СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ИНЖЕНЕР-МЕХАНИК, УЧЁНЫЙ, УЧИТЕЛЬ. К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ И. А. БИРГЕРА
Ю. А. Ножницкий, А. И. Белоусов 7

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ИЗНОСА ЗУБЬЕВ ШЕСТЕРЁН ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ
А. А. Авраменко, А. Н. Крючков, С. М. Плотников, Е. В. Сундуков, А. Е. Сундуков 16

ОЦЕНКА РЕСУРСА ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ СТАТИЧЕСКОГО И ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ
И. Х. Бадамшин 27

УТОЧНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОГО СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «АИСТ» НА ОСНОВЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ
С. С. Волгин, В. В. Салмин, С. И. Ткаченко, И. С. Ткаченко, М. А. Иванушкин 36

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАЗОВЫХ ПОРТРЕТОВ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ
А. М. Гареев, И. А. Попельнюк 44

АНАЛИЗ СХЕМ КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АКУСТИЧЕСКИХ ЗОНДОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ
А. Г. Гимадиев, Н. Д. Быстров, Е. С. Дягилева 56

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ СЕРИЙНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
Ю. В. Зиненков, А. В. Луковников, А. В. Попов, В. Н. Нечаев 68

СХЕМЫ, ПАРАМЕТРЫ, РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС, ХАРАКТЕРИСТИКИ И КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДАЛЬНЕГО ПЕРЕХВАТА
А. В. Ковалев, В. Н. Санин, А. Г. Кривенок, В. В. Короленко 80

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СИНТЕЗА НЕЙРОКОНТРОЛЛЕРА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА
А. В. Кузнецов, Г. М. Макарьянц *93*

К ВОПРОСУ ВЫБОРА СХЕМЫ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ
В. В. Рыжков, И. И. Морозов *103*

МЕТОДИКА И МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К БОЕВОМУ САМОЛЁТУ С УЧЁТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО ЖИВУЧЕСТИ И ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ
А. Н. Сажин, Д. В. Ковальчук, В. Н. Колодежнов, В. А. Малышев, Р. Р. Шатовкин *116*

ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ БЕСПИЛОТНИКОВ: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ
А. Н. Черкасов, Д. С. Легконогих, Ю. В. Зиненков, С. Ю. Панов *127*

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АДГЕЗИИ ПОКРЫТИЙ ИЗ НИКЕЛЯ И ХРОМА НА ДЕТАЛЯХ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ
А. С. Букатый *138*

ДИНАМИКА ДВУХМАССНОГО РЕЗОНАНСНОГО ВИБРАЦИОННОГО ГРОХОТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ
Н. Н. Денцов, А. В. Кошелев *148*

ЭЛЕКТРОПРОВОДЯЩЕЕ КОРРОЗИОННО-СТОЙКОЕ ПОКРЫТИЕ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ ДЛЯ КОНТАКТОВ СИСТЕМЫ АКУСТИЧЕСКИХ ПОДВОДНЫХ МАЯКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ
Л. А. Кривина, И. Н. Царёва, Ю. П. Тарасенко, Я. А. Фель, Ю. К. Леванов *158*

ФОРМООБРАЗУЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОЖУХОВ ШУМОГЛУШЕНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
М. В. Молод, В. И. Максименков, В. И. Федосеев *167*

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

MECHANICAL ENGINEER, SCIENTIST, TEACHER. ON THE OCCASION OF CENTENARY OF THE BIRTH OF I. A. BIRGER
Yu. A. Nozhnitsky, A. I. Belousov 7

REFINING METHODS OF VIBRATION DIAGNOSTICS OF WEAR OF TURBO-PROP ENGINE DIFFERENTIAL SPEED REDUCTION UNIT GEAR TEETH
A. A. Avramenko, A. N. Kryuchkov, S. M. Plotnikov, E. V. Sundukov, A. E. Sundukov 16

EVALUATION OF TURBINE ROTOR BLADE LIFE TAKING INTO ACCOUNT STATIC AND THERMAL CYCLIC LOADING
I. Kh. Badamshin 27

REFINEMENT OF OPERABLE STATE RECOVERY ALGORITHMS FOR "AIST" SMALL SATELLITES ON THE BASIS OF TELEMETRIC INFORMATION
S. S. Volgin, V. V. Salmin, S. I. Tkachenko, I. S. Tkachenko, M. A. Ivanushkin 36

USE OF PHASE PORTRAITS OF HYDRO-MECHANICAL UNITS FOR DIAGNOSING AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEMS
A. M. Gareyev, I. A. Popelnyuk 44

ANALYSIS OF SCHEMES OF CORRECTION OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF ACOUSTIC PROBES FOR MEASURING PRESSURE PULSATIONS IN A GAS TURBINE ENGINE
A. G. Gimadiev, N. D. Bystrov, E. S. Dyagileva 56

ESTIMATING THE EFFICIENCY OF A BYPASS TURBOJET ENGINE ON THE BASIS OF A SERIAL GAS GENERATOR AS A PART OF THE POWER PLANT OF A HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE
Yu. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, A. V. Popov, V. N. Nechaev 68

SCHEMES, PARAMETERS, WORK PROCESS, CHARACTERISTICS AND STRUCTURE OF LONG-RANGE INTERCEPTION AIRCRAFT ENGINES
A. V. Kovalev, V. N. Sanin, A. G. Krivenok V. V. Korolenko 80

DEVELOPMENT OF A PROCEDURE FOR THE SYNTHESIS OF A MICRO GAS TURBINE ENGINE NEURAL CONTROLLER WITH ACCOUNT FOR FUEL CONSUMPTION CONSTRAINTS
A. V. Kuznetsov, G. M. Makaryants *93*

CHOOSING THE MIXING PATTERN FOR OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES
V. V. Ryzhkov, I. I. Morozov *103*

PROCEDURE AND MATHEMATICAL MODELS FOR THE VALIDATION OF REQUIREMENTS TO COMBAT AIRCRAFT WITH ACCOUNT OF ENSURING ITS SURVIVABILITY AND DAMAGE TOLERANCE ON EXPOSURE TO MEANS OF DESTRUCTION
A. N. Sazhin, D. V. Kovalchuk, V. N. Kolodezhnov, V. A. Malyshev, R. R. Shatovkin *116*

ENGINES FOR DOMESTIC DRONES: PAST, PRESENT AND FUTURE
A. N. Cherkasov, D. S. Legkonogikh, Yu. V. Zinenkov S. Yu. Panov *127*

MECHANICAL ENGINEERING

RESIDUAL STRESS OPTIMIZATION OF TECHNOLOGICAL PROCESSES WITH THE AIM OF ENSURING ADHESION OF NICKEL OR CHROMIUM COATINGS ON PARTS MADE OF TITANIUM ALLOYS
A. S. Bukaty *138*

DYNAMICS OF A DUAL-MASS RESONANT VIBRATION SCREEN IN A FIRST APPROXIMATION
N. N. Dentsov, A. V. Koshelev *148*

CONDUCTING CORROSION RESISTANT NICKEL COATING FOR CONTACTS OF THE SYSTEM OF AIRCRAFT UNDERWATER LOCATOR BEACONS
L. A. Krivina, I. N. Tsareva, Yu. P. Tarasenko, Ya. A. Fel', Yu. K. Levanov *158*

SHAPING TECHNOLOGIES FOR MANUFACTURING NOISE INSULATION CASINGS OF TURBOJET ENGINES
M. V. Molod, V. I. Maksimenkov, V. I. Fedoseev *167*

УДК 62.431.75 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-7-15*

ИНЖЕНЕР-МЕХАНИК, УЧЁНЫЙ, УЧИТЕЛЬ. К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ И. А. БИРГЕРА

© 2018

Ю. А. Ножницкий доктор технических наук, заместитель генерального директора – директор исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»; Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва; nozhnitsky@ciam.ru

А. И. Белоусов доктор технических наук, профессор; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; aibelousov@mail.ru

Исаак Аронович Биргер создал научную школу, оказавшую огромное влияние на развитие отечественного авиационного и ракетного двигателестроения, на подготовку инженерных и научных кадров высшей квалификации. В 1946 г. И.А. Биргер поступил в Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, где проработал почти полвека, пройдя все ступени – от инженера и научного сотрудника до начальника отделения прочности, заместителя начальника института. Его основная научно-техническая деятельность стала неразрывно связана с проблемами обеспечения прочности авиационных и ракетных двигателей. Можно выделить три главных направления в научной деятельности И.А. Биргера: 1) исследования по вопросам механики деформируемых тел, определяющим прочность деталей в новых условиях работы; 2) развитие общих численных методов расчёта напряжений и деформаций в конструкциях; 3) разработка методов расчёта на прочность и колебания деталей двигателей с широким использованием результатов работ по первым двум направлениям. Основная особенность подхода И.А. Биргера к решению технических проблем заключалась в разработке для актуальных практических задач, определяющих работоспособность широкого класса конструкций, инженерных решений, опирающихся на корректное приложение теоретических методов механики и прикладной математики.

Цитирование: Ножницкий Ю.А., Белоусов А.И. Инженер-механик, учёный, учитель. К 100-летию со дня рождения И.А. Биргера // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-7-15

Исаак Аронович Биргер создал научную школу, оказавшую огромное влияние на развитие отечественного авиационного и ракетного двигателестроения, на подготовку инженерных и научных кадров.

Исаак Аронович родился 27 декабря 1918 г. в семье инженера Арона Львовича и врача Фани Соломоновны.

В 1935 г. он после окончания средней школы поступил в Краснознамённый Московский механико-машиностроительный институт имени Н.Э. Баумана (ныне Московский государственный технический университет). Окончив с отличием институт в 1940 г., был призван на действительную военную службу и в течение семи лет работал на оборонном предприятии.

Большие способности И.А. Биргера проявились ещё в студенческие годы. На его становление как учёного-механика большое влияние оказало общение с профессором С.Д. Пономарёвым и с товарищами по учёбе – будущими выдающимися российскими механиками – В.И. Феодосьевым, Н.Н. Малининым и другими.

После демобилизации из рядов Советской Армии в 1946 г. И.А. Биргер поступил в Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), где проработал почти полвека, пройдя все ступени – от инженера и научного сотрудника до начальника отделения прочности, заместителя начальника института. Его основ-

ная научно-техническая деятельность стала неразрывно связана с проблемами обеспечения прочности авиационных и ракетных двигателей.

В отделении прочности ЦИАМ в те годы работали учёные, отличавшиеся глубокими знаниями механики в сочетании с богатым инженерным опытом, – С.В. Серенсен, И.Ш. Нейман, Р.С. Кинасошвили, В.Я. Натанзон, В.К. Житомирский и др. И.А. Биргер многое почерпнул из общения с ними и сразу же проявил себя как вполне самостоятельный исследователь с собственными подходами к решению инженерных проблем прочности двигателей летательных аппаратов.

Благодаря проводившимся в 20 - 40 гг. прошлого века исследованиям прочности и динамики поршневых двигателей в ЦАГИ, ЦИАМ и ряде авиационных конструкторских бюро были достигнуты значительные успехи. Однако при переходе в конце сороковых годов советской авиации от поршневой техники к реактивной вопрос о создании новых, научно обоснованных и практически удобных методов расчёта на прочность деталей авиационных реактивных двигателей приобрёл исключительно важное значение. При первых расчётах таких двигателей лишь приближённо можно было базироваться на методах, применявшихся ранее для паровых турбин и воздушных винтов. Совершенно другие условия работы и конструктивные формы деталей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) потребовали новых подходов к решению проблем обеспечения их статической и вибрационной прочности. Основная заслуга в их решении принадлежит И.А. Биргеру.

Исаак Аронович был настоящим энциклопедистом и сумел внести существенный вклад в формирование и развитие целого ряда научных направлений.

Можно выделить три главных направления в научной деятельности И.А. Биргера:

1) исследования по вопросам механики деформируемых тел, определяющим прочность деталей в новых условиях работы;

2) развитие общих численных методов расчёта напряжений и деформаций в конструкциях;

3) разработка методов расчёта на прочность и колебания деталей двигателей с широким использованием результатов работ по первым двум направлениям.

Первые научные работы И.А. Биргера были связаны с обеспечением прочности резьбовых соединений – проблемой, с которой он столкнулся ещё в армии, работая с авиационной техникой. В 1944 г. в журнале «Вестник машиностроения» была опубликована его статья по вопросу распределения нагрузки по виткам резьбы. В 1946 г. И.А. Биргер подготовил, а в 1948 г. защитил кандидатскую диссертацию на тему: «Расчёт резьбы на прочность», в которой детально изучил распределение нагрузки и напряжений в резьбовых соединениях различного конструктивного исполнения, установил значения теоретического коэффициента концентрации напряжения в этих соединениях и предложил экспериментально обоснованные методы расчёта и обеспечения их статической и усталостной прочности.

Уже в этих работах отчётливо отразилась основная особенность подхода И.А. Биргера к решению технических проблем, которая ярко проявилась в его последующих исследованиях: выявление актуальных практических задач, определяющих работоспособность широкого класса конструкций, и разработка для них инженерных решений, опирающихся на корректное приложение теоретических методов механики и прикладной математики. Вместе с тем, использование достаточно сложного математического аппарата никогда не мешало ему применять обоснованные допущения и находить приемлемые для практического использования приближённые решения.

