения вдоль оси Oy									
Δ_y , мм	-0,8	-0,5	-0,3	-0,1	0	0,1	0,3	0,5	0,8
D_a , г·мм	11,9	8,1	7,6	3,4	0	5,3	3,8	2,2	2,5
В зависимости от углового отклонения контрольного сечения вокруг оси Oz									
Δ_{Oz} , градус	0,7	0,5	0,3	0,1	0	-0,1	-0,3	-0,5	-0,7
D_a , г·мм	231,1	163,9	99,4	39,4	0	24,4	99,1	164,5	225,8

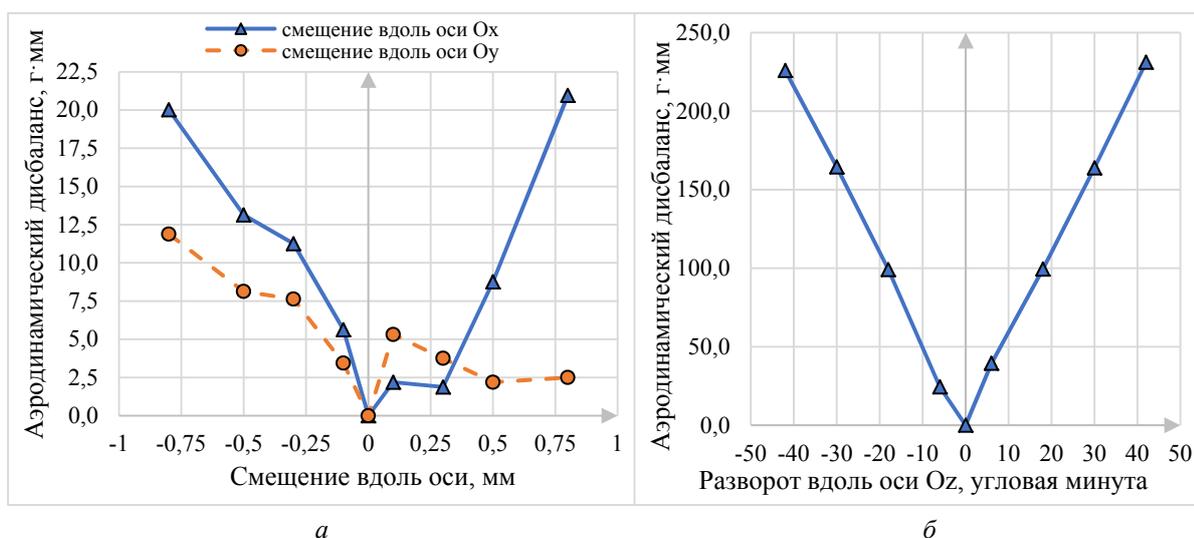


Рис 9. Зависимость аэродинамического дисбаланса от заданного отклонения сечения:
а – смещение вдоль оси Ox и Oy ; б – разворот вдоль оси Oz

На рис. 9 сплошной линией показаны величины смещений сечений вдоль оси Ox . Пунктирной линией показаны величины смещений сечений вдоль оси Oy .

Изучив представленные на рис. 9 зависимости, можно отметить, что наиболее значимым геометрическим отклонением, приводящим к возникновению аэродинамического дисбаланса РК, является угол разворота пера лопатки вдоль оси Oz , наименьшее влияние оказывает смещение вдоль оси Oy . Положительное геометрическое отклонение, связанное со смещением сечения лопатки вдоль оси Oy , в малой степени увеличивает дисбаланс РК.

Заключение

В работе представлена методика, позволяющая оценивать аэродинамический дисбаланс РК ГТД и рассчитывать условия его компенсации. Методика позволяет учитывать значимые рабочие факторы РК и геометрические отклонения пера лопаток, которые в большей степени зависимы от их неуравновешенных сил.

Объектом исследования являлось РК первой ступени компрессора низкого давления газотурбинного двигателя. По данным конструкторской документации сформированы различные варианты геометрии РК, полученные сочетаниями величин геометрических отклонений контрольного сечения и межбандажного натяга лопаток. Проведены

расчёты для сформированных вариантов геометрии. Результаты расчётов позволили получить зависимости неуравновешенных газовых сил от рассматриваемых факторов.

Полученные на основе разработанной модели графические зависимости позволяют быстро проводить расчёт аэродинамического дисбаланса РК и рассчитывать условия его компенсации. Компенсация аэродинамического дисбаланса может быть выполнена на этапе сборки и балансировки РК путём снятия слоя материала или добавления корректирующих масс. Описанные зависимости могут быть получены на этапе технологической подготовки производства изделия. Использование разработанной методики создаёт возможность снижения уровня вибрации двигателя.

Библиографический список

1. Латыпов Ш.Б. Аддитивное производство в авиационной промышленности // Материалы XIV Всероссийской молодёжной научной конференции «Мавлютовские чтения» (01-03 ноября 2020 г., Уфа). Т. 2. Уфа: УГАТУ, 2020. С. 40.
2. Карасев В.А., Максимов В.П., Сидоренко М.К. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 132 с.
3. Сидоренко М.К. Виброметрия газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1973. 224 с.
4. Суворов Л.М. Способ балансировки аэродинамики лопаточного колеса: патент РФ № 2301966; опубл. 27.06.2007; бюл. № 18.
5. Суворов Л.М. Способ низкооборотной балансировки массы и аэродинамики высокооборотного лопаточного ротора: патент РФ № 2419773; опубл. 27.05.2011; бюл. № 15.
6. Жаворонков Л.А. Способ балансировки лопаточного колеса машины и устройство для определения геометрических параметров лопаток лопаточного колеса машины: патент РФ № 2082072; опубл. 20.06.1997.
7. Идельсон А.М. Моделирование аэродинамического дисбаланса на лопатках вентилятора // Сб. трудов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., Самара). Ч. 2. Самара: СГАУ, 2003. С. 180-185.
8. Филимоныхин Г.Б., Олийниченко Л.С. Исследование возможности уравнивания аэродинамического дисбаланса крыльчатки осевого вентилятора корректировкой масс // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2015. Т. 5, № 7 (77). С. 30-35. DOI: 10.15587/1729-4061.2015.51195
9. Owens B.C., Griffith D.T., Resor B.R., Hurtado J.E. Impact of modeling approach on flutter predictions for very large wind turbine blade designs // 69th Annual Forum AHS (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona)
10. Kim J.-H., Ovgor B., Cha K.-H., Kim J.-H., Lee S., Kim K.-Y. Optimization of the aerodynamic and aeroacoustic performance of an axial-flow fan // AIAA Journal. 2014. V. 52, Iss. 9. P. 2032-2044. DOI: 10.2514/1.j052754
11. Kabannyk S., Zinkovskii A., Stel'makh A., Savchenko K. Method of prediction of dynamic stability of gas-turbine engine blade assemblies for subsonic flutter // Proceedings of the 26th International Congress on Sound and Vibration, ICSV 2019 (July, 7-11, 2019, Montreal, Canada)
12. Niebsch J., Ramlau R., Nguyen T.T. Mass and aerodynamic imbalance estimates of wind turbines // Energies. 2010. V. 3, Iss. 4. P. 696-710. DOI: 10.3390/en3040696
13. Коленько Г.С., Ласкин А.С. Нестационарные и осреднённые аэродинамические нагрузки, действующие на рабочие лопатки разной геометрии //

Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2020. Т. 26, № 1. С. 15-28. DOI: 10.18721/JEST.26102

14. Корнеев Н.В., Полякова Е.В. Аэродинамический дисбаланс турбокомпрессора как причина снижения энергетических показателей двигателей внутреннего сгорания // Техника машиностроения. 2014. Т. 21, № 1 (89). С. 51-57.

METHODOLOGY FOR ASSESSING AND REDUCING THE AERODYNAMIC IMBALANCE OF THE IMPELLERS OF GTE FANS

© 2023

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

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

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

The reasons for the occurrence of increased vibration of the engine rotor due to aerodynamic imbalance of the fan of the first stage of the impeller are determined. A method for estimating the aerodynamic imbalance of the gas turbine engine fan is proposed, taking into account the influence of the following factors: geometric errors in the manufacture of blade airfoils and their positioning in the disk; deformation of the blade airfoil during the assembly of the impeller, as well as the factors of the working process occurring in the impeller. The use of the technique makes it possible to evaluate the aerodynamic imbalance of the impeller at the stage of its balancing and significantly reduce the amount of aerodynamic imbalance by determining the parameters for removing a layer of material or adding corrective masses. The influence of geometric errors of the blades on the value of the aerodynamic imbalance of the impeller was analyzed. Based on the results of the research, the type of dependence of unbalanced gas forces on the influence of technological and operational factors of the impeller under consideration was determined.

Impeller; aerodynamic imbalance; unbalanced forces; balancing; finite element model; geometric deflections; operating factors; regression dependence

Citation: Kudashov E.V., Grachev I.A., Bolotov M.A. Methodology for assessing and reducing the aerodynamic imbalance of the impellers of GTE fans. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 85-97. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-85-97

References

1. Latypov Sh.B. Additivnoe proizvodstvo v aviatsionnoy promyshlennosti. *Materialy XIV Vserossiyskoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii «Mavlyutovskie chteniya»* (November, 01-03, 2020, Ufa). V. 2. Ufa: UGATU Publ., 2020. P. 40. (In Russ.)
2. Karasev V.A., Maksimov V.P., Sidorenko M.K. *Vibratsionnaya diagnostika gazoturbinnnykh dvigateley* [Vibration diagnostics of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 132 p.
3. Sidorenko M.K. *Vibrometriya gazoturbinnnykh dvigateley* [Vibrometry of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 224 p.
4. Suvorov L.M. *Sposob balansirovki aerodinamiki lopatochnogo koleasa* [Method of balancing aerodynamics of blade wheel]. Patent RF, no. 2301966, 2007. (Publ. 27.06.2007, bull. no. 18)

5. Suvorov L.M. *Sposob nizkooborotnoy balansirovki massy i aerodinamiki vysokooborotnogo lopatochnogo rotora* [Procedure for low speed mass balancing and aerodynamics of high speed vane rotor]. Patent RF, no. 2419773, 2011. (Publ. 27.05.2011, bull. no. 15)
6. Zhavoronkov L.A. *Sposob balansirovki lopatochnogo koleasa mashiny i ustroystvo dlya opredeleniya geometricheskikh parametrov lopatok lopatochnogo koleasa mashiny* [Method of balancing bladed wheel of machine and device for checking geometric parameters of blades of machine bladed wheel]. Patent RF no. 2082072, 1997. (Publ. 20.06.1997)
7. Idel'son A.M. Modelirovanie aerodinamicheskogo disbalansa na lopatkakh ventilyatora. *Sb. trudov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya» (June, 26-27, 2003, Samara)*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 180-185. (In Russ.)
8. Filimonikhin G.B., Olijnichenko L.S. Investigation of the possibility of balancing aerodynamic imbalance of the impeller of the axial fan by correction of masses. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2015. V. 5, no. 7 (77). P. 30-35. (In Russ.). DOI: 10.15587/1729-4061.2015.51195
9. Owens B.C., Griffith D.T., Resor B.R., Hurtado J.E. Impact of modeling approach on flutter predictions for very large wind turbine blade designs. *69th Annual Forum AHS (May, 21-23, 2013, Phoenix, Arizona)*
10. Kim J.-H., Ovgor B., Cha K.-H., Kim J.-H., Lee S., Kim K.-Y. Optimization of the aerodynamic and aeroacoustic performance of an axial-flow fan. *AIAA Journal*. 2014. V. 52, Iss. 9. P. 2032-2044. DOI: 10.2514/1.j052754
11. Kabannyk S., Zinkovskii A., Stel'makh A., Savchenko K. Method of prediction of dynamic stability of gas-turbine engine blade assemblies for subsonic flutter. *Proceedings of the 26th International Congress on Sound and Vibration, ICSV 2019 (July, 7-11, 2019, Montreal, Canada)*
12. Niebsch J., Ramlau R., Nguyen T.T. Mass and aerodynamic imbalance estimates of wind turbines. *Energies*. 2010. V. 3, Iss. 4. P. 696-710. DOI: 10.3390/en3040696
13. Kolenko G.S., Laskin A.S. Unsteady and averaged aerodynamic loads acting on rotor blades of different geometry. *St. Petersburg Polytechnic University Journal of Engineering Science and Technology*. 2020. V. 26, no. 1. P. 15-28. (In Russ.). DOI: 10.18721/JEST.26102
14. Korneev N.V., Polyakova E.V. Aerodynamic disbalance of the turbocompressor as the reason of lowering of power indexes of internal combustion engines. *Tekhnika Mashinostroeniya*. 2014. V. 21, no. 1 (89). P. 51-57. (In Russ.)

РЕЗУЛЬТАТЫ СОПРЯЖЁННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

© 2023

- В. Н. Матвеев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; valeriy2008@rambler.ru
- С. А. Мельников** инженер-конструктор научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; m.asergey196@gmail.com
- Г. М. Попов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; popov@ssau.com
- В. М. Зубанов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; zubanov.vm@ssau.ru
- И. А. Кудряшов** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ivan.kudryash1337@gmail.com
- А. И. Щербань** младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; korneeva.ai@ssau.ru

Численное моделирование с целью получения температурного поля охлаждаемых рабочих лопаток и его доводки является неотъемлемым процессом современного проектирования газотурбинных двигателей, так как вопрос охлаждения при температуре газа на выходе из камеры сгорания больше 1800-2000 К становится одним из ключевых. Для обеспечения заданных параметров работы турбины в процессе её проектирования необходимо получать достоверные расчётные данные. В статье представлен алгоритм формирования расчётной модели для определения теплового состояния рабочей лопатки высокотемпературной газовой турбины высокого давления в программе Ansys. Описан процесс подготовки геометрических и сеточных моделей, приведены граничные условия, использованные для настройки проекта в Ansys CFX Pre. Приведён способ определения коэффициента эффективности охлаждения с использованием Ansys CFX Post. Получены распределения температуры и коэффициента эффективности охлаждения по поверхностям охлаждаемой лопатки. Интегральные значения коэффициента эффективности охлаждения для проектируемой лопатки при различных расходах охлаждающего воздуха сравнивались со статистическими данными. На основе сравнения сделан вывод о том, что рабочая лопатка, рассмотренная в работе, соответствует современному уровню эффективности охлаждения.