В дальнейшем он неоднократно возвращался к проблемам прочности резьбы, углубляя и дополняя некоторые решения. Эти исследования были обобщены в книге «Расчёт резьбовых соединений» (1951 г.), которая вышла вторым изданием в 1959 г. и

была переведена за рубежом. Результаты работ И.А. Биргера в этом направлении нашли отражение также в ряде справочных изданий и в его совместных работах с Г.Б. Иосилевичем «Резьбовые соединения» (1959 г.) и «Резьбовые и фланцевые соединения» (1990 г.).

При активном участии И.А. Биргера в 1970 г. была проведена первая Всесоюзная конференция по прочности резьбовых соединений и развёрнуты работы научных коллективов в г. Уфе и в г. Куйбышеве (ныне г. Самара).

Высокие температуры лопаток и дисков газотурбинных двигателей и большие неравномерности полей температур в этих деталях, связанные с необходимостью их интенсивного охлаждения, выдвинули на первый план проблему термопрочности. Рассмотрев в первом приближении охлаждаемую турбинную лопатку как неравномерно нагретый по сечению стержень, И.А. Биргер в 1948 г. установил закон распределения температурных напряжений по лопатке с учётом зависимости модуля упругости от температуры. Было установлено, что при высокой и неравномерной температуре в материале деталей турбин появляются пластические деформации и ползучесть. В связи с этим И.А. Биргером и рядом его сотрудников был проведён обширный круг исследований по проблемам неизотермического упругопластического деформирования материалов. В его работах «Некоторые общие методы решения задач теории пластичности» (1951 г.), «Метод дополнительных деформаций в задачах теории пластичности» (1963 г.), «Теория пластического течения при неизотермическом нагружении» (1964 г.) и в ряде последующих были предложены рациональные методы линеаризации задач теории неизотермической пластичности – метод переменных параметров упругости и метод дополнительных деформаций. Указанные методы оказались очень эффективными для проведения численных расчётов и стали основными при проектировании горячих элементов авиационных двигателей, а в дальнейшем – и многих других теплонапряжённых конструкций, в том числе ТВЭЛ'ов и ракетных двигателей. Эти исследования были обобщены в отмеченной в 1975 г. премией имени Н. Е. Жуковского монографии «Термопрочность деталей машин», одним из авторов и редактором которой был И.А. Биргер.

Важной проблемой, вставшей перед исследователями и конструкторами естественно закрученных воздушных винтов и рабочих лопаток осевых компрессоров и турбин, явилась их раскрутка при вращении. Это явление разными методами исследовалось Д.Ю. Пановым, В.П. Ветчинкиным, П.М. Ризом и др. Было установлено, что в закрученном стержне возникает крутящий момент от продольной силы, однако его действие направлено на увеличение начальной закрученности, а не на уменьшение, как показывали опыты. Вместе с тем, из условия равновесия следует, что в растянутом стержне никакого крутящего момента быть не может. В 1953 г. И.А. Биргер доказал, что в поперечном сечении закрученного стержня имеются две системы касательных напряжений, крутящие моменты которых взаимно уравновешиваются, а деформации сдвига существенно различны, что и приводит к упругой раскрутке стержня. Эти соображения способствовали в дальнейшем созданию современной технической теории закрученных стержней, широко используемой при расчётах осевых лопаток турбомашин.

Работы И.А. Биргера по теории шарнирно закреплённых лопаток (1954 г.) способствовали развитию теоретических и экспериментальных исследований в этой области и обоснованному использованию на некоторых авиационных двигателях компрессорных ступеней с такими лопатками.

Исследования конструкционной прочности первых реактивных двигателей показали, что основной причиной их отказов является недостаточная усталостная прочность деталей. В ряде работ, начиная с 1948 г., И.А. Биргер рассмотрел критерии разрушения при действии переменных напряжений, в том числе при сложном напряжённом состоя-

нии и при совместном действии постоянных и переменных напряжений. Было показано, что запасы прочности должны определяться в зависимости от наиболее вероятного пути исчерпания прочности детали; в частности, для лопаток компрессоров определяющим является запас по переменным напряжениям при постоянном значении средних напряжений. Наряду с детерминированными оценками были рассмотрены статистические модели разрушения и была показана возможность применения теории случайных процессов для описания разрушения.

Следуя указанному выше общему подходу к решению инженерных задач, И.А. Биргер детально рассмотрел возможности применения к статическим и динамическим расчётам интегральных уравнений и вариационных методов. В 1950 - 60 гг. электронно-вычислительные машины ещё переживали период своего младенчества. Методы численного решения интегральных уравнений путём последовательных приближений и использование замкнутых решений и приближённых формул, опирающихся на вариационные методы, оказались наиболее эффективными для практического применения в условиях научно-исследовательских институтов и опытно-конструкторских бюро.

Наиболее полно и последовательно эти методы были изложены в его докторской диссертации «Строительная механика турбомашин» (1956 г.) и в монографии «Некоторые математические методы решения инженерных задач» (1956 г.).

Из статических задач наибольшее внимание И.А. Биргер уделил методам расчёта упругопластического состояния вращающихся неравномерно нагретых дисков.

Под его руководством в ЦИАМ были созданы уникальные мощные разгонные стенды для испытаний до разрушения натурных дисков турбин, на которых прошли исследования диски многих отечественных авиадвигателей. Эти работы были обобщены в монографии «Расчёт на прочность вращающихся дисков» (1978 г.), написанной в соавторстве с И.В. Демьянушко.

И.А. Биргер значительно усовершенствовал методы нелинейного расчёта на изгиб в поле центробежных сил гибких рабочих лопаток. Он показал, что параметр гибкости определяется отношением действующей центробежной силы к её «критическому» значению – силе, которая, будучи повёрнутой на сжатие, вызвала бы потерю устойчивости лопатки. Предложенные им специальные методы обеспечения сходимости процесса последовательных приближений при решении описывающих изгиб интегральных уравнений позволили получить решения при параметрах гибкости, значительно превышающих единицу.

Так как усталостные поломки происходили, как правило, при попадании деталей на резонансные режимы, вопросы разработки эффективных методов расчётного определения собственных частот колебаний основных деталей возникли уже при создании первых двигателей. Используя интегральные и вариационные методы, И.А. Биргер разработал сравнительно простые инженерные способы расчёта собственных частот колебаний рабочих лопаток и дисков турбомашин, а также критических частот вращения роторов при прецессионных движениях произвольного вида.

Многолетние исследования И.А. Биргера и его сотрудников по проблемам прочности и динамики авиационных двигателей были опубликованы в ряде трудов ЦИАМ в форме руководств для конструкторов и обобщены в книгах «Динамика авиационных газотурбинных двигателей» (1981 г.) в соавторстве с Б.Ф. Шорром и др., «Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей» (1981 г.) в соавторстве с Б.Ф. Балашовым и др., «Расчёт на прочность авиационных газотурбинных двигателей» (1984 г.) в соавторстве с Н.И. Котеровым и др.

При создании авиадвигателей, а затем и жидкостных ракетных двигателей для космических аппаратов (КА) необходимо было решить исключительно важную проблему обеспечения прочности их корпусных элементов, представляющих многослой-

ные неравномерно нагретые оболочки вращения со сложными связями. Актуальность и сложность проблемы определялись как прочностными, так и герметизирующими аспектами, особенно для КА. И.А. Биргер предложил рассматривать корпусные элементы как конструктивно-ортотропные оболочки. Аналогичные представления были использованы для центробежных колёс. Вопросы прочности таких элементов в различном конструктивном исполнении с учётом деформаций пластичности и ползучести были изложены им в монографии «Круглые пластинки и оболочки вращения» (1961 г.); несколько позже он рассмотрел вопросы их колебаний и устойчивости.

Причиной ряда поломок двигателей при, казалось бы, низких действующих напряжениях были большие остаточные напряжения, возникающие при механической и термической обработке. Расчёты таких напряжений, основанные на обработке экспериментальных данных по послойной разрезке деталей и последовательных измерениях их деформаций, сопряжены со значительными трудностями. В серии статей и в монографии «Остаточные напряжения» (1963 г.) И.А. Биргер детально изложил достаточно простые, но хорошо теоретически обоснованные способы расчёта остаточных напряжений в стержнях, пластинах, дисках, трубах и образцах сложной формы. Эти методы получили широкое распространение в практике работ заводских лабораторий и в исследовательских работах.

В связи с ростом ресурса двигателей обострилась проблема обеспечения прочности роторов, разрушение которых ведёт к катастрофическим последствиям. И.А. Биргер последние годы много внимания уделял проблеме малоцикловой усталости конструкций, особенно прогнозированию ресурса дисков.

При увеличении ресурса авиационных двигателей от нескольких десятков – для первых двигателей до нескольких десятков тысяч часов – для современных двигателей гражданской авиации возникли проблемы как по прочностному обеспечению таких значений ресурса, так и по их подтверждению при создании новых двигателей. Мощным средством ускоренного выявления дефектов, проверки эффективности мероприятий по их устранению и подтверждению возможности достижения проектного ресурса в последующей эксплуатации явилось использование эквивалентных по повреждаемости испытаний с большей наработкой на наиболее тяжёлых режимах. И.А. Биргер активно занимался теоретическим изучением проблемы эквивалентных испытаний, инициировал проведение теоретических и экспериментальных исследований и обобщений по этому научному направлению в различных организациях.

Работавшие на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Куйбышевского авиационного института (КуАИ, ныне Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва) Генеральный конструктор Н.Д. Кузнецов (заведующий кафедрой) и начальник отдела прочности НПО «Труд» В.И. Цейтлин (профессор кафедры) опубликовали монографию «Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей» (1978 г.). В ней представлена методология ускоренной проверки надёжности газотурбинных двигателей большого ресурса и оценки эффективности мероприятий, внедряемых для устранения дефектов, а предложенная методика составления программы эквивалентных испытаний основана на анализе влияющих на исчерпание ресурса конструктивных, производственных и эксплуатационных факторов. Эта монография стала настольной книгой исследователей и специалистов, руководством для практической реализации в авиадвигательной промышленности.

Для обеспечения больших ресурсов в эксплуатации при сравнительно умеренных запасах прочности авиадвигателей, которые должны быть предельно лёгкими, несмотря на очень высокие уровни температуры и напряжений, необходим контроль в эксплуатации технического состояния каждого экземпляра двигателя. Такой контроль путём

анализа некоторых признаков позволяет, в принципе, своевременно выявлять приближение к опасному состоянию наиболее ответственных деталей и предотвращать опасные последствия. И.А. Биргером сформулированы актуальные и сегодня основные принципы технической диагностики авиадвигателей. Теория этого вопроса и ряд практических рекомендаций по выявлению и оценке диагностической ценности признаков были даны И.А. Биргером в книге «Техническая диагностика» (1978 г.). В этой пионерной работе им были, в частности, сформулированы основные принципы диагностики технического состояния двигателей, не потерявшие своей актуальности и сейчас. Особенно впечатляет понимание И.А. Биргером (в эпоху, когда персональные компьютеры ещё отсутствовали) роли вычислительных машин в бортовой и наземной диагностике технического состояния двигателей.

Круг интересов и достижений И.А. Биргера далеко не исчерпывается приведённым кратким обзором некоторых направлений его научной деятельности. Ему принадлежат оригинальные работы по многим специальным вопросам механики (упругий контакт стержней, расчёт колец на прочность и колебания, деформации клина, расчёт пространственного напряжённого состояния в лопатках турбин и др.) и проблеме нормирования запасов прочности.

Исааку Ароновичу было свойственно доведение теоретических разработок до формы, обеспечивающей их удобное практическое использование. В частности, им были разработаны общие принципы создания норм прочности и надёжности. Они легли в основу впервые созданных под руководством и при непосредственном личном участии И.А. Биргера в 1956 г. «Норм прочности авиационных двигателей», а затем и «Норм прочности ракетных двигателей». «Нормы прочности авиационных двигателей» (в дальнейшем многократно развивавшиеся и дополнявшиеся) имели исключительно важное значение для обеспечения высокой надёжности отечественных авиадвигателей и подготовили базу для последующего создания «Норм лётной годности».

Большое внимание И.А. Биргер уделял сближению расчётов на прочность с методами рационального конструирования в машиностроении. Выпущенный под его редакцией справочник «Расчёт на прочность деталей машин», написанный в соавторстве с Б.Ф. Шорром и Р.М. Шнейдеровичем, а затем с Г.Б. Иосилевичем, выдержал четыре издания с 1959 по 1993 гг. И.А. Биргер был одним из редакторов трёхтомного справочника «Прочность. Устойчивость. Колебания» (1968 г.), а также одним из инициаторов и руководителей разработки системы автоматизированного проектирования авиадвигателей.

Выводы и формулы, к которым Исаак Аронович приходил в результате выкладок в своих научных работах, всегда были поданы в такой форме, что чётко просматривался физический смысл, и поэтому были неопровержимы. Наверное, это во многом предопределило успех его книг (а их было более двадцати) и статей, которых было более двух сотен. В каждой из книг, написанных в соавторстве, было указано, какие разделы написаны или отредактированы лично И.А. Биргером. Он говорил (не совсем шутя): «Настоящий учёный в процессе изучения нового для себя предмета уже пишет книгу». В последние годы жизни он много раз повторял, что написанные им книги – это главное, что останется после него надолго.

Разработанные под руководством Исаака Ароновича методы обеспечения прочностной надёжности газотурбинных двигателей, изложенные в нормативных технических документах, монографиях и справочниках, успешно использовались при создании нескольких поколений двигателей. Они были и остаются настольными книгами во всех конструкторских бюро.

Научная деятельность И.А. Биргера всегда была связана с его чрезвычайно ответственной практической работой в авиационной промышленности. На протяжении по-

чти полувека не было ни одного отечественного двигателя, в обеспечении прочности и доводке которого И.А. Биргер не принимал бы активного личного участия, которое во многих случаях было определяющим для решения поставленных вопросов.

Под всеми документами, имеющими отношение к прочности, надёжности, ресурсу всех советских авиационных двигателей стояла его личная подпись. Степень доверия к мнению И.А. Биргера у руководства авиационной промышленности, гражданской авиации, военно-воздушных сил, генеральных и главных конструкторов была наивысшей.

Чувство конструкции, органическое понимание происходящих в деталях процессов, являющихся объектами сложных и трудоёмких исследований, позволяли ему с мизерной погрешностью предсказывать уровень напряжений в опасных точках, подтверждаемый потом тщательными исследованиями. Когда случалась поломка какой-нибудь детали в рабочих условиях и возникала дискуссия о причинах, версия Исаака Ароновича после дополнительных расчётов и экспериментов, как правило, оказывалась верной. Огромный опыт, блестящая теоретическая подготовка, уникальная инженерная интуиция позволяли ему безошибочно решать сложнейшие вопросы.

Учитывая это, его неоднократно привлекали к решению сложных проблем, возникающих в других отраслях промышленности. Можно упомянуть, например, его участие в обеспечении прочностной надёжности турбонасосных агрегатов двигателей космических кораблей, исследовании причин катастрофы и разработку мероприятий по обеспечению безопасной эксплуатации самолёта Як-42.

Многие годы И.А. Биргер руководил одним из крупнейших коллективов страны в области прочности и динамики машин – отделением прочности ЦИАМ. Как руководителя его отличала большая демократичность. В кабинет к нему запросто входили и крупные руководители, и молодые специалисты.

График работы Исаака Ароновича был очень жёстким. Иногда он успевал на одной неделе побывать в командировке в трёх местах, расположенных в разных частях Советского Союза. Очень часто такие поездки осуществлялись без ночёвки, благо многие предприятия имели в тот период служебные самолёты. Ведущие специалисты отделения прочности ЦИАМ в те годы часто работали по принципу «пожарной команды» или «скорой помощи», немедленно выезжая на предприятия промышленности для оперативного исследования выявленных дефектов.

Отделы прочности КБ Исаак Аронович рассматривал как филиалы отделения прочности ЦИАМ. При каждом посещении КБ для участия в совещаниях он заходил в отдел прочности для неформального общения с сотрудниками: «Пусть посмотрят на живого Биргера». В ЦИАМ он и многие ведущие сотрудники возглавляемого им отделения старались, чтобы специалисты промышленности и вузов чувствовали себя в институте как дома. Это во многом способствовало положительным результатам совместной работы. Ведь сложнейшие вопросы прочности можно решать только при тесном взаимодействии различных специалистов, доверии друг к другу и честном анализе. В особо ответственных случаях вопрос прорабатывался несколькими группами специалистов с проведением, например, расчётов разными методами, на основании результатов которых принимались решения.

Одним из любимых выражений Исаака Ароновича и его советов подчинённым было: «Уплотняйте рабочий день». Однако, несмотря на его умение в считанные минуты решать сложнейшие технические вопросы, времени всё равно не хватало. Поэтому часто Исаак Аронович посылал вместо себя сотрудников отделения, в том числе и относительно молодых. Их возражения о том, что в совещании такого высокого уровня им участвовать неудобно, он парировал словами: «Инженер ЦИАМ – это почти главный конструктор. Если стесняетесь, можете взять мой галстук и говорить, что вы –

Биргер». Эти командировки в значительной мере способствовали быстрому росту специалистов, расширению их кругозора. И сейчас прошедшие эту «школу» вспоминают её с большой благодарностью. Одно из любимых его выражений: «Живите не так как я живу, а так как я Вас учу».

Исаак Аронович стоял у истоков не только многих научных исследований, но и большого числа пионерных конструкторских разработок. Одним из примеров здесь является создание по его инициативе в начале 1980-х гг. «углеродной комиссии», которая на базе Рыбинского конструкторского бюро моторостроения занималась созданием деталей и узлов двигателей из керамических, углерод-углеродных и других композиционных материалов. Очень жаль, что в дальнейшем из-за финансовых проблем эта работа не получила достойного продолжения. Исаак Аронович был лидером в этом процессе, предлагал оригинальные конструктивно-технологические решения, методы расчёта и испытаний, демонстрируя свою чрезвычайно широкую эрудицию при решении очень сложных комплексных проблем создания конструкций из специфических (хрупких, анизотропных и т.д.) материалов. Творческая работа «с мозговым штурмом», в которой на совещаниях комиссии принимали участие руководители и ведущие специалисты Рыбинского КБ, ЦИАМ, ВИАМ, НИИГРАФИТ, ОНПО «Технология» и ряда других предприятий обеспечила в те годы лидерство отечественных разработок.

Исаак Аронович постоянно занимался преподавательской деятельностью и подготовкой научных кадров. Под его руководством было подготовлено несколько докторских и большое число кандидатских диссертаций, он был председателем докторского диссертационного совета при ЦИАМ, членом экспертного совета ВАК, ряда других диссертационных советов, неоднократно оппонировал докторские диссертации сотрудников КуАИ-СГАУ и аэрокосмических предприятий г. Самары. Многие годы И.А. Биргер (с 1958 г. – профессор) руководил подготовкой студентов Московского физико-технического института (МФТИ) по специализации «Прочность авиационных и ракетных двигателей», был председателем Государственной экзаменационной комиссии по защите дипломных проектов по специальности «Динамика и прочность машин» в Московском высшем техническом училище (ныне МГТУ). В соавторстве со своим другом членом-корреспондентом РАН, ректором Уфимского авиационного института (ныне УГАТУ) Р.Р. Мавлютовым опубликовал выдержавший ряд изданий учебник «Сопротивление материалов», в котором изложил основы современных методов расчёта на прочность в доступной для студентов форме.

Подробно познакомившись в КуАИ с научными разработками профессора А.И. Белоусова на кафедре и в отраслевой лаборатории, Исаак Аронович предложил написать совместную монографию по прочностной надёжности двигателей. Одна из глав монографии была издана в КуАИ как учебное пособие (Белоусов А.И., Биргер И.А. Прочностная надёжность деталей турбомашин, 1983).

Научная работа Исаака Ароновича включала и его деятельность в научных советах и комиссиях Академии наук СССР, редколлегиях журналов, организационных комитетах крупных конференций. Вице-президент АН СССР по машиностроению академик К.В. Фролов особенно выделял участие И.А. Биргера в организации (совместно с большим другом Исаака Ароновича – академиком, Генеральным конструктором Н.Д. Кузнецовым) и работе научного совета АН СССР «Надёжность и ресурс в машиностроении», работе по академической программе по надёжности систем «машина-человек-среда», подготовке и работе Всесоюзных съездов по теоретической и прикладной механике, конференций по теории пластин и оболочек, надёжности, малоцикловой усталости, диагностике. Естественно, Исаак Аронович принимал самое активное участие в работе комиссии АН СССР по прочности двигателей, возглавляемой членом-корреспондентом АН СССР Григолюком Э.И.

Исаак Аронович был не только выдающимся учёным, инженером и педагогом, но и всесторонне образованным, обаятельным, добрым и весёлым человеком. Он был в центре любого события, в котором принимал участие. Известное всем его чувство юмора было хорошим дополнением к высокому научному уровню докладов на конференциях, которых все ждали с большим нетерпением. Многие его шутки стали крылатыми выражениями.

Исаак Аронович прожил непростую, но яркую и счастливую жизнь (он скончался 17 марта 1993 г.), которая совпала с годами становления и расцвета отечественного двигателестроения. И.А. Биргер был одним из творцов этого процесса. Он был дважды удостоен Государственных премий СССР, награждён несколькими орденами и медалями, в 1984 г. ему было присвоено почётное звание «Заслуженный деятель науки и техники РСФСР».

Школа И.А. Биргера – это не только отделение прочности ЦИАМ. Он оказал большое влияние на формирование коллективов, занимающихся вопросами прочности во многих научно-исследовательских центрах и промышленных предприятиях России и за рубежом.

MECHANICAL ENGINEER, SCIENTIST, TEACHER. ON THE OCCASION OF CENTENARY OF THE BIRTH OF I. A. BIRGER

© 2018

Yu. A. Nozhnitsky Doctor of Science (Engineering), Deputy Director General – Director of the Research Center “Dynamics, Strength, Reliability”;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
nozhnitsky@ciam.ru

A. I. Belousov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
aibelousov@mail.ru

Isaac Aronovich Birger created a scientific school that had a great impact on the development of Russian aircraft and rocket engine construction, as well as on the training of top-qualification academic personnel. In 1946 I.A. Birger entered Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov where he worked for nearly 50 years, passing all the stages – from engineer to the Head of the Department of Strength and the Deputy Head of the Institute. His main scientific and engineering efforts were inextricably connected with the problems of ensuring strength of aircraft and rocket engines. We can distinguish three main directions in I.A. Birger’s scientific activities: 1) investigation in the area of mechanics of deformable bodies determining the strength of parts in new operating conditions; 2) development of general numerical methods of calculating stress and strain in structures; 3) development of methods of calculating strength and oscillations of engine parts with wide use of the results of investigation in the first two directions. The main feature of I.A. Birger’s approach to solving engineering problems consisted in the development of engineering solutions based on consistent application of theoretical methods of mechanics and applied mathematics for vital practical tasks determining the working capacity of a wide variety of structures.

Citation: Nozhnitsky Yu.A., Belousov A.I. Mechanical engineer, scientist, teacher. On the occasion of centenary of the birth of I.A. Birger. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-7-15

УДК 621.061.1.004.58+621.4 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ВИБРОДИАГНОСТИКИ ИЗНОСА ЗУБЬЕВ ШЕСТЕРЁН ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2018

А. А. Авраменко кандидат технических наук, профессор кафедры теоретической механики;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
avramenko@ssau.ru

А. Н. Крючков доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kan@ssau.ru

С. М. Плотников аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
s_plotnikov@hotmail.com

Е. В. Сундуков кандидат технических наук, начальник комплексной научно-исследовательской лаборатории;
ПАО «Кузнецов», г. Самара;
motor@kuznetsov-motors.ru

А. Е. Сундуков кандидат технических наук, директор;
ООО «ТурбинаСК», г. Самара;
Sunduckov@mail.ru

Представлены результаты исследования вибрационного состояния дифференциального редуктора турбовинтового двигателя на базе статистик изделий с отремонтированным редуктором и пришедших в ремонт. Установлен источник резонансных колебаний элементов конструкции компрессора, приводящий к их поломкам. Он определяется кинематикой редуктора и связан с износом зубьев его шестерён. Обоснованы и установлены нормы на интенсивность соответствующей дискретной составляющей спектра вибрации редуктора и на величину допустимого износа. Выявлен комплекс диагностических признаков износа на основе интенсивности составляющих автоспектра и спектра максимумов, глубины амплитудной модуляции некоторых узкополосных процессов, параметров текущей частоты и взаимных характеристик. Показано, что для всего комплекса полученных диагностических признаков их зависимость от величины износа удовлетворительно аппроксимируется линейной характеристикой. Полученные результаты могут служить базой для разработки комплекса методик вибродиагностики технического состояния планетарных редукторов.

Газотурбинный двигатель; дифференциальный редуктор; износ; вибродиагностические признаки.

Цитирование: Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

Введение

Зубчатые зацепления газотурбинных двигателей (ГТД) наряду с подшипниками являются широко распространёнными узлами их конструкции. Наиболее нагруженными являются планетарные редукторы турбовинтовых двигателей (ТВД). Актуальность развития и совершенствования методов вибродиагностики планетарных редукторов связана не только с их широким применением в конструкции ТВД, но и с их использо-

ванием в перспективных схемах двигателей пятого и шестого поколений. Исследования СНТК им. Н. Д. Кузнецова и ГП «Ивченко – Прогресс» показали, что градиент роста массы турбовентиляторных и турбовинтовентиляторных двигателей с безредукторным приводом вентилятора существенно выше, чем у двигателей с приводом через редуктор [1]. Установлено, что с ростом степени двухконтурности трудоёмкость изготовления двигателей с редуктором существенно ниже, чем с приводом вентилятора от турбины. При этом снижение оборотов вентилятора приводит к увеличению его диаметра и тяги и поднимает обороты турбины, что обеспечивает уменьшение размера и массы газогенератора. Кроме того, это позволяет обеспечить непревышение окружной скорости на периферии лопаток 400 м/с, после которой существенно увеличивается интенсивность генерируемого шума. Однако при этом обеспечение работоспособности двигателя с редуктором в определяющей степени будет зависеть от надёжности зубчатой передачи. Практическое использование такой схемы в двигателях следующих поколений реализовано в TPE-731, LF-507 (США), НК-93 (СССР), Д-27 (Украина) [2].