Авиационный двигатель; охлаждение турбин; охлаждаемые лопатки; коэффициент эффективного охлаждения

Цитирование: Матвеев В.Н., Мельников С.А., Попов Г.М., Зубанов В.М., Кудряшов И.А., Щербань А.И. Результаты сопряжённого моделирования и анализа теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 98-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-98-111

Введение

Для современных газотурбинных двигателей (ГТД) температура газа перед турбиной является ключевым параметром цикла, так как её увеличение связано с ростом удельной тяги. При температуре рабочего тела на входе в турбину $T_r^* \geq 1200$ К работа турбины высокого давления (ТВД) невозможна без системы охлаждения горячих деталей. Поэтому все современные ГТД обычно имеют такие системы [1; 2].

В турбинах ГТД охлаждаются сопловые и рабочие лопатки (СЛ и РЛ), диски рабочих колёс и корпус. Охладитель также используется в системе управления радиальными зазорами. К системам охлаждения турбин ГТД предъявляется множество требований, так как от этого зависит как эффективность двигателя, так и сама возможность его работы.

Наиболее сложную схему охлаждения имеют лопатки первых ступеней турбины. Задача численного моделирования их теплового состояния актуальна, так как на данный момент нет публикаций с подробным алгоритмом моделирования и анализа теплового состояния лопаток высокотемпературных турбин с использованием CFD средств.

Цель данной работы заключалась в моделировании и анализе теплового состояния охлаждаемой РЛ ТВД с минимальными допущениями. В статье представлен алгоритм для моделирования и анализа теплового состояния охлаждаемой РЛ ТВД.

Подготовка геометрических и сеточных моделей

В качестве исходных данных при моделировании теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления использовались результаты термодинамического и пневмогидравлического расчёта двигателя, а также геометрическая модель РЛ ТВД, показанная на рис. 1.

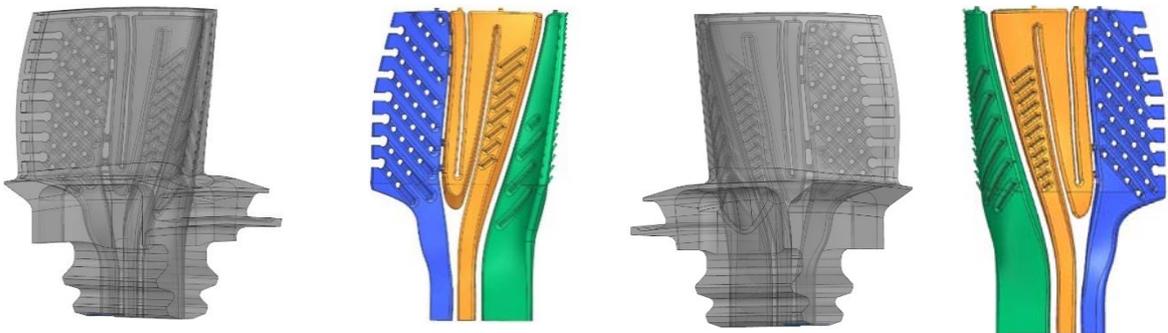


Рис. 1. Конфигурация рабочей лопатки турбины высокого давления и её внутренней полости

Трёхмерные геометрические модели лопатки и газоздушных областей были созданы в программном комплексе Siemens NX. Внутренняя полость РЛ ТВД имеет сложную систему каналов и включает в себя различные типы интенсификаторов конвективного охлаждения, описанных в работах [3; 4] и показанных на рис. 2. Всего лопатка имеет три внутренних канала: передний, средний и задний. Охлаждение задней части лопатки выполнено с помощью матрицы вихревого охлаждения, образованной скрещивающимися рёбрами и отлитыми на внутренних поверхностях спинки и корытца.

Выход охладителя из вихревой матрицы в проточную часть осуществляется через 8 щелевых окон вблизи выходной кромки.

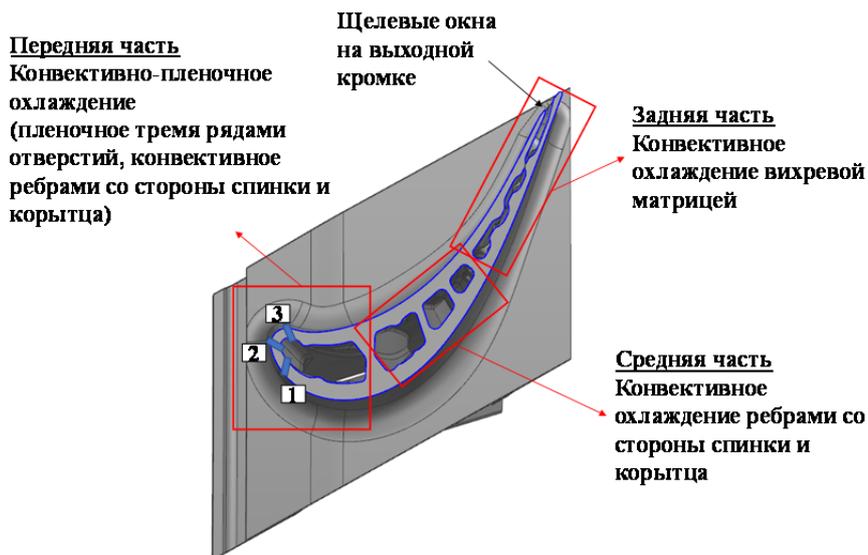


Рис. 2. Схема охлаждения лопатки, вид сверху

В переднем и среднем внутреннем канале для интенсификации конвективного охлаждения выполнены рёбра на стенках со стороны спинки и корытца. Подпитка верхней части вихревой матрицы охладителем осуществляется с помощью дополнительных отверстий из среднего канала.

Вблизи входной кромки лопатка имеет три вертикальных ряда отверстий для формирования плёночного охлаждения на поверхности лопатки. В первом ряду 16 отверстий, во втором и третьем – по 17. Диаметр всех отверстий 0,55 мм.

Плёночное охлаждение верхнего торца лопатки осуществляется за счёт выдува части охладителя через четыре отверстия диаметром 1 мм на периферийном торце РЛ ТВД. Геометрия всех частей газовой расчётной области представлена на рис. 3. Созданная расчётная область была разбита на конечные объёмы неструктурированными тетраэдральными элементами. Вдоль поверхностей стенок были созданы призматические слои.

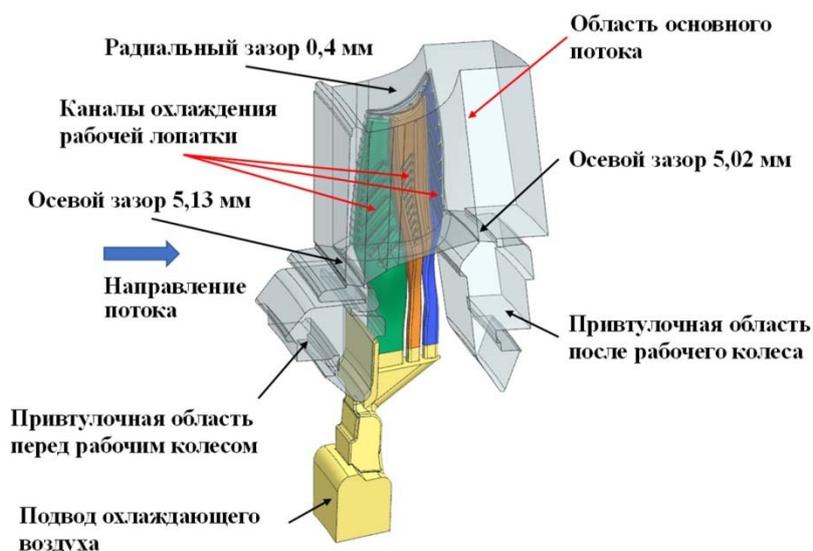


Рис. 3. Трёхмерная геометрическая модель газовой области рабочей лопатки

Создание сеточных моделей на основе полученных геометрических моделей газоздушных областей РЛ выполнялось в программе ANSYS Meshing. Настройка сеточных моделей осуществлялась на основе рекомендаций, приведённых в инструкции к программному обеспечению ANSYS Workbench [5].

Всего расчётная модель РЛ включала в себя около 112,8 млн объёмных элементов. В том числе: межлопаточный канал рабочего колеса (РК) и притрактовые области – 72,7 млн элементов; внутренние каналы системы охлаждения рабочей лопатки – 22,7 млн элементов; подвод охладителя – 5,3 млн элементов; домен, содержащий твёрдое тело РЛ – около 8,6 млн узлов.

Толщина первого призматического слоя была подобрана таким образом, чтобы на исследуемом режиме работы проектируемого двигателя обеспечивалось значение безразмерного параметра высоты первой ячейки y^+ не более 1 [6]. Распределение значений параметра y^+ приведено на рис. 4.

В соответствии с рекомендациями [6] была выбрана модель турбулентности SST.

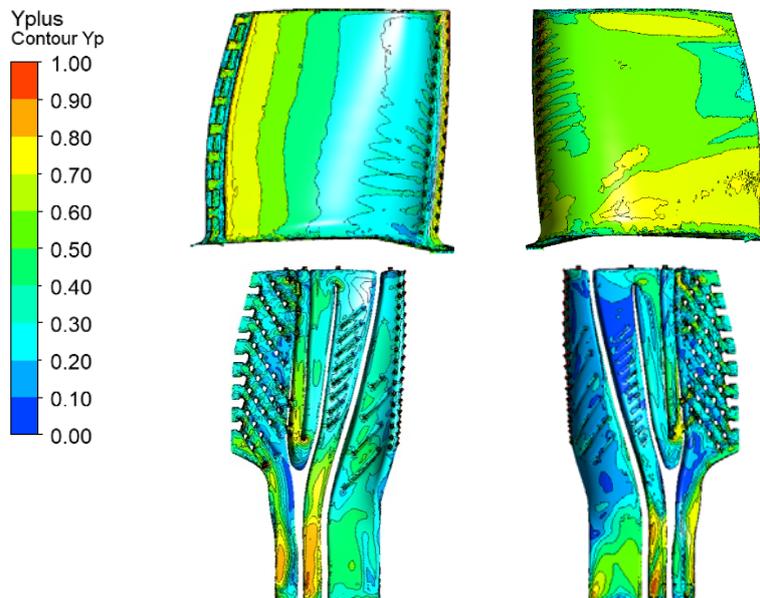


Рис. 4. Распределение значений безразмерного параметра высоты первой ячейки y^+ по наружной и внутренней поверхностям рабочей лопатки

Моделирование теплового состояния рабочей лопатки выполнялось в составе ступени высокого давления, чтобы учитывать влияние СЛ ТВД на структуру потока в рабочем межлопаточном канале РК. Структурированная сетка расчётной области межлопаточного канала соплового аппарата (СА) была сгенерирована в программе Numeca AutoGrid 5 согласно рекомендациям [7]. Домен межлопаточного канала СА включал в себя 3,6 млн гексаэдральных элементов. Фрагменты сформированных сеточных моделей показаны на рис. 5 – 7.

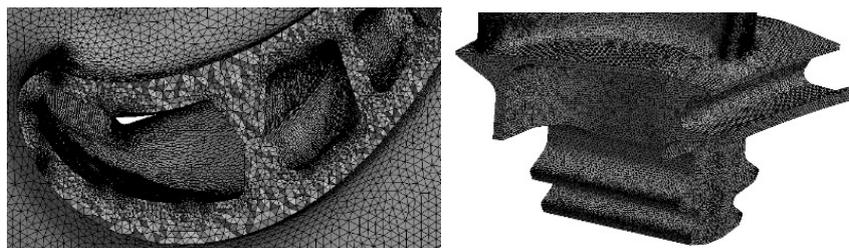


Рис. 5. Фрагменты конечно-элементной модели твёрдого тела рабочей лопатки

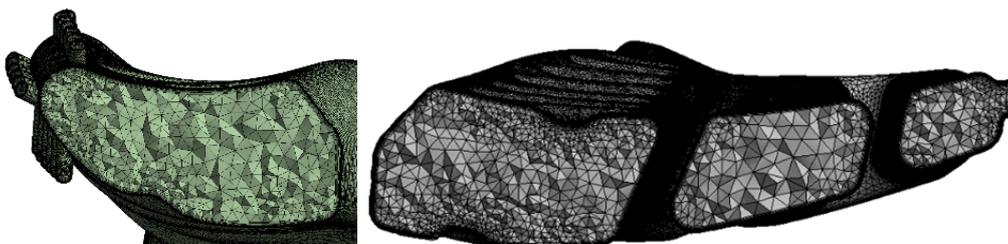


Рис. 6. Фрагменты сеток газовой области передней и средней части внутренней полости рабочей лопатки

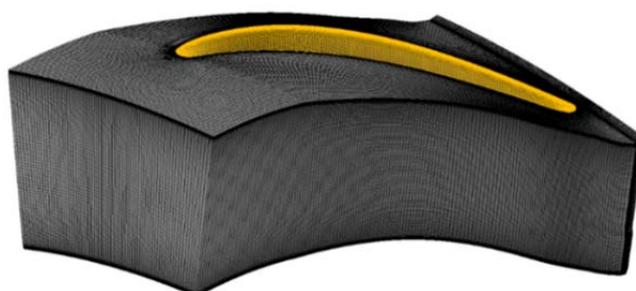


Рис. 7. Сеточная модель межлопаточного канала соплового аппарата

Характерный размер поверхностного элемента сеточных моделей составлял 0,5 мм. Максимальный размер тетраэлемента равнялся 1,0 мм. Количество призматических слоёв в газовой области и межлопаточных каналах – 25. Максимальный коэффициент роста между слоями – 1,23.

Формирование расчётной модели

Расчётная модель для сопряжённого теплогидравлического расчёта РЛ была создана с использованием программы Ansys CFX. CFD-модель РЛ состояла из 6 доменов (рис. 8):

- стационарного домена межлопаточного канала СА;
- вращающегося домена межлопаточного канала РК, также включающего в себя притрактовые области перед и после РК;
- вращающегося домена передней, средней и задней частей внутренней полости РЛ;
- вращающегося домена подвода охлаждающего воздуха в лопатку.

Стационарные домены считались в неподвижной системе координат. Вращающиеся домены – в системе координат, вращающейся с частотой вращения ротора в том же направлении, что и РК.

Модель учитывала наличие керамического слоя теплозащитного покрытия (ТЗП), которое задавалось величиной его толщины и значением коэффициента теплопроводности с помощью функции Additional Interface Models.