Постановка задачи

Одним из наиболее распространённых дефектов планетарных редукторов ГТД является износ зубьев шестерён. Опасность этого дефекта связана с возможностью возбуждения резонансных колебаний элементов конструкции компрессора, приводящих к их поломкам. В частности, при доводке одного из ГТД с дифференциальным редуктором были отмечены случаи поломки рабочих лопаток и дисков компрессора, вызванные повышенным износом зубьев шестерён [3]. Возбуждение этих колебаний связывалось с интенсивностью вибрации на частоте, соответствующей 19-й гармонике от частоты вращения f_p ротора турбокомпрессора (ТК). Однако вибрация на данной частоте физически никак не связана с кинематикой редуктора. Снижение вероятности проявления данного дефекта возможно только на основе идентификации истинного источника возбуждения резонансных колебаний, установления методики оценки его интенсивности и назначения соответствующих норм. Расчёт коэффициента корреляции (r) по статистике пятнадцати двигателей с разной степенью износа дал значение его величины $-0,09$, что указывает на отсутствие связи между уровнем износа и интенсивностью 19-й гармоники. Анализ кинематики редуктора [4] показывает, что при скорости вращения ТК ~ 8300 об/мин ($f_p \cong 138,3$ Гц) частота вращения сателлитодержателя составит 12,3 Гц. Тогда частота вращения центральной внутренней шестерни в приведённом движении $f_p^* = 138,3 - 12,3 = 126$ Гц. При наличии в конструкции редуктора трёх сателлитов появление дефектов на зубьях центральной внутренней шестерни приводит к возбуждению колебаний на частоте $3f_p^*$ и её гармониках. На рис. 1 представлен спектр максимумов [5] для двигателя, на котором выявлена трещина на рабочей лопатке седьмой ступени компрессора.

Здесь присутствует как 19-я гармоника, так и более интенсивная составляющая с кратностью 19,145 от частоты вращения ротора. Считаем, что ошибочная идентификация источника резонансных колебаний элементов конструкции компрессора как 19-я гармоника связана с низкой точностью ручной расшифровки частоты динамических напряжений в элементах конструкции компрессора с осциллограмм.

В табл. 1 представлены кратности составляющих ряда с шагом $3f_p^*$, определяемые как отношение частоты гармоники к частоте вращения f_p, до зубцовой гармоники центральной внутренней шестерни.

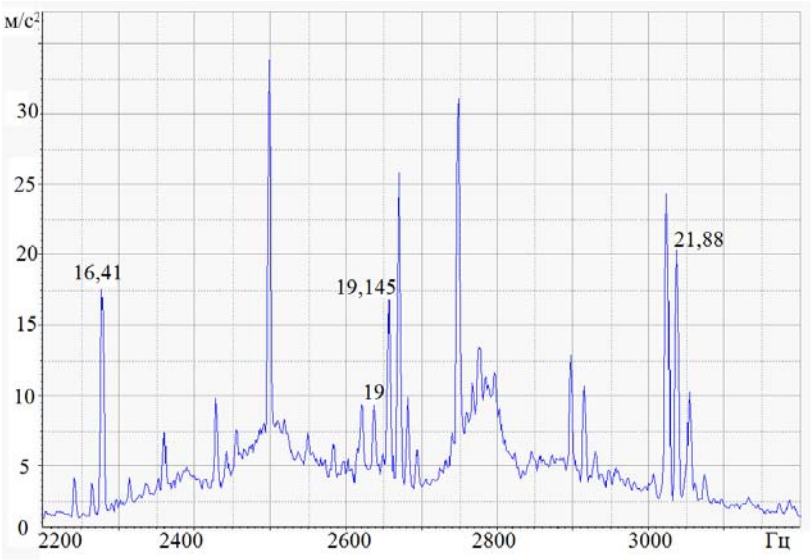


Рис. 1. Спектр максимумов вибрации двигателя по вибродатчику на передней опоре

Таблица 1. Кратности гармоник ряда от $3f_p^*$

№ гармоники	1	2	3	4	5	6
кратность	2,735	5,47	8,205	10,94	13,675	16,41
№ гармоники	7	8	9	10	11	12
кратность	19,145	21,88	24,615	27,35	30,085	32,82

Анализ данных табл. 1 указывает на присутствие в этом ряду следующих компонентов:

– третьей гармоники частоты вращения центральной внутренней шестерни в относительном движении (кратность относительно f_p – 2,735);

– зубцовой гармоники центральной наружной шестерни (кратность 16,41), совпадающей с половинной гармоникой зубцовой составляющей центральной внутренней шестерни;

– гармоники, которая в ранних исследованиях ошибочно идентифицирована как 19-я, вызывающая резонансные колебания рабочих лопаток и дисков отдельных ступеней компрессора, приводящих к их поломкам, (фактически кратность 19,145);

– гармоник с кратностью 21,88; 27,35, используемых в качестве диагностических признаков износа зубьев шестерён редуктора в первом варианте методики вибродиагностики данного дефекта;

– зубцовой гармоники частоты пересопряжения центральной внутренней шестерни с сателлитами (кратность 32,82).

Как следует из данных, приведённых выше, составляющая с кратностью 19,145 (составляющая, вызванная износам – $f_{изн}$) принадлежит ряду с шагом $3f_p^*$ и является 21-й гармоникой относительно частоты вращения центральной внутренней шестерни в приведённом движении. Именно она является источником повышенных динамических напряжений в элементах компрессора при появлении повышенного износа шестерён редуктора.

Метод решения

Был выполнен комплекс работ по исследованию вибрационного состояния отремонтированных двигателей (с износом шестерён редуктора $\leq 0,01$ мм, табл. 2).

Таблица 2. Уровень составляющей на частоте $f_{изн}$ отремонтированных двигателей

№ двигателя	Уровень $f_{изн}$, м/с^2	№ двигателя	Уровень $f_{изн}$, м/с^2
1	2,80	10	7,70
2	1,37	11	5,30
3	4,60	12	8,79
4	3,70	13	6,70
5	2,24	14	8,12
6	3,10	15	9,50
7	4,90	16	5,00
8	12,62	17	4,2
9	9,20	18	12,30

Измерение вибрации выполнялось при стендовых испытаниях двигателей с использованием вибродатчиков, установленных на передней опоре и картере вала заднего винта в трёх взаимно перпендикулярных направлениях. Исследовались все стационарные режимы работы двигателей, приёмистость, останов и переходы с режима на режим. Частотный диапазон регистрации процессов до 28 кГц. В качестве вспомогательных характеристик регистрировались частоты вращения ТК и вала заднего винта. Амплитудные значения составляющей на частоте $f_{изн}$ определялись по вибродатчику вертикального направления с данных автоспектра. Полученный материал позволил установить норму на интенсивность составляющей $f_{изн}$. Амплитуда предварительной нормы ($A_{ПН}$) определена из соотношения (ГОСТ Р ИСО 13373-2-2009)

$$A_{ПН} = \overline{A} + 2,8\, S_A,$$

где $\overline{A}$ – среднее значение интенсивности составляющей; S_A – среднеквадратическое отклонение. Соответствующий расчёт даёт величину

$$A_{ПН} = 15,6 \text{ м/с}^2.$$

В табл. 3 представлены данные на интенсивность составляющей $f_{изн}$ при различных величинах износа двигателей, пришедших в ремонт. Видно, что превышение рассчитанной нормы получено только для двигателя № 19, на котором выявлена трещина пера лопатки седьмой ступени компрессора.

Основной износ зубьев шестерён редуктора происходит в паре центральная внутренняя шестерня – сателлиты. При исследовании рассматривались четыре варианта износа:

– текущий – максимальный износ зубьев центральной внутренней шестерни (максимальный износ относительно эвольвенты после последнего ремонта, номер износа 1);

– текущий полный – максимальный износ зубьев центральной внутренней шестерни относительно исходной эвольвенты (номер износа 2);

– текущий суммарный – сумма максимальных износов зубьев центральной внутренней шестерни и сателлитов (номер износа 3);

– суммарный полный – сумма максимальных износов зубьев центральной внутренней шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент (номер износа 4).

Таблица 3. Уровень составляющей на частоте $f_{изн}$ двигателей, пришедших в ремонт

№ двигателя	Уровень $f_{изн}$, м/с^2	№ двигателя	Уровень $f_{изн}$, м/с^2
19	**16,7**	27	4,1
20	4,3	28	8,2
21	5,6	29	3,4
22	5,4	30	3,7
23	5,1	31	5,7
24	3,9	32	5,9
25	6,1	33	7,1
26	1,9	–	–

В табл. 4 представлены соответствующие величины износов исследуемых двигателей.

Таблица 4. Величины износов для двигателей, пришедших в ремонт

№ двигателя	Износ, мм			
	1	2	3	4
19	0,02	0,024	0,034	0,036
20	0,004	0,016	0,007	0,024
21	0,006	0,010	0,015	0,018
22	0,004	0,014	0,0065	0,03
23	0,014	0,014	0,019	0,026
24	0,017	0,017	0,032	0,027
25	0,01	0,010	0,0197	0,026
26	0,008	0,016	0,013	0,021
27	0,014	0,014	0,034	0,034
28	0,007	0,018	0,0169	0,027
29	0,018	0,018	0,024	0,024
30	0,015	0,015	0,032	0,032
31	0,015	0,015	0,0255	0,0256
32	0,02	0,020	0,034	0,036
33	0,02	0,020	0,024	0,036

Результаты и их обсуждение

На основе полученного экспериментального материала разработан комплекс диагностических признаков на базе различных характеристик вибрационных процессов. Все рассмотренные ниже признаки (y) связаны линейной функциональной зависимостью с величиной износа (x). Ниже представлены данные для величин коэффициентов корреляции $r \geq 0{,}65$.

1. *Диагностические признаки на основе интенсивностей составляющих автоспектра и спектра максимумов.*

1.1. Интенсивность n-мерного вектора (м/с^2) в автоспектре от $3f_p$ по 12 составляющим, $y = 1822x - 8{,}498$; $r = 0{,}66$, (номер износа 2).

1.2. Интенсивность n-мерного вектора в автоспектре от $3f_p^*$ по 12 составляющим, $y = 1445x - 9{,}268$, $r = 0{,}75$, (номер износа 2).

1.3. Интенсивность n-мерного вектора в спектре максимумов от $3f_p^*$ по 12 составляющим, $y = 756{,}2x - 3{,}743$; $r = 0{,}71$, (номер износа 2).

1.4. Интенсивность n-мерного вектора в автоспектре от $\sum\left(3f_p + 3f_p^*\right)$ по 12 составляющим, $y = 3200x - 16{,}68$, $r = 0{,}81$, (номер износа 2).

1.5. Интенсивность n-мерного вектора в спектре максимумов от $\sum\left(3f_p + 3f_p^*\right)$ по 12 составляющим, $y = 1373x - 4{,}689$, $r = 0{,}76$, (номер износа 2).

1.6. Интенсивность составляющей $f_{изн}$ в автоспектре, $y = 755{,}9x - 5{,}178$, $r = 0{,}74$, (номер износа 2).

1.7. Интенсивность составляющей $f_{изн}$ в спектре максимумов, $y = 258{,}6x - 1{,}433$, $r = 0{,}74$, (номер износа 2).

1.8. Интенсивность n-мерного вектора в автоспектре от $f_{изн}$ по 5 составляющим, $y = 780{,}4x - 5{,}419$, $r = 0{,}76$, (номер износа 2).

1.9. Интенсивность n-мерного вектора в спектре максимумов от $f_{изн}$ по 5 составляющим, $y = 357x - 2{,}21$, $r = 0{,}83$, (номер износа 2).

1.10. Интенсивность n-мерного вектора в автоспектре от $32{,}82f_p$ по 3 составляющим, $y = 1098x - 11{,}1$, $r = 0{,}73$, (номер износа 2).

1.11. Интенсивность составляющей f_p в спектре от спектра (аналог кепстра), $y = 17{,}33x - 0{,}158$, $r = 0{,}75$, (номер износа 2).

Анализ данных автоспектра и спектра максимумов показал, что для последнего коэффициент корреляции выше, чем для автоспектра, только для случая n-мерного вектора от гармоники $f_{изн}$ по 5 составляющим.

Позиции 1.8, 1.9 получены для режима 0,85 номинала, остальные – для максимального режима.

Расчёт величины интенсивности n-мерного вектора d_n выполнен по соотношению

$$d_n = \left(\sum_{i=1}^{12} A_i^2 \right)^{1/2},$$

где A_i – интенсивность i-й составляющей.

На рис. 2 представлена зависимость интенсивности составляющей $f_{изн}$ от величины текущего полного износа.