В качестве модели рабочего тела использовалась модель газоздушной смеси (газа и воздуха). При этом вязкость, теплоёмкость и теплопроводность газа и воздуха были заданы в виде полиномиальных зависимостей от статической температуры потока [8]. Свойства материала РЛ были предоставлены ПАО ОДК «Кузнецов».

Предварительно был выполнен расчёт ступени ТВД в программе Numeca Fine-Turbo, в котором выдувы охлаждающего воздуха в межлопаточный канал СА задавались как выдувы с ячеек. Так как при расчёте теплового состояния РЛ в составе ступени в программе CFX охлаждение СА не учитывалось, то на входе в модель СА в CFX задано распределение температуры заторможенного потока по высоте проточной части, которое соответствует распределению за СА из предварительно проведённого расчёта ТВД в программном комплексе Numeca.

Радиальная эпюра температуры заторможенного потока, заданная на входе в СА показана на рис. 9. Для замка и ножки лопатки в качестве граничных условий задавались значения температуры среды и коэффициента теплоотдачи от поверхности тела в окружающую среду. Эти значения получены из теплогидравлического расчёта двигателя.

Значения всех граничных условий для расчёта РЛ на взлётном режиме приведены в табл. 1.

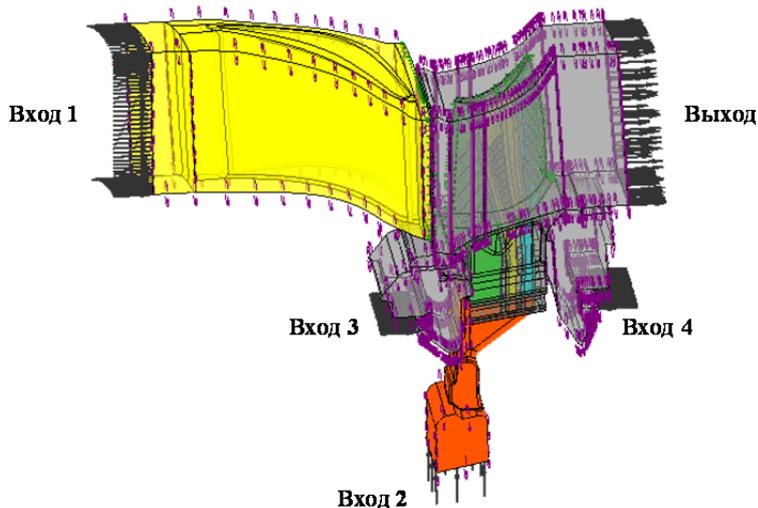


Рис. 8. Расчётная модель рабочей лопатки: вход 1 – сечение на входе основного потока в турбину высокого давления; вход 2 – сечение на входе в систему охлаждения рабочей лопатки; вход 3 – сечение на входе в область охлаждения передней поверхности диска рабочего колеса; вход 4 – сечение на входе в область охлаждения задней поверхности диска рабочего колеса; выход – сечение на выходе основного потока из турбины высокого давления

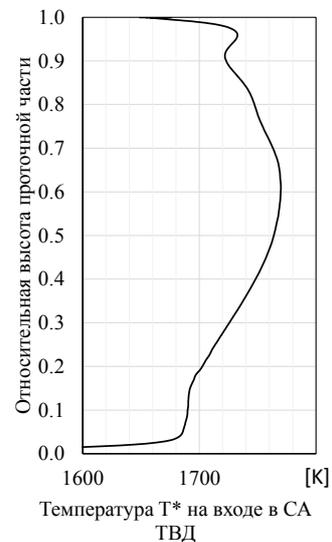


Рис. 9. Эпюра полной температуры рабочего тела на входе в сопловой аппарат в модели Ansys CFX

Таблица 1. Значения граничных условий для расчёта рабочей лопатки

№	Наименование	Значение
Режимные параметры		
1.	Вход 1 – сечение на входе основного потока в ТВД	$p_{\text{вх}}^* = 5127 \text{ кПа}$; $T_{\text{вх}}^*$ (эпюра), ($T_{\text{вх сред}}^* = 1804 \text{ К}$) $\alpha = 90^\circ$
2.	Выход – сечение на выходе основного потока из ТВД	$p = 1776 \text{ кПа}$ (среднее статическое давление на выходе из ступени)
3.	Частота вращения	$n = 16471 \text{ мин}^{-1}$
4.	Вход 2 – сечение на входе в систему охлаждения РЛ	$G_{\text{вх}} = 0,04641 \text{ кг/с}$ $T_{\text{охл}}^* = 970 \text{ К}$ Закрутка потока $\beta = 0,85$ (отношение окружной составляющей скорости рабочего тела к скорости вращения диска)
5.	Вход 3 – сечение на входе в область охлаждения передней поверхности диска РК	$G_{\text{вх}} = 0,0155 \text{ кг/с}$ $T^* = 1053 \text{ К}$
6.	Вход 4 – сечение на входе в область охлаждения задней поверхности диска РК	$G_{\text{вх}} = 0,0155 \text{ кг/с}$ $T^* = 1053 \text{ К}$
7.	Левый торец РЛ	$\alpha = 440,9 \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К)}$ $T_{\text{среды}} = 1264 \text{ К}$
8.	Правый торец РЛ	$\alpha = 3442,6 \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К)}$ $T_{\text{среды}} = 1273 \text{ К}$
9.	Замок РЛ	$\alpha = 8521,9 \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К)}$ $T_{\text{среды}} = 919 \text{ К}$
10.	Ножка РЛ	$\alpha = 666,5 \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К)}$ $T_{\text{среды}} = 1299 \text{ К}$

Анализ результатов сопряжённого моделирования

На рис. 10, 11 представлены полученные в результате расчёта распределения температуры на внешних и внутренних поверхностях РЛ при расходе охлаждающего воздуха $G_{\text{охл}} = 4,2\%$ от расхода газа через горло СА $G_{\text{г.ICA}}$.

Максимальное значение расчётной температуры РЛ имеет место в области периферии ближе к выходной кромке и равно $1136,8^\circ\text{C}$ при средней температуре заторможенного потока газа $1803,5 \text{ К}$. Перегрев в области периферии лопатки связан с неэффективной работой каналов охлаждения на РЛ вблизи выходной кромки и с тем, что в модели на данный момент не учтена работа системы регулирования радиального зазора, охлаждающий воздух из которой выпускается как раз в области периферии межлопаточного канала РК.

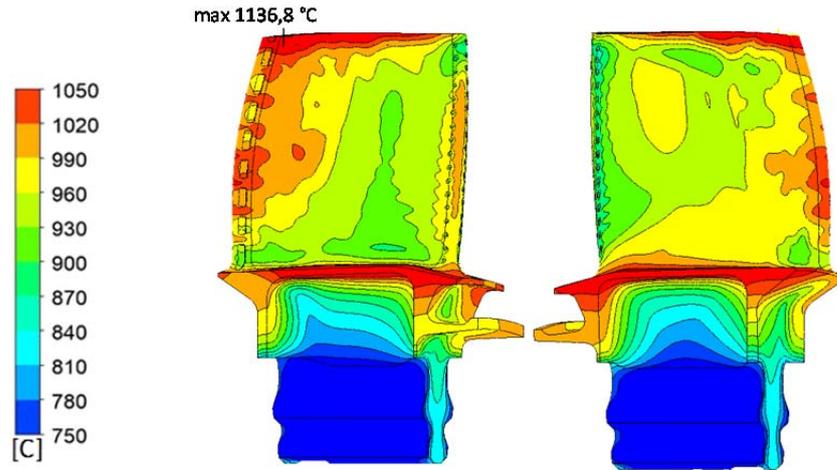


Рис. 10. Распределение значений температуры на внешних поверхностях рабочей лопатки

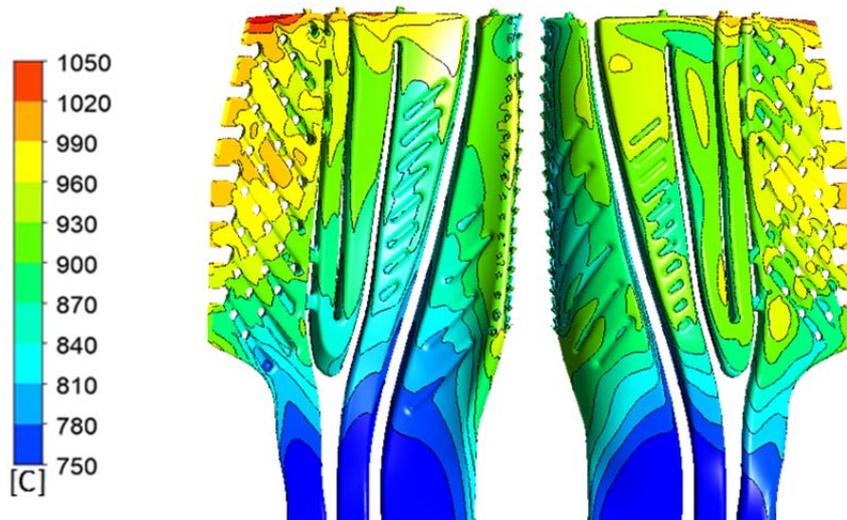


Рис. 11. Распределение значений температуры на внутренних поверхностях рабочей лопатки

На рис. 12 представлены эпюры средней температуры наружной поверхности профиля, средней температуры поперечного сечения лопатки $T_{\text{сред.сеч}}$, температуры входной и выходной кромок.

На рис. 13 даны распределения температуры в поперечных сечениях, расположенных на различных высотах РЛ.

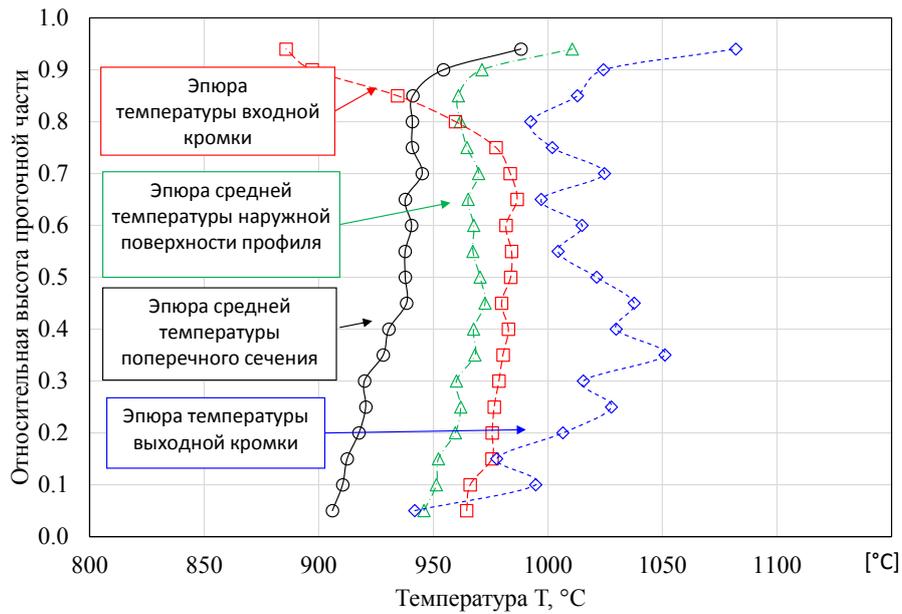


Рис. 12. Эпюры температур рабочей лопатки по высоте проточной части

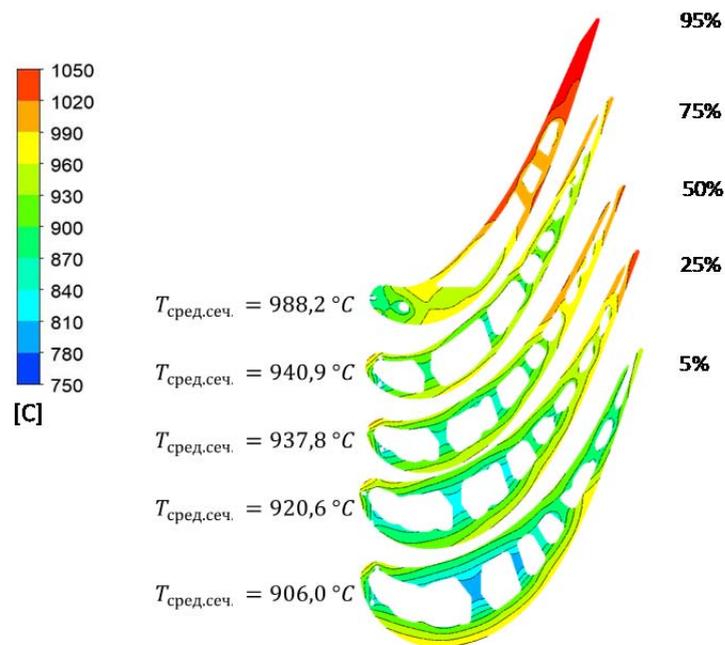


Рис. 13. Распределение температуры в сечениях рабочей лопатки на относительной высоте от втулки 5%, 25%, 50%, 75% и 95%

По распределению значений температуры можно определить положение перегретых участков, а также участков с большим градиентом температур. Для исследуемой РЛ были выделены следующие критические области. Во-первых, это перегретая периферийная часть лопатки у выходной кромки. Во-вторых, область с повышенным градиентом температуры (более 150°C) от внутреннего ребра к внешней поверхности в основании лопатки (рис. 13, сечение 5%).

На основе полученных данных о температуре заторможенного потока газа в относительном движении T_w^* , температуре охлаждающего воздуха и температуре лопатки были определены эпюры коэффициента эффективности охлаждения наружной поверх-

ности профиля, поперечного сечения, входной и выходной кромок по высоте проточной части.

Коэффициент эффективности охлаждения рабочей лопатки определялся по формуле:

$$\Theta_{\text{лоп}} = \frac{T_{\text{wгаз}}^* - T_{\text{лоп}}}{T_{\text{wгаз}}^* - T_{\text{wвозд}}^*},$$

где $T_{\text{wгаз}}^*$ – полная температура газа в относительном движении перед рабочей лопаткой на соответствующем радиусе (рис. 14); $T_{\text{wвозд}}^*$ – полная температура воздуха в относительном движении на входе в нижний торец рабочей лопатки; $T_{\text{лоп}}$ – температура лопатки.