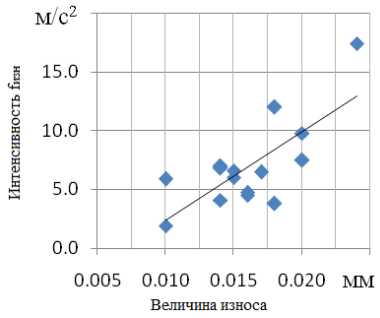


Рис. 2. Зависимость интенсивности составляющей $f_{изн}$ от величины текущего полного износа

Используя соответствующую аппроксимацию (позиция 1.6) и величину рассчитанной нормы на интенсивность составляющей $f_{изн}$, получим пороговое значение величины текущего полного износа, равное 0,027 мм.

2. *Признаки амплитудной модуляции некоторых узкополосных процессов.*

2.1. Глубина амплитудной модуляции (АМ) на частоте 15,8 Гц в полосе $3f_{изн} \pm 100$ Гц, $y = 2,516x + 0,065$, $r = 0,73$, (номер износа 2).

2.2. *N*-мерный вектор в спектре огибающей от первой винтовой гармоники по 5 составляющим в полосе $32,82f_p \pm 100$ Гц, $y = 1014x - 20,18$, $r = 0,77$, (номер износа 4).

2.3. *N*-мерный вектор в спектре огибающей от f_p по 7 составляющим в полосе $32,82f_p \pm 25\%$, $y = 636,2x - 1,086$, $r = 0,72$, (номер износа 1).

2.4. *N*-мерный вектор в спектре огибающей от f_p по 7 составляющим в полосе $32,82f_p \pm 25\%$, $y = 1132x - 10,81$, $r = 0,69$, (номер износа 2).

2.5. *N*-мерный вектор в спектре огибающей от f_p по 7 составляющим в полосе $32,82f_p \pm 25\%$, $y = 677,7x - 11,98$, $r = 0,72$, (номер износа 4).

Признак «глубина АМ» определяется путём фильтрации узкополосного процесса в выбранной полосе частот с последующим выделением огибающей, расчётом её автоспектра и его нормированием относительно среднего значения огибающей [6]. *N*-мерный вектор огибающей рассчитывается до её нормирования. Составляющая на частоте 15,8 Гц, половинная от 31,6 Гц, которая является разностной между f_p^* и частотой вращения сателлита (~ 94 Гц). Все признаки получены на максимальном режиме.

3. *Признаки текущей частоты узкополосного процесса.*

3.1. Индекс частотной модуляции на частоте составляющей $3f_p$ в полосе $3f_{изн} \pm 11,5\%$, $y = 1,411x + 0,004$, $r = 0,68$, (номер износа 3).

3.2. Ширина компонента (Гц) $32,82f_p$ в автоспектре, $y = 400,9x + 4,453$, $r = 0,86$, (номер износа 2).

Ширина спектральной составляющей определялась на зубцовой частоте центральной внутренней шестерни. Износ зубьев приводит к увеличению кинематической погрешности и изменению текущей величины передаточного отношения, что должно привести к росту ширины спектральной составляющей на соответствующей зубцовой частоте.

Величина оценки её ширины зависит от ряда факторов:

– вождения частоты вращения ротора ТК;

– величины и характера износа зубьев шестерён;

– разрешения по частоте;

– интенсивности составляющей;

– интенсивности вибрационного шума;

– наличия близко расположенных других составляющих;

– уровня, на котором определяется ширина.

Данный признак получен для ширины фильтра автоспектра 1,76 Гц. Ширина компонента определялась в нижней его части.

Индекс частотной модуляции определяется путём фильтрации узкополосного процесса в выбранном диапазоне частот с последующей оценкой текущего значения его частоты программой «Частота узкополосного процесса» [7]. Для полученного спектра на частотах дискретных составляющих рассчитывалось отношение уровня среднего значения амплитуды девиации частоты к частоте составляющей. Все признаки получены на максимальном режиме.

4. *Признаки взаимных характеристик.*

4.1. Функция когерентности на частоте 31,6 Гц, $y = 23,22x - 0,257$, $r = 0,72$, (номер износа 2).

4.2. Функция когерентности на частоте $f_{изн}$, $y = 29,78x - 0,114$, $r = 0,69$, (номер износа 1).

4.3. Функция когерентности на частоте $f_{изн}$, $y = 27,63x - 0,312$, $r = 0,70$, (номер износа 2).

4.4. Функция когерентности на частоте $f_{изн}$, $y = 52,37x - 0,585$, $r = 0,76$, (номер износа 2).

4.5. Функция когерентности на частоте $f_{изн}$, $y = 19,89x - 0,429$, $r = 0,76$, (номер износа 4).

4.6. Функция когерентности на частоте $32,82 f_p$, $y = 57,72x - 0,512$, $r = 0,78$, (номер износа 2).

4.7. Модуль взаимного спектра на частоте $f_{изн}$, $y = 75,32x - 0,971$, $r = 0,66$, (номер износа 2).

4.8. Модуль взаимного спектра на частоте $f_{изн}$, $y = 82,87x - 0,881$, $r = 0,67$, (номер износа 2).

4.9. Модуль взаимного спектра на частоте $f_{изн}$, $y = 53,05x - 1,223$, $r = 0,69$, (номер износа 4).

4.10. Модуль взаимного спектра на частоте $f_{изн}$, $y = 63,99x - 1,352$, $r = 0,79$, (номер износа 4).

Все признаки получены на максимальном режиме. Позиции 4.1, 4.2, 4.4, 4.6, 4.7, 4.9 получены для датчиков горизонтального направления, остальные позиции получены для датчиков вертикального направления. Взаимные характеристики построены на основе анализа данных по датчикам, установленным на картере вала заднего винта и передней опоре.

Анализ влияния вида износа на тип диагностических признаков показывает:

– все диагностические признаки на основе интенсивности спектральных составляющих имеют наибольшие коэффициенты корреляции для текущего полного износа;

– диагностические признаки на основе глубины АМ получены для различных видов износа за исключением текущего суммарного;

– признаки текущей частоты узкополосного процесса получены для текущего и текущего суммарного износов;

– диагностические признаки на основе взаимных характеристик реализуются с максимальными значениями коэффициента корреляции для всех четырёх видов износа.

Заключение

Таким образом, проведённые исследования позволили:

– установить, что источником резонансных колебаний элементов конструкций компрессора является составляющая на частоте $f_{изн}$, вызванная износом зубьев шестерён дифференциального редуктора;

– обосновать норму в 15,6 м/с^2 на интенсивность этой составляющей и величину порогового значения текущего полного износа в 0,027 мм;

– получить комплекс диагностических признаков износа шестерён дифференциального редуктора ТВД с использованием интенсивности составляющих в автоспектре и спектре максимумов, глубины амплитудной модуляции, индекса частотной модуляции, ширины компонента зубцовой гармоники и характеристик взаимного спектра;

– установить, что все рассмотренные диагностические признаки связаны с величиной износа линейными зависимостями.

Полученные диагностические признаки могут быть применены для разработки комплекса методик вибродиагностики износа шестерён планетарных редукторов. В частности, на базе использования трёх из разработанных диагностических признаков (*n*-мерного вектора от составляющей $3f_p^*$, интенсивности составляющей на частоте f_p в спектре от спектра и интенсивности гармоники на частоте $f_{изн}$) разработана методика вибродиагностики износа шестерён редуктора двигателя НК-12МПМ. Данная методика прошла апробацию и одобрена к внедрению ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Библиографический список

1. Григорьев В.В., Еланский А.В., Попуга А.И. Перспективные схемы авиационных двигателей с высокой топливной эффективностью // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 9 (106). С. 231-236.

2. Кравченко И.Ф., Единович А.В., Яковлев В.А., Дорофеев В.П. Экспериментальные и теоретические результаты исследования авиационных зубчатых передач // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 8 (55). С. 129-134.

3. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.

4. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Плотников С.М. К вопросу вибродиагностики изнашивания шестерён редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 2. С. 193-201. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-193-201

5. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Николаев В.А. Анализ влияния параметров спектра максимумов на выделение модуляционных составляющих вибрации ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 3 (19), ч. 1. С. 147-151.

6. Балицкий Ф.Я., Соколова А.Г., Долаберидзе Г.В., Иванова М.А. Диагностика дефектов машинного оборудования в нелинейной вибродиагностике методом каскадной демодуляции вибрации // Вестник научно-технического развития. 2013. № 12 (76). С. 3-12.

7. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Бит-Зая А.В., Росляков А.В. Оценка ширины дискретных составляющих спектра вибрации энергетических машин // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск «Проблемы железнодорожного транспорта на современном этапе развития». 2006. С. 194-197.

REFINING METHODS OF VIBRATION DIAGNOSTICS OF WEAR OF TURBO-PROP ENGINE DIFFERENTIAL SPEED REDUCTION UNIT GEAR TEETH

© 2018

A. A. Avramenko Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Theoretical Mechanics;
Samara National Research University, Samara, Russia Federation;
avramenko@ssau.ru

A. N. Kryuchkov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russia Federation;
kan@ssau.ru

S. M. Plotnikov Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russia Federation;
s_plotnikov@hotmail.com

E. V. Sundukov Candidate of Science (Engineering), Head of the Integrated Research Laboratory;
Public Company Kuznetsov, Samara, Russian Federation;
motor@kuznetsov-motors.ru

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

The paper presents results of complex research of vibration behavior of the differential reduction gear unit of a turboprop engine on the basis of statistics of products with repaired reduction gears and those placed under repair. The conducted research made it possible to establish the source of resonant oscillations of the compressor design elements leading to their breakage. It is established that this source is determined by the kinematics of the reduction gear unit and is associated with the wear of its gear teeth. Standards for the intensity of the appropriate discrete component of the reduction gear vibration spectrum and those for the amount of permissible wear are substantiated and established on the basis of the work carried out. A complex of diagnostic parameters of wear based on intensity components of the auto-spectrum and the spectrum of maxima, the depth of amplitude modulation in some narrow-band processes, their characteristics based on the parameters of the current frequency and mutual characteristics was identified. It is shown that for the whole complex of the diagnostic parameters obtained their dependence on the wear value is satisfactorily approximated by a linear characteristic. The obtained results can serve as a basis for the development of a complex of methods of differential reduction gear vibration diagnostics.

Gas-turbine engine; differential reduction gear unit; wear; vibration diagnostic parameters.

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

References

1. Grygoriev V.V., Yelansky A.V., Popuga A.I. Conceptual schemes of aircraft engines with high fuel efficiency. *Aerospace Technic and Technology*. 2013. No. 9 (106). P. 231-236. (In Russ.)

2. Kravchenko I.F., Edinovich A.V., Yakovlev V.A., Dorofeev V.P. Experimental and theoretical results of the research of aircraft gears. *Aerospace Technic and Technology*. 2008. No. 8 (55). P. 129-134. (In Russ.)

3. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)

4. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Plotnikov S.M. Vibrodiagnostics of turboprop engine gearbox wear. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 2. P. 193-201. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-193-201. (In Russ.)

5. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Nikolaev V.A. The analysis of influence of parameters of the spectrum of maxima on efficiency of allocation modulating components of vibration of gas turbine engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3(19), part 1. P. 147-151. (In Russ.)

6. Balitsky F.Ya., Sokolova A.G., Dolaberidze G.V., Ivanova M.A. Diagnostics of machine equipment defects in nonlinear vibrodiagnostics by the cascade method demodulation of vibration. *Bulletin of Science and Technical Development*. 2013. No. 12 (76). P. 3-12. (In Russ.)

7. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Bit-Zaya A.V., Roslyakov A.V. Evaluation of the width of the discrete components of the spectrum of vibration energy machines. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. Spets. vypusk «Problemy zheleznodorozhnogo transporta na sovremennom etape razvitiya». 2006. P. 194-197. (In Russ.)

УДК 539.3+621.4 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-27-35*

ОЦЕНКА РЕСУРСА ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ СТАТИЧЕСКОГО И ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

© 2018

И. Х. Бадамшин доктор технических наук, доцент кафедры «Авиационные двигатели»;
Уфимский государственный авиационный технический университет;
adbadamshin@ugatu.ac.ru

Существующие методы оценки ресурса с учётом влияния статического и циклического нагружения основаны на опытных данных. Сложностью данного подхода является необходимость проведения дорогостоящих и трудоёмких экспериментов. Поэтому возникает актуальная задача расчётной оценки ресурса лопатки турбины с учётом взаимодействия статического и термоциклического нагружения. Данная задача решается на основе перехода в модели поведения материалов от гипотезы сплошности среды к учёту сил межатомного взаимодействия на уровне элементарной атомной ячейки. Такой подход открывает возможность теоретически и полуэмпирически рассчитывать прочностные, упругие и теплофизические характеристики элементов конструкций, являющиеся исходными данными в расчёте напряжённо-деформированного состояния элементов газотурбинного двигателя. Перечисленные параметры необходимы для расчёта деформации ползучести полуэмпирическим методом. В свою очередь, предельная деформация ползучести является критерием как статического, так и термоциклического нагружений, что позволяет определить ресурс лопатки с учётом их взаимовлияния.