Для получения распределений $\Theta_{\text{лоп}}$ по сечениям лопатки на различных радиусах использовались данные по значениям $T_{\text{лоп}}$, представленные на рис. 13. Для получения средней по сечению величины $\Theta_{\text{лоп}}$ использовалась средняя по сечению температура $T_{\text{лоп}}$. Для расчёта $\Theta_{\text{лоп}}$ по наружной поверхности, а также на входной и выходной кромке использовались соответственно температуры на наружной поверхности лопатки, на её входной и выходной кромках. Температура заторможенного потока воздуха в относительном движении на входе в РЛ $T_{\text{wвозд}}^*$ определена на входе в нижний торец лопатки.

Результаты расчёта $\Theta_{\text{лоп}}$ приведены на рис. 15. На рис. 16 даны распределения значений коэффициента эффективности охлаждения в характерных поперечных сечениях лопатки.

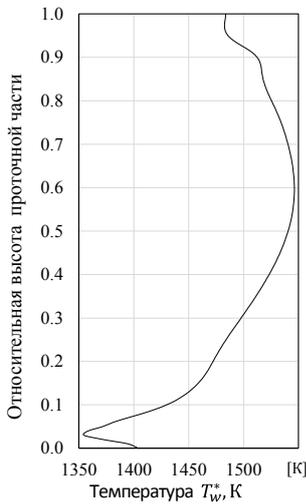


Рис. 14. Эюра температуры заторможенного потока газа в относительном движении на входе в рабочее колесо

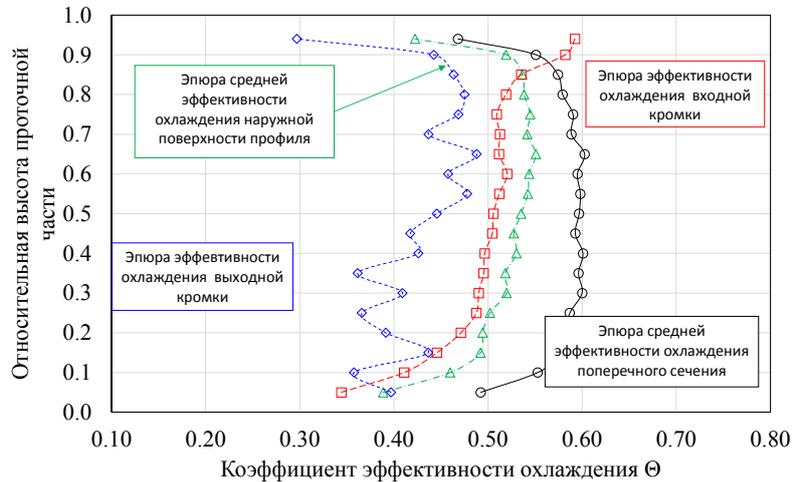


Рис. 15. Эюры коэффициента эффективности охлаждения рабочей лопатки

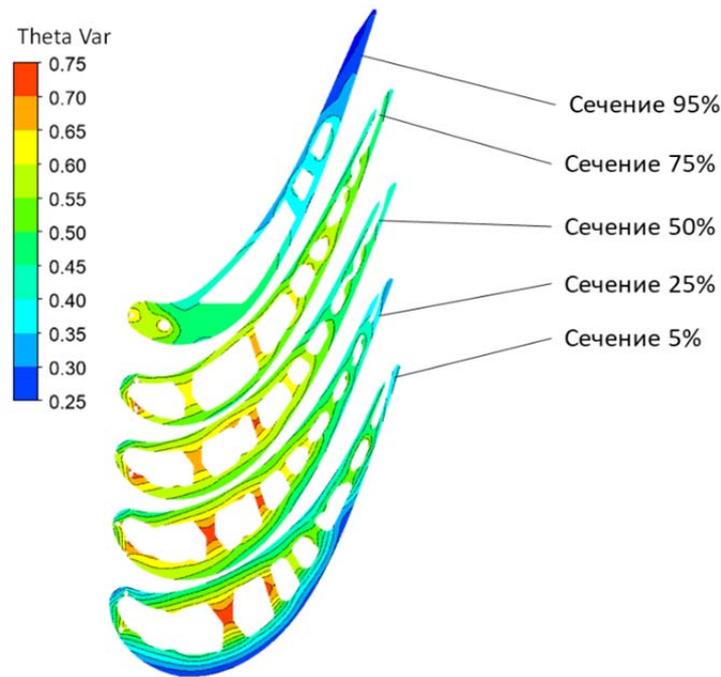


Рис. 16. Распределения значений коэффициента эффективности охлаждения по поперечным сечениям лопатки при расходе охлаждающего воздуха $G_{\text{охл}} = 4,2\%$ от $G_{\text{г.1CA}}$

Из рис. 16 видно, что области с низким коэффициентом эффективности охлаждения совпадают с перегретыми областями РЛ в области выходной кромки.

Заключение

На рис. 17 представлено сопоставление полученных данных об эффективности охлаждения рассматриваемой РЛ со статистическими данными из работы [9].

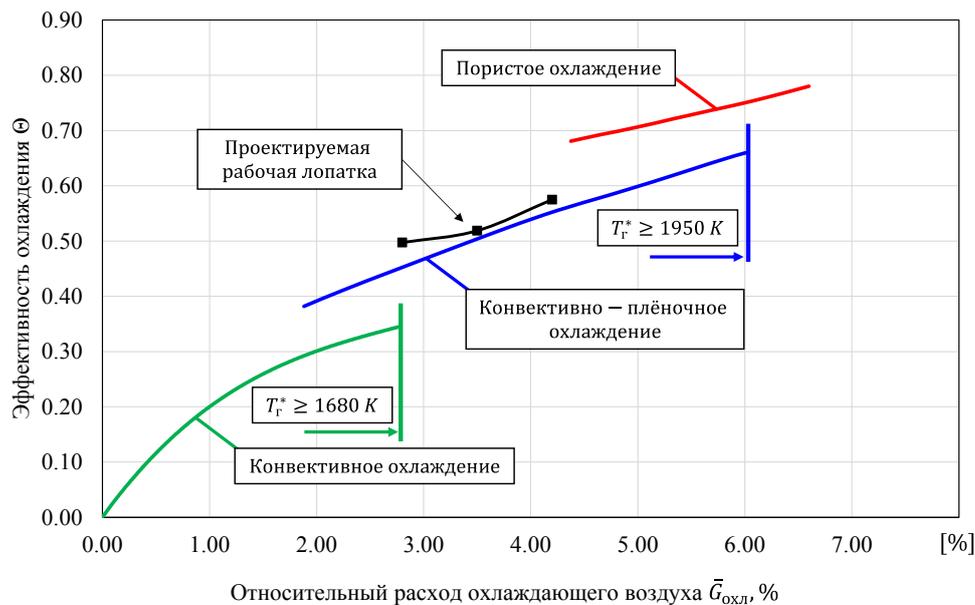


Рис. 17. Сопоставление результатов эффективности охлаждения рассматриваемой РЛ со статистическими данными из работы [9]

Из данных рис. 17 следует, что по полученным значениям интегрального параметра коэффициента эффективности охлаждения исследуемая лопатка соответствует турбинным лопаткам современных двигателей.

В результате сопряжённого газодинамического, гидравлического и теплового расчёта рабочих лопаток в составе ступени ТВД получены данные о распределениях значений температуры и коэффициента охлаждения по поверхности РЛ, выявлены проблемные зоны в теле лопатки, нуждающиеся в дальнейшей доводке.

Достигнуто значение коэффициента эффективности $\Theta_{\text{лоп}}$, равное 0,58 при температуре газа на входе в ТВД 1803,5 К и относительном расходе охлаждающего воздуха 4,2%. Сопоставление результатов расчёта со статистическими данными показало, что анализируемая конфигурация лопатки обеспечивает значения $\Theta_{\text{лоп}}$, соответствующие современному уровню эффективности охлаждения турбинных лопаток.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках реализации комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства по теме: «Организация высокотехнологичного производства промышленных ГТД с интеллектуальной системой конструкторско-технологической подготовки для повышения функциональных характеристик» (Соглашение о предоставлении гранта № 075-11-2021-042 от 24.06.2021 г.).

Библиографический список

1. Je-Chin Han, Sandip Dutta, Strinath Ekkad. Gas turbine, heat transfer and cooling technology. New York: CRC Press, 2012. 887 p.
2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.
3. Нагога Г.П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1996. 100 с.
4. Копелев С.З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин. М.: Наука, 1983. 145 с.
5. Ansys Workbench Product Release Notes. ANSYS, Inc. and ANSYS Europe, Ltd. are UL registered ISO 9001:2000 Companies.
6. Vieser W., Esch T., Menter F. Heat transfer prediction using advanced two-equation turbulence models. CFX Validation Report: CFX-VALI0/0602, 2002.
7. Дорофеев В.М. Термогазодинамический расчёт газотурбинных силовых установок. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.
8. Popov G., Matveev V., Baturin O., Novikova J., Kolmakova D, Volkov A. Selection of parameters for 3D finite-volume mesh for CFD simulation of axial turbines // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822007001
9. Ле Т.З., Нестеренко В.Г. Особенности проектирования охлаждаемых лопаток высокотемпературных турбин высокого давления с бандажной полкой // Международный научно-исследовательский журнал. 2018. № 1 (67), ч. 1. С. 84-90. DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.087

RESULTS OF CONJUGATE MODELING AND ANALYSIS OF THE THERMAL STATE OF A HIGH-PRESSURE TURBINE BLADE

© 2023

- V. N. Matveev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; valeriy2008@rambler.ru
- S. A. Melnikov** Design Engineer, Research and Education Centre for Gas-Dynamic Studies; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; m.asergey196@gmail.com
- G. M. Popov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; popov@ssau.com
- V. M. Zubanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; zubanov.vm@ssau.ru
- I. A. Kudryashov** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ivan.kudryash1337@gmail.com
- A. I. Shcherban** Junior Research Fellow, Research and Education Centre for Gas-Dynamic Studies; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; korneeva.ai@ssau.ru

Numerical modeling for the purpose of receiving the temperature field of cooled rotor blades and its improvement is an integral process of modern design of gas turbine engines since the issue of cooling at gas temperature at the combustion chamber outlet over 1800-2000 K is becoming one of the key ones. To ensure the specified parameters of turbine operation during its design, it is necessary to obtain reliable calculation data. The article presents an algorithm for forming a calculation model to determine the thermal state of the working blade of a high-temperature high-pressure gas turbine in the Ansys program. The process of preparation of geometric and grid models is described, the boundary conditions used to set up the project in Ansys CFX Pre are given. A method for determining the cooling efficiency factor using Ansys CFX Post is also presented. The distributions of the temperature field and the coefficient of cooling efficiency over the surfaces of the blade to be cooled are obtained. Integral values of the coefficient of cooling efficiency for the designed blade at various cooling air flow rates were compared with statistical data. On the basis of the comparison a conclusion was made that the working blade considered in the work corresponds to the modern level of cooling efficiency.

Aircraft engine; turbine cooling; cooled blades; cooling efficiency coefficient

Citation: Matveev V.N., Melnikov S.A., Popov G.M., Zubanov V.M., Kudryashov I.A., Shcherban A.I. Results of conjugate modeling and analysis of the thermal state of a high-pressure turbine blade. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 98-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-98-111

References

1. Je-Chin Han, Sandip Dutta, Strinath Ekkad. Gas turbine, heat transfer and cooling technology. New York: CRC Press, 2012. 887 p.
2. Inozemtsev A.A., Sandratskiy V.L. *Gazoturbinnnye dvigateli* [Gas turbine engines]. Perm: UEC «Aviadvigatel» Publ., 2006. 1204 p.
3. Nagoga G.P. *Effektivnye sposoby okhlazhdeniya lopatok vysokotemperaturnykh gazovykh turbin: uchebnoe posobie* [Efficient ways of cooling high-temperature gas turbine blades]. Moscow: MAI Publ., 1996. 100 p.

4. Kopelev S.Z. *Okhlazhdaemye lopatki gazovykh turbin* [Cooled gas turbine blades]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 145 p.
5. Ansys Workbench Product Release Notes. ANSYS, Inc. and ANSYS Europe, Ltd. are UL registered ISO 9001:2000 Companies.
6. Vieser W., Esch T., Menter F. Heat transfer prediction using advanced two-equation turbulence models. CFX Validation Report: CFX-VALI0/0602, 2002.
7. Dorofeev V.M. *Termogazodinamicheskiy raschet gazoturbinnnykh silovykh ustanovok* [Thermogasdynamic calculation of gas turbine power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 144 p.
8. Popov G., Matveev V., Baturin O., Novikova J., Kolmakova D, Volkov A. Selection of parameters for 3D finite-volume mesh for CFD simulation of axial turbines. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822007001
9. Le T.Z., Nesterenko V.G. Features of design of cooled blades of high-temperature high-pressure turbines with. *International Research Journal*. 2018. No. 1 (67), part. 1. P. 84-90. (In Russ.). DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.087

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ РЕАКТОРНЫХ УСТАНОВОК

© 2023

Д. В. Савчук инженер-конструктор;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
savchuk_dv@okbm.nnov.ru

Д. Е. Бесчеров инженер-конструктор;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
bescherov@okbm.nnov.ru

Д. А. Куликов инженер-конструктор;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
kulikov_da@okbm.nnov.ru

В. А. Панов доктор технических наук, помощник начальника департамента научно-технического обоснования проектов по направлению прочность и целостность конструкций;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
varanov@okbm.nnov.ru

В. Л. Патрушев кандидат технических наук, главный специалист;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
patrushev@okbm.nnov.ru

М. С. Порфирьев инженер-конструктор;
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
porphirev_ms@okbm.nnov.ru

С. А. Соловьев кандидат технических наук, начальник бюро
АО «ОКБМ Африкантов», г. Нижний Новгород;
solovev_sa@okbm.nnov.ru

К современным центробежным насосам реакторных установок предъявляются требования по низкому уровню вибрации и шума. Для решения этой проблемы необходимо провести комплекс расчётных исследований вибрационных характеристик центробежных насосов с целью выбора оптимального варианта конструкции. Обеспечение представительности и адекватности расчётных исследований проводится с использованием верифицированных методов математического моделирования. В статье приведены результаты сравнительного анализа различных вариантов проточной части центробежного насоса с заданными гидравлическими характеристиками. Проведены гидродинамические расчёты потока и определены нагрузки, действующие на рабочие колеса, которые используются при расчёте динамики вращения ротора насоса. Рассматривается наличие остаточного дисбаланса ротора. По результатам проведённых расчётов исследуются вибрационные характеристики насоса и сравниваются с насосом-прототипом, обладающим низким уровнем вибрации.

Вибрация; динамика ротора; математическое моделирование; центробежный насос; реакторная установка

Цитирование: Савчук Д.В., Бесчеров Д.Е., Куликов Д.А., Панов В.А., Патрушев В.Л., Порфирьев М.С., Соловьев С.А. Обеспечение вибрационных характеристик центробежных насосов реакторных установок // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-112-120

Введение

К современным центробежным насосам реакторных установок предъявляются требования по низкому уровню вибрации и шума. Наиболее важным следствием воздействия вибрации на насос является накопление повреждений при циклическом изме-

нении нагрузки. Этот процесс приводит к образованию и распространению трещин, которые в конечном итоге разрушают конструкцию.

Виброактивность центробежного насоса определяется тремя факторами: конструкцией, технологией изготовления и условиями эксплуатации. Все факторы взаимосвязаны между собой.

К причинам повышенной вибрации насосов, обусловленных конструкцией, относятся [1]:

- несоответствие энергетических, вибрационных и массогабаритных параметров;
- возмущающие силы гидродинамического, механического и электромагнитного происхождения;
- резонанс собственных частот колебаний элементов насоса и частот возмущающих сил.

Различные формы кавитации, неоднородность потока и вихреобразование создают гидродинамические силы, возбуждающие вибрацию центробежных насосов [2]. Интенсивность вибрации зависит от величины радиальных зазоров, числа лопастей, а также типа направляющего аппарата и формы проточной части [3].

Механическая вибрация центробежных насосов обусловлена его конструкцией. Источниками вибрации являются неуравновешенные силы инерции деталей вращающегося ротора и возмущения в подшипниках. Причинами могут служить несимметрия расположения элементов колёс, отверстий и шпонок, радиальные и торцевые биения, погрешности, связанные с посадками сочленяемых деталей и погрешности балансировки.

Задача исследования вибрационных характеристик центробежных насосов актуальна для современных реакторных установок и требует комплекса связанных расчётов гидродинамики и вибрации. Методы расчётного компьютерного моделирования на основе современных программных средств и супер-ЭВМ позволяют проводить такие исследования, которые в дальнейшем подтверждаются испытаниями на стендах.

Постановка задачи

В качестве объекта исследования в данной работе рассматривается центробежный насос, обеспечивающий выбранные гидравлические характеристики: расход $Q = 60 \text{ м}^3/\text{ч}$; напор $H = 30 \text{ м}$. Обеспечение требующихся вибрационных характеристик центробежного насоса проводится в результате расчётного исследования методами компьютерного моделирования. Расчётное исследование включает в себя решение следующих задач:

- определение основных источников вибрации насоса;
- разработка концепции расчётного моделирования роторной системы и корпуса насоса;
- адаптация программного и аппаратного обеспечения;
- определение влияния варианта проточной части и возникающих гидродинамических сил на вибрационные характеристики насоса;
- определение вибрации, передаваемой на корпус насоса в результате вращения ротора;
- анализ результатов исследования.

Источники вибрации центробежного насоса

Источники вибрации центробежных насосов можно условно разделить на три типа: гидродинамические, механические и электромагнитные.

К гидродинамическим источникам вибрации относятся:

- силовое взаимодействие лопастей с переменным полем давлений;
- кавитационные процессы;
- сильная турбулизация потока;
- срывные процессы в проточной части;
- гидродинамические силы в зазорах «ротор-статор» и лабиринтных уплотнениях.

Причины возникновения гидродинамических источников вибрации сложно идентифицируются и анализируются. Они напрямую зависят от компоновки насоса.

Механическими источниками вибрации могут быть:

- неуравновешенные силы инерции ротора (балансировка);
- погрешности обработки элементов подшипников;
- погрешность центровки ротора при сборке;
- собственные частоты насоса в целом и его отдельных элементов.

Вибрация от электромагнитных источников также даёт свой вклад в общую вибрацию насоса. Источниками вибрации в этом случае служат:

- силы, обусловленные наличием пазов в роторе и статоре;
- недостаточное усилие прессовки листов железа статора;
- несинусоидальность тока на входе в насос.

Причины возникновения вибраций механической и электромагнитной природы известны, они не зависят от компоновки насоса и пути борьбы с ними известны.

Методы расчётного анализа вибрации

Анализ влияния варианта проточной части на вибрационные характеристики насоса проводится по методике, прошедшей верификацию в АО «ОКБМ Африкантов» на насосе-прототипе. Методика позволяет получать с использованием метода конечных элементов расчётные результаты, хорошо совпадающие с экспериментальными.

В качестве источников вибрации насоса рассматриваются гидродинамические силы [4] и остаточный дисбаланс ротора. Гидродинамические силы определяются расчётом по конечно-элементной модели с применением CFD кода. Остаточный дисбаланс ротора выбирается согласно требованиям ГОСТ [5].

Определение вибрации, передаваемой ротором на корпус насоса, проводится расчётом динамики вращения ротора по модели, состоящей из твёрдых тел и упругих элементов.

Расчётное моделирование

Разработанная технология расчёта вибрации насоса основана на компьютерном моделировании и предполагает создание трёхмерных геометрических моделей корпуса и ротора насоса.

При расчётном исследовании рассматриваются варианты проточной части насоса с выбранными гидравлическими характеристиками. Для каждого варианта используются конечно-элементные модели корпуса насоса (рис. 1), по которым проводятся гидродинамические и вибрационные расчёты.

Расчёт динамики вращения ротора проводится с использованием модели, состоящей из твёрдых тел, соединённых между собой упругими балками (рис. 2). При этом совокупность твёрдых тел повторяет геометрические и массоинерционные свойства ротора, а упругие балки придают модели необходимую жёсткость на изгиб и кручение. Детали, которые устанавливаются на вал ротора, моделируются в виде сосредоточенных масс.

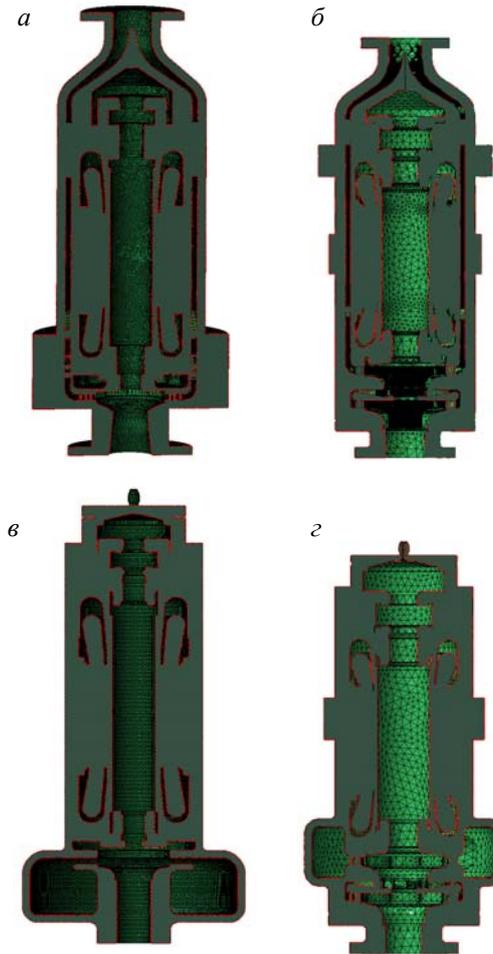


Рис. 1. Рассмотренные варианты конструкции насоса:
 а – полнопроточная с одной ступенью; б – полнопроточная с двумя ступенями;
 в – с кольцевой гидрокамерой и одной ступенью; г – с кольцевой гидрокамерой и двумя ступенями

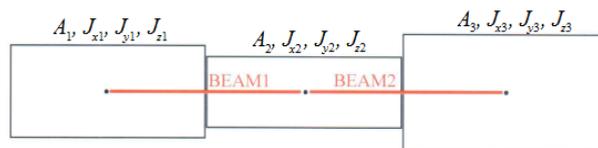


Рис. 2. Твердотельное моделирование ротора:
 A_i – площадь поперечного сечения; J_{xi}, J_{yi}, J_{zi} – моменты инерции относительно осей X, Y, Z

При задании характеристик упругих балок, формирующих упругие свойства модели ротора, проводится идентификация с разработанной конечно-элементной моделью ротора по условию совпадения частот и форм собственных колебаний свободного ротора.

Применяемые для насоса радиальные подшипники имеют высокую жёсткость по сравнению с изгибной жёсткостью вала ротора. В процессе вращения ротора они воспринимают вибрацию ротора, передаваемую на корпус насоса. При расчёте динамики вращения ротора подшипники учитываются как жёсткие опоры в местах взаимодействия с валом ротора.

Гидродинамические расчёты проточной части

Анализ влияния типа проточной части насоса проводится на основании проведённых гидродинамических расчётов. Рассматривается два типа проточной части:

- полнопроточная;
- с кольцевой гидрокамерой.

Вместе с этим рассматривается влияние количества ступеней (одна и две) на входе, что определяет скорость вращения ротора:

- 3000 об/мин для одноступенчатого ротора;
- 1500 об/мин для двухступенчатого ротора.

Визуальная оценка результатов гидродинамических расчётов проводилась по распределениям энергии пульсаций скорости осреднённой по времени (рис. 3, 4).

Распределение энергии пульсации скорости

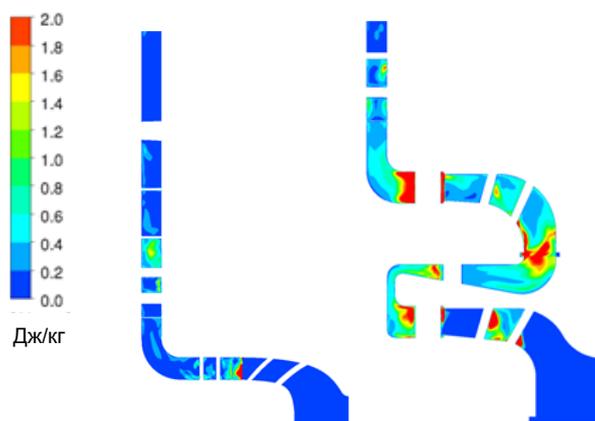


Рис. 3. Распределение энергии пульсации скорости (Дж/кг) для вариантов полнопроточной конструкции насоса

Распределение энергии пульсации скорости

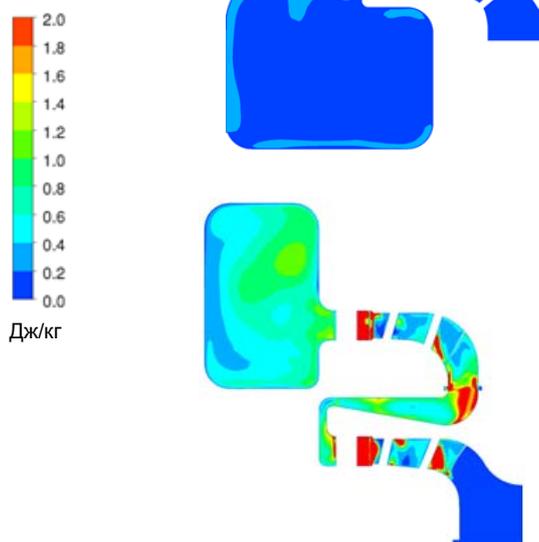


Рис. 4. Распределение энергии пульсации скорости (Дж/кг) для вариантов конструкции насоса с кольцевой гидрокамерой

Анализируя представленные распределения, можно видеть, что наибольшая амплитуда пульсаций находится в рабочем колесе и первом направляющем аппарате. Это соответствует тому, что в этих зонах максимальные скорости потока.

Вибрационное нагружение насоса

При определении вибрационных характеристик насоса используются результаты проведённых гидродинамических расчётов:

- распределение полей давлений на поверхности проточной части;
- нагрузки, действующие на рабочие колёса ротора.

Вибрация, создаваемая ротором насоса, вычислялась с учётом допускаемого остаточного дисбаланса $e = 15 \text{ г} \cdot \text{мм/кг}$ [5] и гидродинамических сил.

Проведённый расчёт динамики вращения ротора вариантов конструкции насоса (см. рис. 1) на рабочей частоте с учётом полученных действующих на него сил позволил определить нагрузки, передаваемые ротором на корпус насоса (рис. 5, 6).

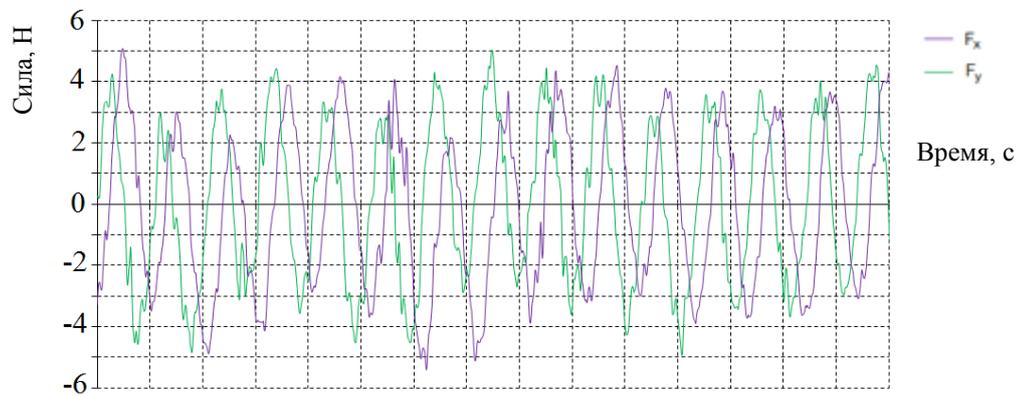


Рис. 5. Силы, действующие на подшипник одноступенчатого ротора

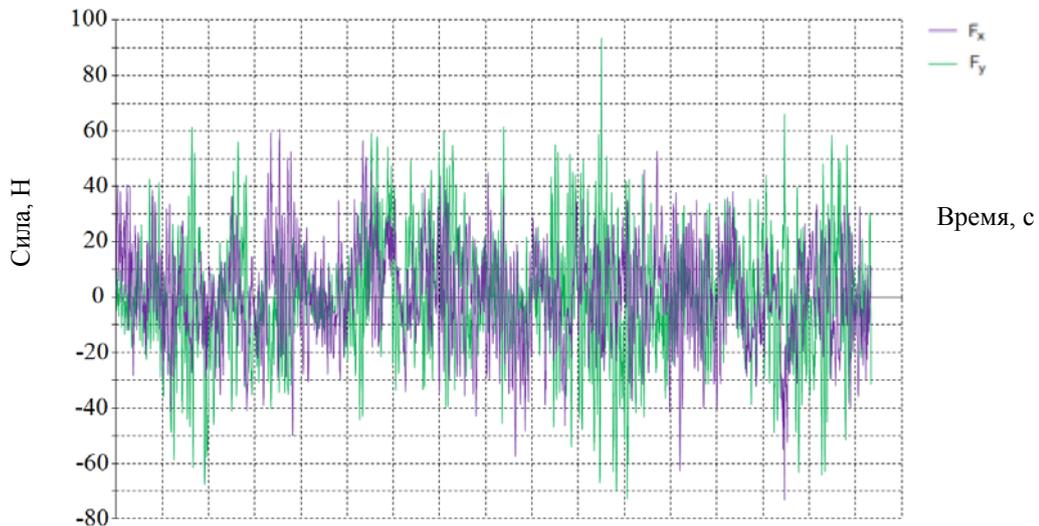


Рис. 6. Силы, действующие на подшипник двухступенчатого ротора

С учётом гидродинамических нагрузок, действующих на проточную часть, и нагрузок, передаваемых через радиальные подшипники на корпус насоса, по конечно-элементным моделям были определены спектры виброускорений в трёх направлениях (рис. 7) для каждого варианта конструкции насоса (см. рис. 1).