Газотурбинный двигатель; турбина; рабочая лопатка; ресурс; ползучесть; статическое и термоциклическое нагружение.

Цитирование: Бадамшин И.Х. Оценка ресурса лопатки турбины с учётом влияния статического и термоциклического нагружения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 27-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-27-35

Введение

Существующие методы оценки ресурса с учётом влияния статического и циклического нагружения основаны на опытных данных. В частности, известно, что длительная прочность, полученная при повторных испытаниях, оказывается ниже, чем прочность, соответствующая непрерывным испытаниям [1].

Сложностью данного подхода является необходимость проведения дорогостоящих и трудоёмких экспериментов. Поэтому возникает задача расчётной оценки ресурса лопатки турбины с учётом взаимодействия статического и термоциклического нагружения.

Задача решается на примере модельной лопатки турбины из монокристаллического жаропрочного сплава с направлением ⟨001⟩.

Исходные предпосылки

Исследованиями в области физики твёрдого тела показано, что в основе прочности твёрдых тел лежит равновесие межатомных сил притяжения и отталкивания между зарядами кристаллической решётки.

Применение этого фундаментального свойства материалов позволяет развить методы расчёта на прочность конструкций и перейти в модели поведения материалов от гипотезы сплошности среды к учёту сил межатомного взаимодействия на уровне элементарной атомной ячейки. Такой подход открывает возможность теоретически рассчитывать прочностные, упругие и теплофизические характеристики элементов кон-

струкций, в которые входят: модуль упругости, коэффициент Пуассона, предел упругости, предел текучести, коэффициент теплового расширения, коэффициент теплопроводности, плотность, являющиеся исходными данными в расчёте напряжённо-деформированного состояния деталей [2].

Для оценки действующих напряжений необходимо иметь температурные зависимости механических и теплофизических характеристик материала, которые определяются по методам, изложенным в [2].

Расчётная модель и допущения

Модуль упругости $E_{юнг}$ рассчитывается для элементарной атомной ячейки по теоретической формуле [2], основанной на электростатической природе упругости и выведенной из законов Кулона и Гука:

$$E_{юнг} = \frac{e^2}{4\pi\varepsilon_0 r^2 a_0^2},$$

где $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$, Кл – величина взаимодействующих зарядов, равная заряду электрона; $\pi = 3,14$; $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$ Кл^2/Нм^2 – электрическая постоянная; a_0 – период кристаллической решётки; r – расстояние между взаимодействующими зарядами, зависящее от a_0 и типа кристаллической решётки. Вследствие периодичности кристаллической решётки упругие свойства элементарной атомной ячейки переносятся на макрообъём.

Коэффициент теплового расширения определяется теоретически в следующей последовательности. Вначале рассчитывается изменение периода кристаллической решётки вследствие повышения температуры, расчёт которого основан на изменении энергии связи двух разноимённых зарядов в кристаллической решётке. Зависимость изменения периода кристаллической решётки от температуры рассчитывается по формуле [2]

$$\Delta a_0 = 0,5\left(\frac{e^2}{\frac{e^2}{a_0} - c^1{}_v \Delta t 2\pi\varepsilon_0} - a_0\right),$$

где Δa_0 – изменение периода кристаллической решётки вследствие теплового воздействия; Δt – изменение температуры; c'_v – теплоёмкость атома при постоянном объёме.

Для элементарной атомной ячейки кристаллической решётки коэффициент теплового расширения α определяется как [2]

$$\alpha = \frac{\Delta a_0}{a_0 \Delta t}.$$

Модуль упругости монокристаллических жаропрочных никелевых сплавов определяется матрицей монокристалла, т.е. γ-твёрдым раствором, основой которого является кристаллическая решётка никеля (табл. 1).

Таблица 1. Модуль упругости жаропрочных сплавов и никеля

Наименование сплава или элемента и направление действия нагрузки	Величина модуля упругости, ГПа		Расхождение, %
	расчётная	экспериментальная	
Ni (ГЦК) <001>	140,2	138,0	1,6
<110>	210,3	215,0 [3]	
<111>	262,9	262,0	0,3
ЖС 6Ф моно <001>	140,2	139 [4]	0,9
<110>	210,3	220	4,5
<111>	262,9	305	13,8
ЖС 32 моно <001>	140,2	135…140 [5]	3,8…0
<110>	210,3	–	–
<111>	262,9	280…300	6,0…12,3
ЖС 36 моно <001>	140,2	130 [4]	7,8
<110>	210,3	215	2,3
<111>	262,9	305	13,8

Экспериментальные значения для ЖС 36 моно и ЖС 6Ф моно взяты из графика [4].

Установлено, что расчётные значения модуля упругости монокристаллических жаропрочных никелевых сплавов в кристаллографическом направлении <001> имеют удовлетворительную сходимость с экспериментом с расхождением от 0,9 до 7,8% (табл. 1).

Необходимо отметить, что для кристаллографических направлений <110>, <111> максимальное расхождение расчёта для рассматриваемых материалов (табл. 1) составляет 13,8% (в частности, для сплава ЖС 36 моно).

На рис. 1, 2 приведены расчётные температурные зависимости модуля упругости для сплавов ЖС 6Ф моно <001> и ЖС 36 моно <111> в сравнении с экспериментальными данными [4].

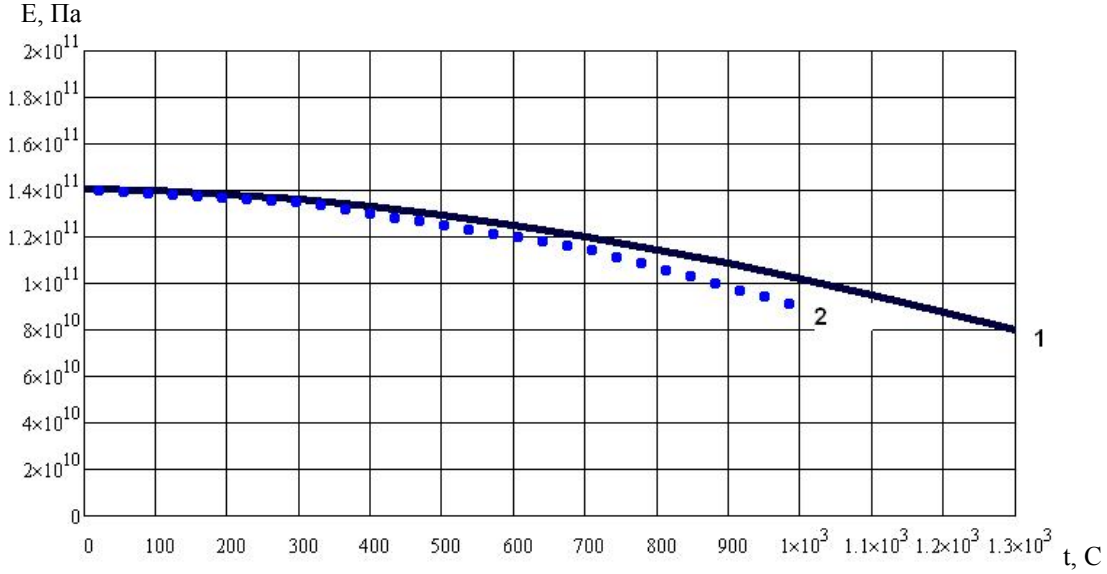


Рис. 1. Температурная зависимость модуля упругости сплава ЖС 6Ф моно в направлении <001>: 1 – расчёт; 2 – эксперимент [4]

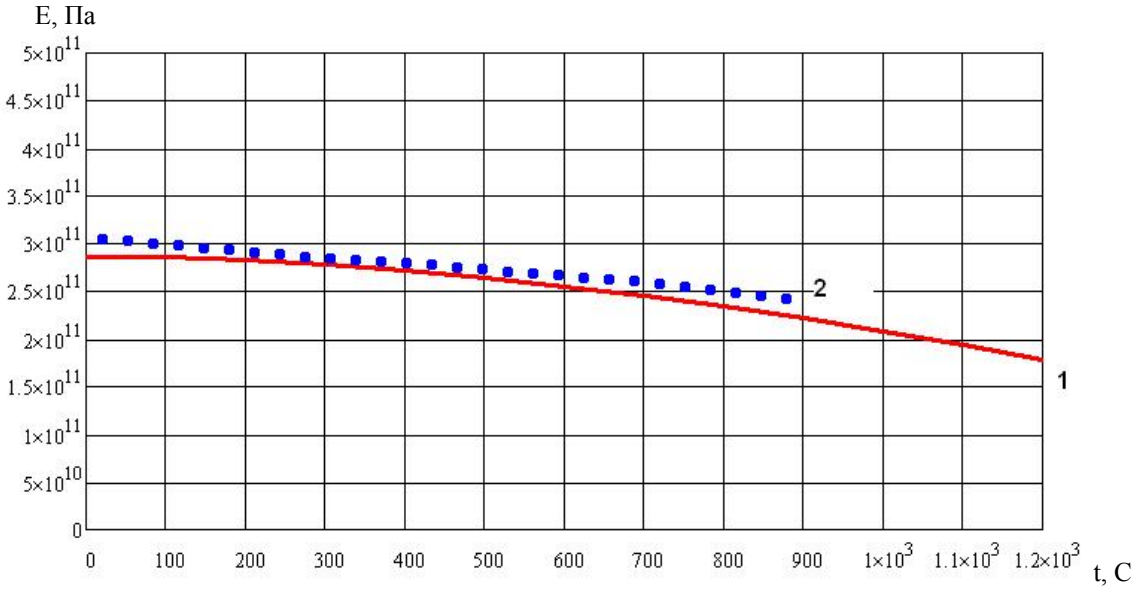


Рис. 2. Температурная зависимость модуля упругости сплава ЖС 36 моно в направлении <111>: 1 – расчёт; 2 – эксперимент [4]

На рис. 3 приведена теоретическая температурная зависимость коэффициента теплового расширения Ni в сравнении со справочными данными. На основе этой теоретической зависимости строится полуэмпическая температурная зависимость коэффициента теплового расширения для жаропрочных никелевых сплавов.

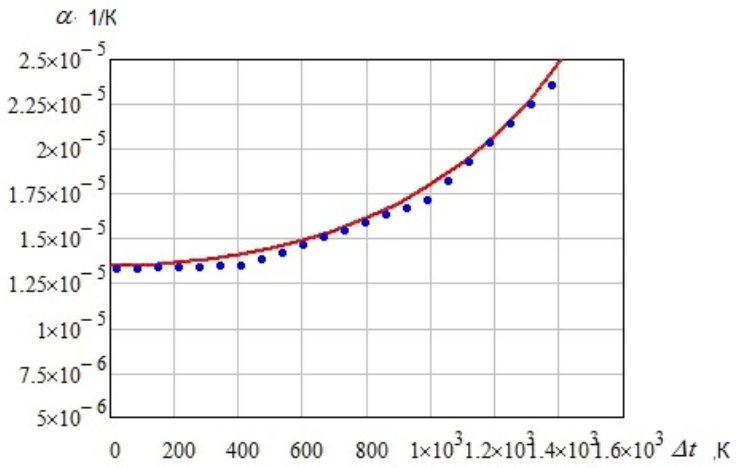


Рис. 3. Температурная зависимость коэффициента теплового расширения Ni:
——— – расчёт; ····· – эксперимент [3]

Напряжённо-деформированное состояние определяется при следующих условиях.

При одноосном нагружении пластические деформации формируются в результате действия следующих факторов:

– остаточные технологические $\sigma_{0техн}$ (в частности, остаточные напряжения в отливке не полностью снимаются последующей термообработкой при изготовлении детали);

– остаточные эксплуатационные $\sigma_{0эксп}$ (в частности, остаточные напряжения формируются под действием внешней нагрузки: термической и механической, превышающей предел текучести или предел ползучести);

– внешние нагрузки (термические $\sigma_{терм}$, растягивающие σ_p и изгибающие $\sigma_{изг}$ напряжения).

Внутренние напряжения в области упругих деформаций, возникающие вследствие деформации кристаллической решётки $\sigma_{вн}$. Эти напряжения определяются на основе результатов рентгеноструктурного анализа поверхностного слоя образца или натурной лопатки.

Тогда действующее напряжение в детали σ_{Σ} определяется как сумма перечисленных составляющих: $\sigma_{вн}$, $\sigma_{0техн}$, $\sigma_{0эксп}$, σ_p, $\sigma_{изг}$, $\sigma_{терм}$. Причём концентрация напряжений учитывается автоматически, если сложнонапряжённое состояние лопатки определяется методом конечных элементов.

Термические напряжения $\sigma_{терм}$ в области упругих деформаций определяются по известной формуле

$$\sigma_{терм} = E_{юнг}\varepsilon_t,$$

где $\varepsilon_t = \alpha\Delta t$ –термическая деформация; α – коэффициент теплового расширения; Δt – изменение температуры.

Деформация ползучести определяется по методу, приведённому в [2]. В частности, скорость деформации ползучести технических монокристаллов и поликристаллов определяется по формуле Орована

$$\xi = \rho_d b\upsilon,$$

где ξ – скорость деформации ползучести; ρ_d – плотность дислокаций; b – вектор Бюргерса (параметр, характеризующий геометрическое искажение кристаллической решётки вследствие появления краевой дислокации); υ – скорость движения дислокации.