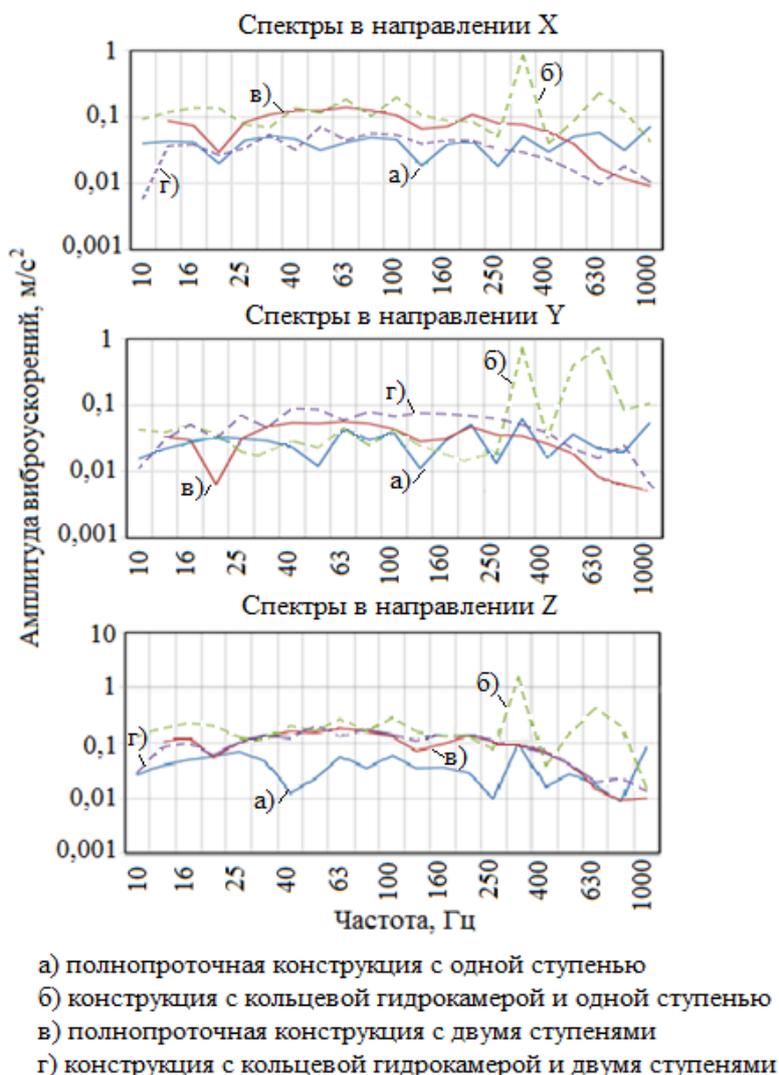


Рис. 7. Спектры виброускорений рассмотренных вариантов конструкции насоса

Наименьшие уровни вибрации получены для полнопроточной одноступенчатой конструкции насоса (рис. 1, а). Наибольшие уровни вибрации получены для конструкции насоса с кольцевой гидрокамерой (рис. 1, б).

Полученные результаты по вибрационным характеристикам для полнопроточной одноступенчатой конструкции насоса сравнивались с характеристиками насоса прототипа. Сравнение показало, что разрабатываемый насос обладает лучшими вибрационными характеристиками, чем его прототип.

Заключение

Проведено расчётное исследование вибрационных характеристик центробежного насоса реакторной установки с использованием современных программных средств и супер-ЭВМ. Связанным решением задач гидродинамики, вибрации и прочности проанализировано влияние варианта проточной части на уровень вибрации насоса. Рассмотрены варианты полнопроточной конструкции насоса и конструкции с кольцевой гидрокамерой, для которых проведены расчёты гидродинамики и динамического воздействия по трёхмерным численным моделям. По результатам расчётного исследования определено, что полнопроточная одноступенчатая

конструкция насоса обладает лучшими вибрационными характеристиками, чем прототип, и может быть рекомендована для реакторной установки. Для обеспечения вибрационных характеристик центробежных насосов реакторных установок необходимо также провести анализ влияния электромагнитных сил, так как они могут стать основным источником вибрации. Для этого нужны методические подходы по расчётному определению виброускорений от действующих электромагнитных сил. Расчётное исследование с использованием методов компьютерного моделирования существенно повышает эффективность проектирования и позволяет проводить проработку различных конструкций центробежного насоса на этапе проектирования без дорогостоящих экспериментов.

Библиографический список

1. Григорьев Н.В., Беляковский Н.Г., Дондошанский В.К., Дуан Н.И., Попков В.И., Тузов Л.В. Вибрация энергетических машин: справочное пособие. Ленинград: Машиностроение, 1974. 464 с.
2. Покровский Б.В. Шум и вибрации центробежных насосов // В сб.: «Труды ВНИИГидромаша». Вып. 41. М.: Энергия, 1970. С. 17-47.
3. Поляков В.В., Скворцов Л.С. Насосы и вентиляторы: учеб. для вузов. М.: Стройиздат, 1990. 336 с.
4. De-You Li, Lei Han, Hong-Jie Wang, Ru-Zhi Gong, Xian-Zhu Wei, Da-Qing Qin. Pressure fluctuation prediction in pump mode using large eddy simulation and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes in a pump-turbine // *Advanced in Mechanical Engineering*. 2016. V. 8, Iss. 6. DOI: 10.1177/1687814016652562
5. ГОСТ ИСО 1940-1-2007. Вибрация. Требования к качеству балансировки жестких роторов. Часть 1. Определение допустимого дисбаланса. М.: Стандартинформ, 2008. 21 с.

ENSURING VIBRATION CHARACTERISTICS OF REACTOR PLANT CENTRIFUGAL PUMPING EQUIPMENT

© 2023

- D. V. Savchuk** Design Engineer;
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
savchuk_dv@okbm.nnov.ru
- D. E. Bescherov** Design Engineer;
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
bescherov@okbm.nnov.ru
- D. A. Kulikov** Design Engineer;
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
kulikov_da@okbm.nnov.ru
- V. A. Panov** Doctor of Science (Engineering), Assistant Head of Department,
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
vapanov@okbm.nnov.ru
- V. L. Patrushev** Candidate of Science (Engineering), Main Specialist;
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
patrushev_vl@okbm.nnov.ru

M. S. Porfiriev Design Engineer;
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
porfirev_ms@okbm.nnov.ru

S. A. Soloviev Candidate of Science (Engineering), Head of Bureau,
JSC “Afrikantov Experimental Design Bureau of Machine Building”,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
solovev_sa@okbm.nnov.ru

Requirements of low vibration and low noise level are imposed on reactor plant centrifugal pumping equipment. Computational research of vibration characteristics of centrifugal pumping is required in order to choose the optimal design alternate. Representativeness and adequacy of computational research are ensured by using verified methods of mathematical modeling. The paper presents the results of comparative analysis of various options of centrifugal pump wet end with the hydraulics master data. Hydrodynamic flow analysis was made and pump impeller loads were determined to calculate the pump rotor rotational dynamics. The computational analysis considers the rotor residual unbalance. According to the calculations carried out the pump vibration characteristics were analyzed and compared to those of the prototype pump with low vibration characteristics.

Vibration; rotor dynamics; mathematical modeling centrifugal pump; reactor plant

Citation: Savchuk D.V., Bescherov D.E., Kulikov D.A., Panov V.A., Patrushev V.L., Porfiriev M.S., Soloviev S.A. Ensuring vibration characteristics of reactor plant centrifugal pumping equipment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-112-120

References

1. Grigor'ev N.V., Belyakovskiy N.G., Dondoshanskiy V.K., Duan N.I., Popkov V.I., Tuzov L.V. *Vibratsiya energeticheskikh mashin: spravochnoe posobie* [Vibration of Power Machines. Reference Book]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1974. 464 p.
2. Pokrovskiy B.V. Shum i vibratsii tsentrobezhnykh nasosov. *V sb.: «Trudy VNIIGidromasha»*. Iss. 41. Moscow: Energiya Publ., P. 17-47. (In Russ.)
3. Polyakov V.V., Skvortsov L.S. *Nasosy i ventilyatory: ucheb. dlya vuzov* [Pumps and Fans: Manual for Higher Educational Institutions]. Moscow: Stroyizdat Publ., 1990. 336 p.
4. De-You Li, Lei Han, Hong-Jie Wang, Ru-Zhi Gong, Xian-Zhu Wei, Da-Qing Qin. Pressure fluctuation prediction in pump mode using large eddy simulation and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes in a pump-turbine. *Advanced in Mechanical Engineering*. 2016. V. 8, Iss. 6. DOI: 10.1177/1687814016652562
5. GOST ISO 1940-1-2007. Vibration. Balance quality requirements for rotors in a constant (rigid) state. Part 1. Specification and verification of balance tolerances. Moscow: Standartinform Publ., 2008. 21 p. (In Russ.)

ПЕРСПЕКТИВЫ МОДЕРНИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ РАЗМЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ПРОФИЛЯ ПЕРА ПО МЕТОДУ ДВУХСТОРОННЕГО КОПИРОВАНИЯ

© 2023

Г. В. Смирнов

доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
gvsmirnoff@yandex.ru

А. П. Шулепов

кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
pdla@ssau.ru

А. В. Мещеряков

кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
al-mes1@mail.ru

Рассматриваются особенности обработки пера компрессорных лопаток. Обсуждается проблема деформаций пера под действием остаточных напряжений, негативно влияющих на точность взаимного расположения пера относительно замка. Отмечаются способы компенсации влияния остаточных деформаций на точность при механической обработке пера и невозможность использования данного подхода при включении в технологию электрохимической обработки пера лопатки компрессора по схеме двустороннего копирования. Проведённый в работе анализ разработанной авторами схемы электрохимической обработки пера лопатки с переустановкой вспомогательной технологической базы и использованием секционных электродов показал эффективность её применения с целью компенсации деформаций пера. Предлагается измерять межэлектродные зазоры в камере обработки после перезакрепления базы с целью сокращения общего времени обработки. Предлагается использовать модернизированную схему ЭХО при проектировании станка с ЧПУ для обработки пера лопатки.

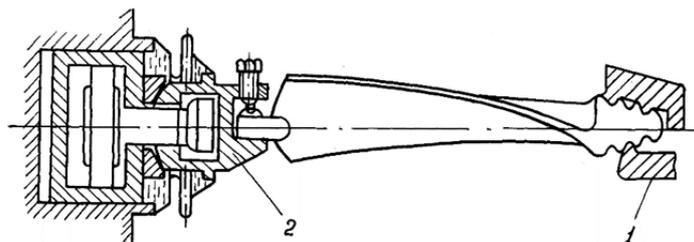
Компрессорная лопатка; электрохимическая обработка; постоянная деформация; секционный электрод; межэлектродный зазор

Цитирование: Смирнов Г.В., Шулепов А.П., Мещеряков А.В. Перспективы модернизации управления процессом электрохимической размерной обработки профиля пера по методу двухстороннего копирования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 1. С. 121-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-121-131

Обеспечение точности обработки пера лопаток компрессора ГТД всегда являлось актуальной проблемой. Практически во всех технологических процессах обязательно присутствует ручная слесарная доработка пера для выполнения требований точности, предусмотренных чертежом. Перо лопатки имеет сложную пространственную форму и спроектировано по принципу равнопрочной конструкции. Поэтому при механической обработке, например при строчном двухстороннем фрезеровании дисковыми фрезами или фрезеровании концевой фрезой, перо упруго деформируется под действием сил резания. После окончания обработки и раскрепления заготовки имеют место остаточные деформации пера под действием остаточных напряжений, образующихся в поверхностном слое в процессе обработки. В результате снижается точность таких параметров, как расположение оси пера относительно номинального положения, то есть смещение сечений относительно номинального расположения.

Решению данной проблемы посвящено большое количество работ. Из последних можно отметить комплексный подход на основе моделирования теплофизических процессов в зоне резания при концевом фрезеровании пера на пятикоординатном станке [1]. В этой работе с помощью моделирования деформаций под действием остаточных напряжений, формирующихся в поверхностном слое пера в процессе фрезерования и корректировки параметров резания, авторы предложили пути снижения величины остаточных деформаций пера практически до нуля. Включение в технологию обработки лопатки электрохимической размерной обработки (ЭХО) профиля пера благотворно сказывается на увеличении ресурса её работы в двигателе. Однако при ЭХО профиля пера лопатки по схеме двухстороннего копирования сложно реализовать подобный подход. Во-первых из-за того, что при копировании обрабатывается вся поверхность пера со стороны электродов, хотя растворение металла идёт только в тех частях пера, где величина межэлектродных зазоров будет соответствовать диапазону активного растворения. Во-вторых, зоны растворения по перу распределяются от лопатки к лопатке случайным образом в зависимости от неравномерности припуска на заготовках. В-третьих, и это особенно важно для компрессорных лопаток ротора, остаточные напряжения, наследуемые поверхностью пера от обработки, предшествующей ЭХО, проявляются в полной мере только после окончания ЭХО в виде деформаций пера. Причём схема измерения точностных параметров пера после ЭХО отличается от схемы установки заготовки в процессе ЭХО. При обработке лопатка закрепляется по двум базам – по замку и технологической прибыли, а в процессе измерения – только по замку. Следует отметить, что ЭХО практически не вносит в поверхностный слой собственных остаточных напряжений, а всего лишь удаляет с поверхности пера слой с локализованными в нём «наследственными» остаточными напряжениями от предшествующей обработки. Как правило, это фрезерование пера с целью выравнивания припуска по перу после штамповки. Воздействовать на величину «наследственных» остаточных деформаций можно за счёт введения термической обработки – отпуска, который обнуляет «наследственные» остаточные напряжения, однако при этом удорожается производство.