Результатом моделирования является диаграмма ползучести в зависимости от напряжения и температуры.

Необходимо отметить, что экспериментальные диаграммы ползучести строятся с учётом вероятности неразрушения, то есть результаты имеют разброс. Разброс в напряжениях может составлять ±(50…100) МПа [6]. Причинами такого разброса являются различные факторы. Одним из факторов, который необходимо учитывать – дефекты кристаллической решётки материала.

Например, при постоянной температуре и одинаковой длительности нагружения при напряжении 200 МПа деформация ползучести составляет 0,2%, а при напряжении 210 МПа – 0,5%. Причиной этого, в частности, является сложение внешнего напряжения (210 МПа) и внутреннего напряжения от дефекта кристаллической решётки, которое не учитывается.

Используя модель поведения материала, основанную на учёте сил межатомного взаимодействия [2], можно определить величину внутреннего напряжения, которая возникла в результате наличия дефекта кристаллической решётки. В такой постановке задача решается со следующими допущениями:

1. Равновесное состояние в кристалле определяется периодом кристаллической решётки a_0. Если расстояние между зарядами больше a_0, то преобладают силы притяжения. Если расстояние между зарядами меньше a_0, то преобладают силы отталкивания. Система атомов стремится к равновесному состоянию, т.е. к минимуму потенциальной энергии решётки.

2. Под действием внешних нагрузок дефекты кристаллической решётки релаксируют.

3. Нанотрещина является очагом развития макротрещины.

4. Нанотрещина моделируется клиновидным образованием, представленным схемой на рис. 4, *а*. Модель на рис. 4, *б* ближе к реальному межграничному взаимодействию, так как имеет более низкую потенциальную энергию [7], но для её использования необходимы дополнительные исходные данные.

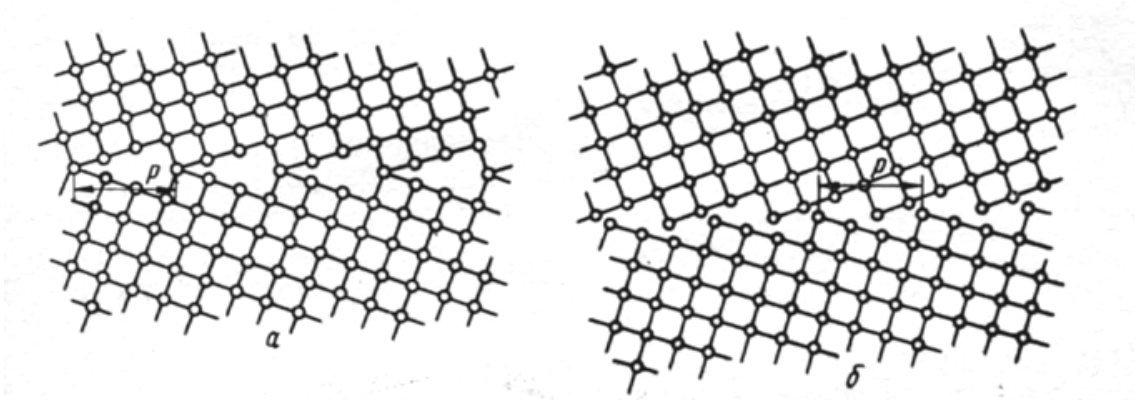


Рис. 4. Наклонная граница 37° <001> между зёрнами с кубической решёткой в положении совпадения (а) и после жёсткой релаксации (б) [7]

В частности, более длинные нанотрещины имеют большее значение потенциальной энергии сил межатомного взаимодействия. Поэтому в первом приближении принимается обобщённая геометрическая модель нанотрещины, соответствующая рис. 4, *а*.

Рассматриваемое клиновидное образование с размером *p* (рис. 4, *а*), соответствует минимуму энергии. Большее значение *p* не соответствует минимуму энергии.

Так, в результате расчётов получено, что клиновидное образование (рис. 4, *а*) с длиной стороны $3a_0$ имеет величину внутреннего напряжения, равную $\sigma_{вн}$ = 273 МПа.

Для клиновидного образования с длиной стороны $4a_0$ внутреннее напряжение составляет $\sigma_{вн}$ = 6,73 ГПа, что не соответствует минимуму энергии.

В результате при совпадении направлений векторов внешнего и внутреннего напряжений суммарное напряжение в экстремальном случае составит $273 + 210 = 483$ МПа. При наличии некоторого угла между векторами внешнего и внутреннего напряжений суммарное напряжение будет меньше. Иначе говоря, суммарное напряжение будет зависеть от ориентации клиновидного дефекта кристаллической решётки по отношению к внешнему напряжению.

Для оценки ресурса лопатки турбины с учётом взаимодействия статического и термоциклического нагружения применяются следующие допущения:

1. Используется принцип суммирования напряжений и деформаций.

2. Критерием взаимодействия статического и термоциклического нагружения рабочей лопатки является суммарная деформация ползучести на стационарном и переменном режимах работы двигателя.

Результаты расчёта

Сравнительный анализ проведён для двух режимов работы газотурбинного двигателя (ГТД): типовой и типовой режим с предварительным подогревом турбины. Поскольку основные параметры двигателя не изменялись, то механическое нагружение остаётся постоянным для обоих режимов. Растягивающие и изгибающие напряжения определяются по известным методикам.

Предварительный нагрев турбины перед запуском двигателя ведёт к изменению термических напряжений. На рис. 5 приведены результаты расчёта термических напряжений $\sigma_{терм}$ вдоль входной кромки модельной лопатки в радиальном направлении. На типовом режиме термическое напряжение в радиальном направлении в расчётном сечении лопатки составляет 230 МПа, а на типовом режиме с подогревом – 113 МПа.

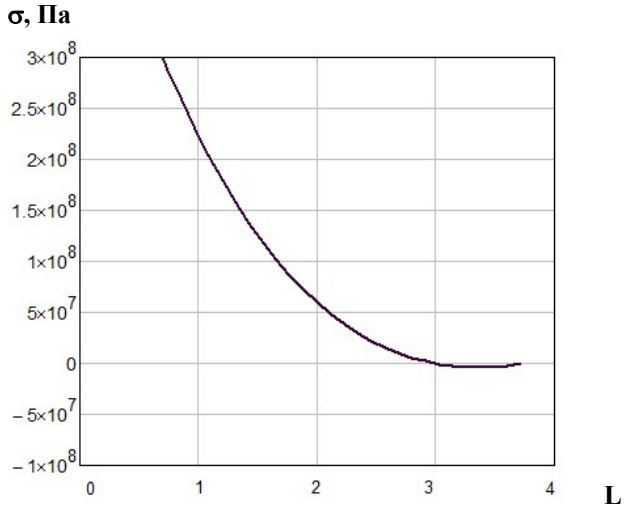


Рис. 5. Изменение термических напряжений вдоль входной кромки лопатки на типовом режиме

Сумма действующих напряжений при заданной температуре позволяет определить по диаграмме величину деформации ползучести на стационарном и переходном режимах.

Имея массив деформации ползучести при различных напряжениях и температурах, можно определить наработку лопатки τ (ч) до суммарной деформации ползучести и оценить долю выработки ресурса. На рис. 6 приведена диаграмма деформации ползучести 0…1% при температуре 800° С в зависимости от наработки 0…100 ч и относительного напряжения 0…10.

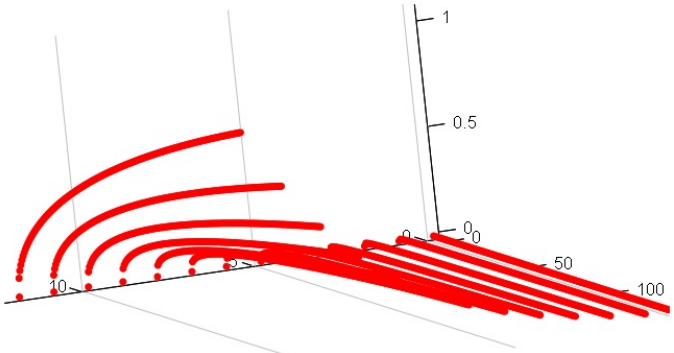


Рис. 6. Полуэмпирическая зависимость деформации ползучести лопатки турбины на типовом режиме работы двигателя

В результате расчёта получены следующие деформации ползучести на расчётном режиме (табл. 2):

Таблица 2. Деформация ползучести на различных режимах работы ГТД

Наименование режима	Деформация ползучести, % на режиме		
	стационарный, «взлётный»	циклический, «малый газ – взлётный»	суммарная
Типовой	0,577	0,168	0,745
Типовой с подогревом	0,689	0,056	0,745

Примечание. В таблице приведены значения местных деформаций

Из табл. 2 видно, что деформация ползучести на переходном режиме за счёт подогрева уменьшилась с 0,168 до 0,056%. При постоянной суммарной деформации ползучести стационарная составляющая деформации может быть увеличена с 0,577 до 0,689%. В пересчёте на наработку (в часах) это означает повышение ресурса на стационарном режиме примерно в полтора раза. Подогрев элементов турбины реализуется способом, приведённым в работе [8]. Суть способа заключается в том, что в систему охлаждения турбины перед запуском двигателя подаётся горячий воздух. Затем после прогрева турбины двигатель запускается.

Заключение

Критерием предельного состояние рабочей лопатки является результирующая деформация ползучести на стационарном и переменном режимах работы двигателя. Критерий обеспечивает учёт взаимовлияния статического и термоциклического нагружения на ресурс лопатки турбины.

Изменяя тепловое состояние лопатки турбины путём подогрева перед запуском двигателя, можно увеличить её ресурс по числу запусков или при неизменном числе запусков повысить ресурс на стационарном режиме.

Библиографический список

1. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 214 с.

2. Бадамшин И.Х. От четырёх к одному. Силы внутриатомного взаимодействия и прочность материалов. М.: Издательский дом «Академия Естествознания», 2016. 134 с.

3. Свойства элементов. В 2 ч. Ч. 1. Физические свойства: справочник / под ред. Г.В. Самсонова. М.: Металлургия, 1976. 600 с.

4. Ножницкий Ю.А., Голубовский Е.Р. Обеспечение прочностной надёжности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД // Сб. трудов международной научно-технической конференции, посвящённой 100-летию со дня рождения академика С.Т. Кишкина «Научные идеи С.Т. Кишкина и современное материаловедение». М.: ВИАМ, 2006. 362 с.

5. Гецов Л.Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин. Л.: Машиностроение, 1982. 295 с.

6. Каблов Е.Н., Голубовский Е.Р. Жаропрочность никелевых сплавов. М.: Машиностроение, 1998. 464 с.

7. Новиков И.И., Розин К.М. Кристаллография и дефекты кристаллической решётки. М.: Металургия, 1990. 336 с.

8. Бадамшин И.Х. Способ повышения ресурса газотурбинного двигателя по числу запусков: патент РФ № 2627490; опубл. 08.08.2017; бюл. № 22.

EVALUATION OF TURBINE ROTOR BLADE LIFE TAKING INTO ACCOUNT STATIC AND THERMAL CYCLIC LOADING

© 2018

I. Kh. Badamshin Doctor of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aviation Engines;
Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation;
adbadamshin@ugatu.ac.ru

The existing methods of evaluating turbine life, taking into account the effects of static and thermal cyclic loading, are based on experimental data. The need for cost- and labor-intensive experiments makes this approach difficult to apply. This brings up a crucial task of calculating the life of a turbine blade, taking into account the interaction of static and thermal cyclic loading. The classical methods based on the hypothesis of continuity do not allow calculating the strength and thermo-physical properties of a material. This problem is solved by the transition to the models of the behavior of materials from the continuity hypothesis to the account of the inter-atomic forces at the level of an elementary atomic cell. This approach makes it possible to calculate strength, elastic and thermo-physical parameters of structural elements theoretically and semi-empirically. These parameters are used as the initial data in calculating the stress-strain state of gas turbine engine elements. They are required to calculate creep strain semi-empirically. In its turn, the ultimate creep strain is a criterion for both static and thermal cyclic loading, which makes it possible to determine the blade life, taking into account their mutual influence.

Gas turbine engine; turbine rotor blade; service life; creep; static and thermal cyclic loading.

Citation: Badamshin I.Kh. Evaluation of turbine rotor blade life taking into account static and thermal cyclic loading. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 27-35.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-27-35

References

1. Kuznetsov N.D., Tseytlin V.I. *Ekvivalentnye ispytaniya gazoturbinnykh dvigateley* [Equivalent tests of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 214 p.

2. Badamshin I.Kh. *Ot chetyrekh k odnomu. Sily vnutri atomnogo vzaimodeystviya i prochnost' materialov* [From four to one. Inter-atomic forces and strength of materials]. Moscow: Izdatel'skiy Dom «Akademiya Estestvoznaniya» Publ., 2016. 134 p.

3. *Svoystva elementov. V 2 ch. Ch. 1. Fizicheskie svoystva: spravochnik / pod red. G.V. Samsonova* [Properties of elements. In 2 parts. Part1. Physical properties: reference book / ed. by G.V. Samsonov]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1976. 600 p.