Существующая схема ЭХО пера заготовки лопатки такова, что действие остаточных напряжений проявляется в тот момент, когда обработка пера закончена и раскрепляется вспомогательная технологическая база. Значит при любом уровне остаточных напряжений в поверхностном слое заготовки перед ЭХО, после окончания обработки и раскрепления технологической базы всегда будет наблюдаться упругая деформация. Для достижения заданной точности размеров второго рода (расположения пера относительно замка) предлагается принципиально изменить схему ЭХО пера. Для этого используется принцип автоматического исправления погрешности размеров второго рода в процессе двухсторонней ЭХО путём периодического изменения положения пера лопатки относительно электродов при его самоустановке и недеформирующего переа закрепления вспомогательной технологической базы в процессе обработки без воздействия на величину наследственных остаточных напряжений (рис. 1).



*Рис. 1. Схема ЭХО с переустановкой заготовки относительно электродов:
1 – основная технологическая база станка; 2 – самоустанавливающаяся опора*

По мере удаления напряжённых слоёв при съёме припуска перо будет деформироваться. Если вспомогательной технологической опоре придать способность отслеживать каждое новое положение пера и не мешать его самоустановке, обеспечивая при этом необходимую жёсткость технологической системы, произойдёт перераспределение припусков по перу, зазорам и соответственно съёмов материала. Учитывая самовыравнивающее свойство ЭХО, можно предположить, что произойдёт исправление погрешности, вызванной деформацией пера за счёт оставшегося припуска. Реализовать этот принцип можно, используя для установки и закрепления вспомогательной технологической базы самоустанавливающуюся (по каждому новому положению базы) опору. При этом обработка должна быть циклической, то есть состоять из периодов непосредственно съёма напряжённого слоя, раскрепления вспомогательной технологической базы и самоустановки пера в результате удаления напряжённого слоя, закрепления опоры в новом положении и следующего периода съёма материала с поверхности пера. Причём циклы обработки и перезакрепления должны повторяться до полного съёма всего припуска на обработку. Для реализации и развития данного принципа были разработаны способ и устройство ослабления влияния начальных остаточных напряжений в поверхностном слое пера заготовки на его остаточную деформацию после ЭХО.

Самоустанавливающаяся опора позволяет за один двойной ход силового цилиндра произвести перезакрепление вспомогательной базы обрабатываемой заготовки.

На жёсткую опору устанавливается основная технологическая база – замок, относительно которого координируется обрабатываемая поверхность пера. В процессе обработки основная база не раскрепляется. Количество циклов перезакрепления и величина припусков, очевидно, зависят от величины остаточной деформации за один цикл обработки, её изменения по величине и направления от цикла к циклу. Выше было показано, что остаточные деформации зависят от уровня напряжений и характера их распределения по глубине в пере лопатки перед обработкой. Деформации пера проявлялись в виде смещения профилей сечения пера лопаток в сторону спинки. Наибольшая величина смещений имела место в периферийном сечении пера, то есть наиболее удалённом от замка.

С помощью общей теории деформирования криволинейных закрученных брусьев переменного сечения типа пера лопатки было определено приращение деформации пера за каждый цикл обработки и изменение суммарной деформации пера в зависимости от величины снимаемого припуска (рис. 2).

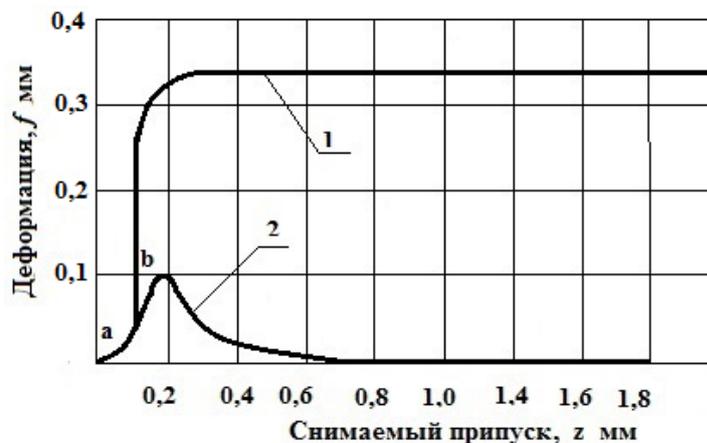


Рис. 2. Расчётные зависимости изменения суммарной деформации пера $f_p(z_i)$ (1) и приращения деформации $f_{pi}(z_i)$ (2) от величины снимаемого припуска

Исходными данными служили геометрические характеристики лопатки и размеры поперечных сечений пера после ЭХО, эпюры остаточных напряжений в пере до и после ЭХО, полученные экспериментально (рис. 3), наименьшая величина снимаемого припуска.

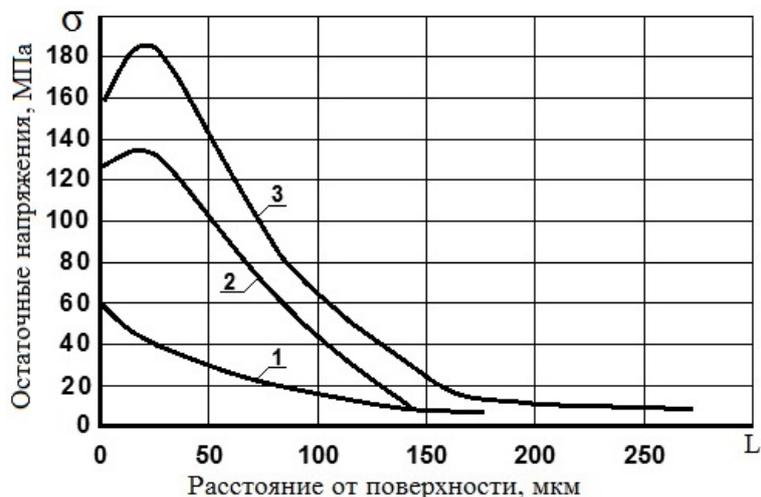


Рис. 3. Распределение остаточных напряжений по глубине поверхностного слоя пера лопатки 2-й ступени ротора компрессора: 1 – после ЭХО; 2 – активные напряжения; 3 – перед ЭХО

На рис. 2 приведены результаты расчёта – зависимости приращения деформации центра тяжести периферийного сечения пера $f_{pi}(z_i)$ и суммарной расчётной деформации от величины снимаемого припуска $f_p(z_i)$. В расчётах, для упрощения, геометрия поперечных сечений после каждого цикла съёма части припуска принималась одной и той же, соответствующей геометрии пера после ЭХО. Поэтому расчётная величина деформации в начальный период съёма, по-видимому, будет несколько завышена и реальная кривая $f_{pi}(z_i)$ на участке от 0 до 0,1 мм будет более полой. Сопоставляя расчётную зависимость $f_{pi}(z_i)$ с эпюрой активных напряжений 2 (рис. 3), которая получена как разность между эпюрами 3 и 1, можно увидеть, что возрастание $f_{pi}(z_i)$ на участке $a - b$ совпадает с ростом кривой 2 на этом же участке. Приращение деформации за цикл съёма z_i зависит от площади под кривой напряжений на данном участке. Наиболее выгодная форма кривой $f_{pi}(z_i)$ с точки зрения полного и эффективного исправления остаточной деформации по данному способу – гиперболическая (от максимальных значений в начале съёма припуска при резком их уменьшении до 0 в конце), так как в начале обработки припуск достаточно велик для исправления в последующих циклах обработки погрешности, которая возникла в начале съёма припуска. Зависимость $f_{pi}(z_i)$ может служить исходным ориентиром при определении числа и временной последовательности циклов перезакрепления при обработке по данному способу, так как позволяет определить закономерность изменения припусков по спинке и корыту с учётом съёма, деформации пера и изменения зазоров.

Рассмотрим схему изменения припусков и зазоров по спинке и корыту лопатки в периферийном сечении пера при двухсторонней ЭХО до и после цикла «съём – закрепление» (без учёта разворота профиля пера) (рис. 4), принимая в расчёт только де-

формацию в плоскости наименьшей жёсткости. Деформация пера в периферийном сечении имеет максимальное значение. Примем z_{i-1} – суммарные припуски по перу до цикла съёма; z_i – суммарные припуски по перу после цикла съёма; a – величина межэлектродного зазора; h_i – элементарный припуск, снимаемый за один цикл.

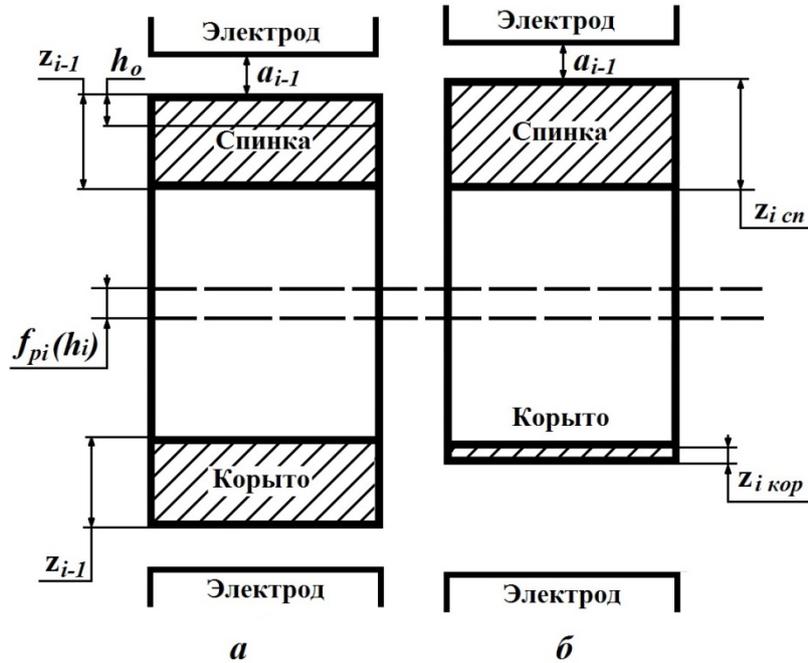


Рис. 4. Схема перераспределения припусков и начальных зазоров до (а) и после съёма слоя h_i и раскрепления пера лопатки перед началом следующего цикла обработки (б)

Для простоты положим, что припуски по спинке и корыту равны и распределены равномерно. Видно, что после i -го цикла «съём – раскрепление» и снятия циклового припуска z_i произошла деформация пера $f_{pi}(h_i)$, в результате чего перераспределились припуски по спинке и корыту. По спинке за счет деформации пера в сторону спинки произошло увеличение припуска, по корыту он уменьшился:

- по спинке $z_i = z_{i-1} - h_i + f_{pi}(h_i)$;
- по корыту $z_{i'} = z_{i-1} - h_i - f_{pi}(h_i)$.

В следующем цикле обработки начальный зазор между заготовкой и электродом выставляется равным предыдущему a_{i-1} . ЭХО спинки и корыта пера лопатки компрессора низкого давления (КНД) на станке типа АГЭ-7 осуществляется одновременно при синхронном движении электродов. При контрольном касании (ощупывании) хотя бы одним из электродов обрабатываемой поверхности (в нашей схеме – спинки) электроды останавливаются и отводятся на расстояние начального зазора (a_{i-1}) от положения касания. При этом зазор по спинке останется прежним, а по корыту увеличится:

$$a_i'' = a_{i-1} + [f_{pi}(h_i) + h_i].$$

Данные выводы справедливы при непрерывном и монотонном изменении припусков, деформаций и съёмов, что соответствует приведённому на рис. 2 виду эпюры

напряжений 2. В случае, если эпюра напряжений перед ЭХО имеет области с разным знаком напряжений, взаимосвязь между припусками, зазорами и деформациями была бы сложнее. Абсолютная величина деформаций в этом случае была бы меньше. Поэтому, когда эпюра напряжений 2 (рис. 3) не меняет знак, этот случай можно рассматривать как крайний, где влияние деформации на зазор и припуск проявляется в максимальной степени. Необходимо оговорить, что при идеальном формообразовании на больших зазорах и высокой избирательности процесса увеличение зазора по корыту и уменьшение по спинке в данной ситуации способствовало бы исправлению погрешности за счёт самовыравнивания процесса ЭХО. Анализируя структурные формулы для припусков и начальных зазоров, можно прийти к следующим выводам:

1. При обработке лопатки по способу с перезакреплением вспомогательной базы увеличение зазора, вызванное деформацией, может привести к ухудшению условий для выравнивания начальной неравномерности припуска по профилю в тех местах профиля, где произошло увеличение межэлектродного зазора.

2. Изменение припусков по спинке и корыту может быть столь значительным, что оставшегося припуска может не хватить для исправления погрешности смещения профиля пера, вызванной деформацией пера.

С помощью теории идеального формообразования была определена конечная погрешность – остаточное смещение профиля пера от номинального расположения (остаточная деформация) Δ_p при ЭХО с перезакреплением и погрешность формы со стороны увеличения зазора Δ_ϕ в периферийном сечении как наиболее критичном месте с точки зрения условий для самовыравнивания.

При определении возможности исправления остаточной деформации по способу ЭХО с перезакреплением приняты следующие допущения:

- 1) процесс ЭХО подчиняется закономерностям идеального формообразования;
- 2) деформация произойдёт после съёма слоя h_0 (где локализованы остаточные напряжения);
- 3) припуски по спинке и корыту распределены равномерно;
- 4) разворот профиля не учитывается.

Для наглядности представим разницу припусков по спинке и корыту в виде ступеньки (рис. 5) в пределах допуска на разницу припусков по спинке и корыту (так как растворение материала идет одновременно с двух сторон, можно совместить картину на одном рисунке). На схеме a_0 – начальный межэлектродный зазор.

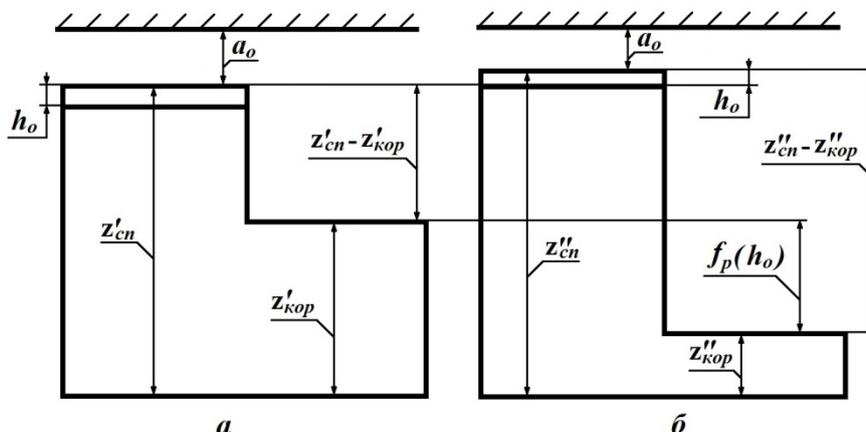


Рис. 5. К определению исправления остаточной деформации:
 а – соотношение припусков до деформации; б – соотношение припусков после деформации

После съёма слоя материала пера лопатки h_0 с локализованными в нём остаточными напряжениями произойдёт деформация. При этом

$$z''_{кор} = z'_{кор} - h_0 + f_p(h_0), \quad (1)$$

$$z''_{сн} = z'_{сн} - h_0 + f_p(h_0). \quad (2)$$

Для процесса идеального формообразования можно записать [2]:

$$z = k a_y \ln \frac{a_y - a_0}{a_y - a_k}, \quad (3)$$

где z – величина снимаемого припуска; a_y – величина установившегося зазора; a_0 – начальный зазор; a_k – конечный зазор; k – коэффициент, учитывающий избирательные свойства процесса растворения: $k = \frac{A_a}{A_y}$, здесь A_a – характеристика режима для текущего зазора, учитывающая изменение скорости растворения с изменением величины зазора; A_y – характеристика режима для установившегося зазора [2].

После перезакрепления в следующем цикле обработки величина начального зазора по спинке выставляется прежней, близкой к величине установившегося зазора:

$$a'_0 = a'_0 = a_y. \quad (4)$$

По корыту величина начального зазора увеличится на величину деформации пера и разница между припусками спинки и корыта вырастет на ту же величину.

После съёма слоя с остаточными напряжениями h_0 дальнейшую обработку можно вести непрерывно без раскрепления заготовки, поэтому с учётом выражений (1 – 4) дальнейшую обработку можно описать следующим соотношением:

$$z'_{сн} - h_0 + f_p(h_0) = k a_y \ln \frac{a_y - (a_0 + z'_{сн} - z'_{кор} + f_p)}{a_y - a_k}. \quad (5)$$

Левая часть уравнения (5) имеет смысл начальной величины разницы припусков спинки и корыта перед повторной обработкой после цикла переустановки пера, то есть величины смещения пера.

Разница между конечным и установившимся зазором $(a_y - a_k)$, то есть разница расстояний от электродов со стороны спинки и корыта после съёма припуска, в формуле (5) имеет смысл искомой погрешности – остаточной деформации Δ_p пера после цикла обработки, следующего после переустановки. Решив уравнение (5) относительно Δ_p , получим:

$$\Delta_p = \frac{a_y - [a_0 + z'_{сн} - z'_{кор} + f_p(h_0)]}{\exp \left[\frac{(z'_{сн} - h_0 - f_p(h_0))}{k a_y} \right]}. \quad (6)$$

Был проведён расчёт погрешности Δ_p по формуле (6) и сравнение её с допустимой по техническим требованиям на операцию ЭХО ($\Delta_p = 0,45 \dots 0,50$ мм). При выполнении расчёта в качестве исходных данных были использованы технические требования на заготовку перед ЭХО: $(z_{\text{сп}} - z_{\text{кор}}) = 1,5$ мм; $z_{\text{кор}} = 2,5$ мм; $a'_0 = a_y = 0,6$ мм; $h_0 = 0,3$ мм; $f_p(h_0) = 0,8$ мм; электролит 10% NaCl + H₂O; температура электролита 32 °С; подача электрода $3,3 \cdot 10^{-6}$ м/с.

Коэффициент k , входящий в формулу (6), принимался равным 1,17 на основании исследований по определению характеристик режима для данного электролита и сплава ВТ9. По результатам расчёта получили $\Delta_p = 0,313$ мм. Сравнивая полученную величину с допустимой по техническим требованиям на операцию ($\Delta_p = 0,8$ мм), видим, что расчётная величина почти на 20% меньше допустимой (0,45 мм) и в 2,5 раза меньше суммарной остаточной деформации периферийного сечения (0,8 мм). В расчёте был рассмотрен крайний случай наибольшего припуска по спинке и наименьшего – по корыту. Все остальные будут более благоприятны для исправления указанной погрешности.

Рассмотрено возможное ухудшение условий для выравнивания начальной неравномерности припуска по профилю корыта из-за увеличения зазора по корыту после самоустановки пера, то есть определена ожидаемая конечная погрешность формы по корыту. При этом принимали допущения (2), (4), описанные выше. Начальную неравномерность припуска по корыту представим в виде ступеньки высотой Δ_n . Величина ступеньки соответствовала допуску на неравномерность припуска по перу лопатки на заготовке перед началом ЭХО. При этом исходная величина наименьшего припуска по корыту в цикле, следующим за переустановкой пера, определится по аналогии с предыдущим случаем как разница между наименьшей величиной припуска до переустановки, величиной съёма в цикле с переустановкой и деформацией пера в результате переустановки:

$$z''_{\text{нм}} = z'_{\text{нм}} - h_0 - f_p(h_0).$$

Величина начального зазора по корыту определится как сумма величины начального зазора до переустановки, величины съёма и величины деформации пера за цикл переустановки:

$$a''_0 = a'_0 + h_0 + f_p(h_0).$$

Откуда получим для последующей обработки следующее соотношение:

$$z'_{\text{нм}} - h_0 - f_p(h_0) = k a_y \ln \frac{a_y - (a'_0 + \Delta_n + f_p(h_0))}{a_y - a_k}.$$

Если придать величине разницы зазоров $(a_y - a_k)$ смысл погрешности формы по корыту Δ_ϕ , то получим:

$$\Delta_\phi = \frac{a_y - [a'_0 + \Delta_n + f_p(h_0)]}{\exp\left[\frac{(z'_{\text{нм}} - h_0 - f_p(h_0))}{k a_y}\right]}.$$

При выполнении расчёта погрешности Δ_{ϕ} в качестве исходных данных использованы технические требования на операцию ЭХО и заготовку перед ЭХО. Значение параметров $\Delta_n = 1,25$ мм; $z_{\text{нм}} = 2,5$ мм приняты по требованиям к точности заготовки пера перед ЭХО. Параметры $h_0 = 0,3$ мм; $f_p(h_0) = 0,8$ мм; $a_y = 0,6$ мм; $k = 1,17$ мм; состав электролита 10% NaCl + H₂O; температура электролита 32°C; подача электрода $3,3 \cdot 10^{-6}$ м/с принимались по аналогии с предыдущим расчётом. Величина $a'_0 = 2,5$ мм. В результате расчёта получили $\Delta_{\phi} = 0,328$ мм. По техническим требованиям на операцию ЭХО $\Delta_{\phi} = 0,3 \dots 0,35$ мм. Следовательно ожидаемая погрешность формы при увеличении зазора не превысит допускаемую по технологии. Полученные на основании приведённых выше расчётов данные можно считать достаточно надёжными, поскольку в расчёте принимался коэффициент избирательности процесса $k = 1,17$ для хлоридного электролита, обладающего сравнительно низкой избирательностью на титановых сплавах. При использовании электролитов с более высокой избирательной способностью условия для исправления погрешности будут более благоприятными.

При ЭХО пера крупногабаритных лопаток компрессора избирательной способности электролита не хватает для полного исправления погрешности, вызванной остаточными деформациями. Поэтому в качестве развития метода цикловой обработки с переустановкой вспомогательной базы было предложено устройство, в котором после перезакрепления съём металла идёт только в тех местах, где имеется припуск на обработку. Это достигается за счёт того, что рабочие участки электродов состоят из изолированных друг от друга секций 2 с изолированным друг от друга питанием (рис. 6).

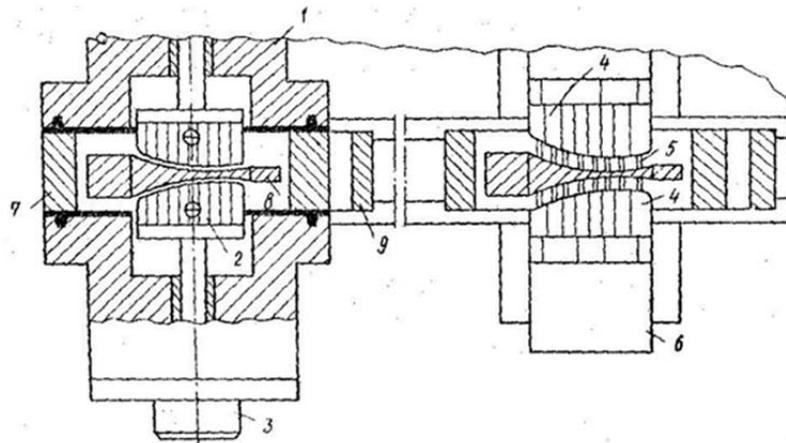


Рис. 6. Схемы электрохимической обработки с переустановкой заготовки относительно электродов и использованием секционных электродов:

1 – камера обработки; 2 – секционные электроды; 3 – привод электродов; 4 – зона измерения; 5 – контактные щупы измерения припусков; 6 – приводы щупов; 7, 9 – механизмы перемещения лопатки в зону обработки и измерения; 8 – перо лопатки

После перезакрепления пера лопатка 8 перемещалась в зону измерения 4 припуска по перу, определялись участки с наибольшим припуском и секции электродов, которые будут включаться в работу в последующем цикле. Тем самым повышалась локализация процесса съёма, избирательность процесса растворения, шансы на гарантированное исправление погрешности от остаточных деформаций пера.

Реальная обработка пера лопаток по данной схеме показала возможность достижения требуемых точностных параметров в условиях производства.

Следует отметить, что схема была разработана в тот период, когда не существовало надёжных схем измерения межэлектродных зазоров в процессе ЭХО. Поэтому по данной схеме цикл обработки сменялся циклом измерения вне зоны обработки для получения надёжных сведений по оставшемуся припуску и определению рабочих секций электрода, которые необходимо было включать в следующем цикле обработки. Это приводило к существенному увеличению суммарного времени обработки и усложнению конструкции станка. В настоящее время существует множество схем по надёжному измерению величины зазора в зоне обработки [2], поэтому проще определить количество секций электродов, включаемых в следующем цикле обработки. Причём будут включены только те секции, для которых величина межэлектродного зазора будет соответствовать диапазону зазоров активного растворения для используемого электролита. Обработка по предлагаемой схеме будет выглядеть следующим образом: касание электродов, отвод на минимальный рабочий зазор, включение цикла измерения зазоров, определение порядка включения рабочих секций, рабочий цикл, перезакрепление вспомогательной базы, касание электродов и т.д. Следовательно, схема на рис. 6 с небольшой доработкой может быть использована для проектирования станка для ЭХО пера, работающего в автоматическом циклическом режиме с использованием перезакрепления вспомогательной базы в процессе съёма слоя металла с локализованными в нём остаточными напряжениями.

Библиографический список

1. Skuratov D.L., Evdokimov D.V., Fedorov D.G. Mathematical model for determination of the most advantageous conditions for formations of parts of aerospace engineering on the operations of the end milling // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 224. DOI: 10.1051/mateconf/201822401111
2. Физико-химические методы обработки в производстве газотурбинных двигателей / под ред. Б.П. Саушкина: учеб. пособие. М.: Дрофа, 2002. 656 с.

PROSPECTS OF IMPROVING CONTROL OVER THE PROCESS OF ELECTROCHEMICAL MACHINING OF THE BLADE AIRFOIL PROFILE USING THE DUPLEX MODE METHOD

© 2023

G. V. Smirnov

Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; gvsmirnoff@yandex.ru

A. P. Shulepov

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; pdla@ssau.ru

A. V. Mescheryakov

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; al-mes1@mail.ru

The paper discusses the features of machining of a compressor blade airfoil. The problem of airfoil deformations under the action of residual stresses that negatively affect the accuracy of the relative position of the airfoil relative to the blade root is discussed. Methods of compensating for the effect of permanent deformations on the accuracy in blade machining and the impossibility of using this

approach when the compressor blade is included in the duplex mode technology of electrochemical machining are specified. The analysis of the pattern of electrochemical machining of the blade airfoil with adjustment of the auxiliary technological base developed by the authors and the use of segmented electrodes showed the effectiveness of its use in order to compensate for airfoil deformations. We suggest measuring the interelectrode gaps in the machining chamber after refixturing the base in order to reduce the total machining time. We also suggest using the modernized electrochemical machining scheme when designing a CNC machine for the machining of a blade airfoil.

Blade; electrochemical machining; permanent deformation; segmented electrode; interelectrode gap

Citation: Smirnov G.V., Shulepov A.P., Mescheryakov A.V. Prospects of improving control over the process of electrochemical machining of the blade airfoil profile using the duplex mode method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 1. P. 121-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-121-131

References

1. Skuratov D.L., Evdokimov D.V., Fedorov D.G. Mathematical model for determination of the most advantageous conditions for formations of parts of aerospace engineering on the operations of the end milling. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 224. DOI: 10.1051/mateconf/201822401111
2. *Fiziko-khimicheskie metody obrabotki v proizvodstve gazoturbinnnykh dvigateley / pod red. B.P. Saushkina: ucheb. posobie* [Physicochemical methods of machining in the production of gas turbine engines / ed. by B.P. Saushkin: study guide]. Moscow: Drofa Publ., 2002. 656 p.