4. Nozhnitskiy Yu.A., Golubovskiy E.R. Obespechenie prochnostnoy nadezhnosti monokristallicheskikh rabochikh lopatok vysokotemperaturnykh turbin perspektivnykh GTD. *Sb. trudov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 100-letiyu so dnya rozhdeniya akademika S.T. Kishkina «Nauchnye idei S.T. Kishkina i sovremennoe materialovedenie»*. Moscow: VIAM Publ., 2006. 362 p.

5. Getsov L.B. *Materialy i prochnost' detaley gazovykh turbin* [Materials and strength of gas turbine parts]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1982. 295 p.

6. Kablov E.N., Golubovskiy E.R. *Zharoprochnost' nikelevykh splavov* [Heat resistance of nickel alloys]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1998. 464 p.

7. Novikov I.I., Rozin K.M. *Kristallografiya i defekty kristallicheskoy reshetki* [Crystallography and lattice defects]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1990. 336 p.

8. Badamshin I.Kh. *Sposob povysheniya resursa gazoturbinnogo dvigatelya po chislu zapuskov* [A method for increasing the service life of a gas turbine engine in terms of the number of starts]. Patent RF, no. 2627490, 2017. (Publ.08.08.2017, bul. no. 22)

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-36-43*

УТОЧНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОГО СОСТОЯНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «АИСТ» НА ОСНОВЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

© 2018

С. С. Волгин аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
nku-mka@yandex.ru

В. В. Салмин доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sputnik@ssau.ru

С. И. Ткаченко доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sitkach@mail.ru

И. С. Ткаченко кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
innovatore@mail.ru

М. А. Иванушкин аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
nku-mka@yandex.ru

Рассматриваются вопросы использования телеметрической информации, а именно данных о нештатных ситуациях, отказах и сбоях, возникающих на борту малых космических аппаратов «АИСТ», для уточнения стандартных алгоритмов восстановления работоспособного состояния аппаратов. С этой целью проведён анализ накопленного объёма телеметрической информации, состоящий из двух этапов: поиска выходящих за пределы допустимых значений параметров и установления причин возникновения нештатных ситуаций. Изучение причин и последствий нештатных ситуаций позволило создать два дерева отказов, отражающих пути распространения отказов и сбоев в бортовом оборудовании космического аппарата и облегчающих анализ возможных нештатных ситуаций. Использование деревьев отказов и информации о нештатных ситуациях позволило провести уточнение алгоритмов восстановления работоспособного состояния, разработанных на этапе проектирования малых космических аппаратов «АИСТ». Приведены два примера уточнённых алгоритмов, позволивших восстановить работоспособное состояние малых космических аппаратов после возникновения отказов в бортовой аппаратуре.

Малый космический аппарат; восстановление работоспособного состояния; уточнение алгоритмов; телеметрическая информация; нештатная ситуация; дерево отказов; целевые показатели эффективности.

Цитирование: Волгин С.С., Салмин В.В., Ткаченко С.И., Ткаченко И.С., Иванушкин М.А. Уточнение алгоритмов восстановления работоспособного состояния малых космических аппаратов «АИСТ» на основе телеметрической информации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 36-43. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-36-43

Введение

В связи с усложнением задач, решаемых космическими аппаратами, увеличением сроков их активного существования, внедрением новых технологий, позволяющих создавать маломассогабаритные конструкции, малым космическим аппаратам (МКА) – космическим лабораториям – уделяется всё больше внимания как разработчиками космической техники, так и исследователями космического пространства.

Одним из примеров таких космических аппаратов являются МКА «АИСТ» совместной разработки АО «РКЦ «Прогресс» (г. Самара) и Самарского университета.

Обеспечение живучести космических аппаратов (КА) обычно связывается с повышением надёжности работы их бортовым систем. Однако такой подход эффективен при соблюдении штатных условий эксплуатации КА. Опыт показывает, что в процессе эксплуатации на борту возникают разнообразные нештатные ситуации. Для их устранения необходимо предусматривать комплекс специальных систем и мероприятий, которые в совокупности образуют систему управления живучестью КА.

Живучесть как свойство КА поддерживать в заданных пределах (в течение всего срока активного существования КА) основные целевые показатели эффективности (ЦПЭ) необходимо реализовывать как на стадии проектирования, так и в процессе лётно-конструкторских испытаний и штатной эксплуатации [1].

МКА для научных экспериментов, такие как МКА «АИСТ», обладают шестью основными целевыми показателями эффективности: время работы научной аппаратуры (НА) – $T_{НА}$, периодичность контроля испытуемых систем – $P_{ИС}$, количество контролируемых параметров КА – $N_{КП}$, оперативность доставки информации потребителю – $K_{потр}$, периодичность включения НА – $Q_{НА}$, время активного функционирования – T_f.

При возникновении нештатных ситуаций на борту поддержание каждого из вышеприведённых показателей является важной задачей для службы эксплуатации МКА. Однако, при выявлении отказа или сбоя все действия по возвращению аппарата к штатному состоянию направлены, в первую очередь, на поддержание главного показателя – времени активного функционирования.

Для удобства приведём значения некоторых терминов, используемых в работе:

– работоспособность – это состояние изделия, при котором оно способно выполнять заданную функцию с параметрами, установленными требованиями технической документации;

– работоспособное состояние – состояние объекта, при котором значения всех параметров, характеризующих способность выполнять заданные функции, соответствуют требованиям нормативно-технической и (или) конструкторской (проектной) документации;

– нештатная ситуация (НС) – ситуация, при которой параметры, характеризующие работоспособность аппаратуры, отклоняются от номинальных значений за пределы пороговых значений;

– отказ – нарушение работоспособности;

– сбой – кратковременная самоустраняющаяся утрата техническим объектом работоспособности.

Основными задачами настоящей работы являются проведение анализа влияния факторов космического пространства на бортовую аппаратуру (БА) МКА «АИСТ» и уточнение алгоритмов восстановления работоспособного состояния аппарата после возникновения отказов.

Анализ телеметрической информации МКА «АИСТ»

Телеметрическая информация (ТМИ), поступающая с борта МКА «АИСТ» и накапливаемая в течение эксплуатации, служит основным источником знаний о состоянии бортовых систем МКА, а её анализ позволяет судить в каком режиме и при каких условиях (внешних или внутренних) происходит работа бортовой аппаратуры.

Записываемая аппаратурой ДОКА-Б телеметрическая информация содержит 128 параметров о состоянии МКА «АИСТ». Анализ получаемой ТМИ позволяет опреде-

лить причину возникновения нештатных ситуаций и разработать наиболее эффективные способы восстановления работоспособного состояния МКА.

Процедура анализа состоит из двух этапов. На первом этапе проводится поиск выходящих за пределы допустимых значений параметров, выбранных в качестве основных индикаторов НС на борту МКА «АИСТ». В табл. 1 приведён список этих параметров и диапазоны допустимых значений.

Таблица 1. Список анализируемых параметров

Имя параметра	Короткое имя	Единица измерения	Диапазон допустимых значений
Напряжение бортовой сети	Ubs	В	10.0...15.5
Ток бортовой сети	Ibs	А	0.0…6.0
Ток солнечной батареи	Isun	А	0.0...6.0
Режимы контроллера питания и телеметрии	RKPT	bit	xxxx0x0x
Ток приёмного устройства	Ipt0	А	0.0...3.0
Ток передатчика №1	Ipt1	А	0.0...3.0
Ток передатчика №2	Ipt2	А	0.0...3.0
Ток навигационной аппаратуры пользователя	Ipt3	А	0.0...3.0
Ток генератора бортового времени	Ipt4	А	0.0...3.0
Ток научной аппаратуры МАГКОМ (основная шина питания)	Ipt6	А	0.0...3.0
Ток научной аппаратуры МАГКОМ (резервная шина питания)	Ipt7	А	0.0...3.0
Температурный датчик 1 – 16	TR1-16	°С	– 40.0 ... + 60.0
Режимы управления	TmUpr	bit	xx00xx00

На втором этапе происходит выявление НС с однотипным поведением отслеживаемых параметров и определение причин их возникновения с использованием технической документации на МКА.

В процессе анализа массива ТМИ было выявлено три основных типа отказов, приводящих к возникновению НС:

– из-за недостаточного восполнения энергетических запасов;

– некорректной работы научной аппаратуры;

– воздействия тяжелозаряженных частиц (ТЗЧ).

Как можно видеть из круговой диаграммы (рис. 1), наибольшее количество отказов возникает в результате воздействия на бортовую аппаратуру ТЗЧ. Данные события являются критичными, так как могут послужить причиной выхода из строя основных систем и МКА в целом. Их невозможно предупредить, а вернуть МКА в работоспособное состояние возможно только за счёт внутренних резервов или внешнего вмешательства с помощью наземного комплекса управления (НКУ) [2].

Далее идут отказы по причине деградации аккумуляторной батареи (АКБ). Они являются некритичными, так как на борту имеется защита от опасного разряда АКБ, принудительно отключающая БА, которая не участвует в поддержании работоспособности основных систем МКА, оставляя включёнными только блок центрального контроллера и телеметрии (БЦКТ), а также контроллер питания и телеметрии (КПТ). Однако подобные отказы могут приводить к остановке работы научной аппаратуры и, как следствие, нарушать программу проведения исследований.

Отказы МКА вследствие сбоев в работе НА занимают небольшую долю от общего количества, причина их возникновения лежит в проектной недоработке научной аппаратуры. Наиболее частым отказом такого типа является невозможность прекращения работы НА по командам из НКУ и, как следствие, возникновение неконтролируемого расхода заряда АКБ.

Таким образом, наиболее уязвимыми местами МКА являются аккумуляторная батарея и электроника, чувствительная к воздействию ТЗЧ.



Рис. 1. Круговая диаграмма природы отказов для двух МКА «АИСТ»

Разработка дерева отказов

В результате проведённого анализа НС на борту МКА «АИСТ» и установления причинно-следственных связей между ними и вызывающими их факторами становится возможным построение дерева отказов (ДО), отражающее опасные факторы космического пространства и последствия их воздействия на БА.

На рис. 2 представлено дерево отказов МКА «АИСТ», состоящее из следующих видов воздействия: «Воздействие ТЗЧ», «Перегрев» и «Переохлаждение», которые соединены стрелками (логическими связями) с системами МКА. Отказы и сбои, находящиеся в верхней части ДО, являются следствием воздействия различных факторов космического пространства на БА МКА. Логические элементы «ИЛИ» говорят о том, что одно и то же внешнее воздействие на систему МКА при различной интенсивности может приводить к отказам (сбоям) разного типа.

Из ДО (рис. 2) следует, что самой чувствительной системой МКА является КУНС. Воздействие на неё факторов космического пространства наиболее часто (по сравнению с другими системами МКА) приводит к отказам, вплоть до прекращения функционирования МКА. Это происходит из-за того, что в состав КУНС входит БА, созданная с использованием интегральных микросхем (ИМС), отвечающая за контроль состояния систем МКА, управление НА, осуществление сеансов связи и распределение питания. ИМС являются «узким местом» в обеспечении работоспособности МКА, так как наиболее чувствительны к перепадам температур и воздействию ТЗЧ.

Для наглядного представления возникновения и развития НС в системе КУНС составлено дерево отказов, представленное на рис. 3.

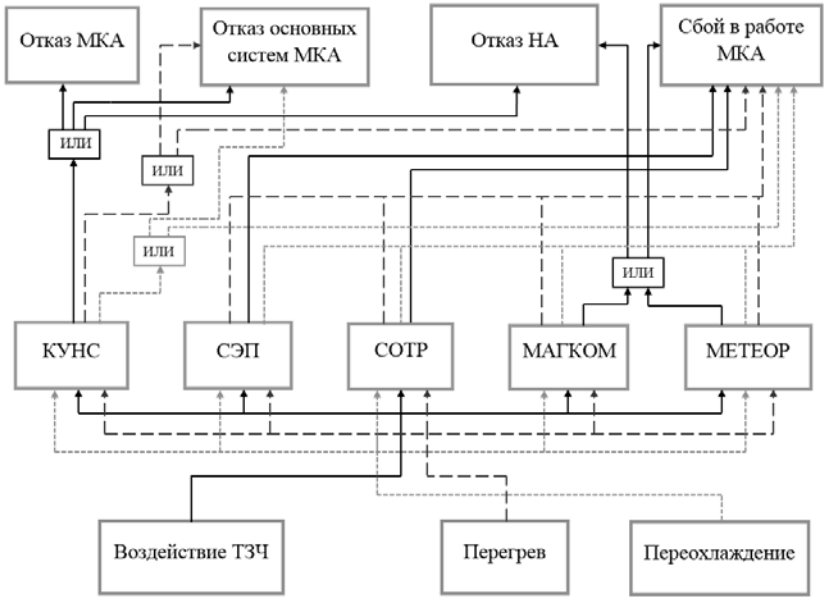


Рис. 2. Дерево отказов МКА «АИСТ»:
КУНС – командно-управляющая навигационная система;
СЭП – система электропитания; СОТР – система обеспечения теплового режима;
МАГКОМ, МЕТЕОР – научная аппаратура

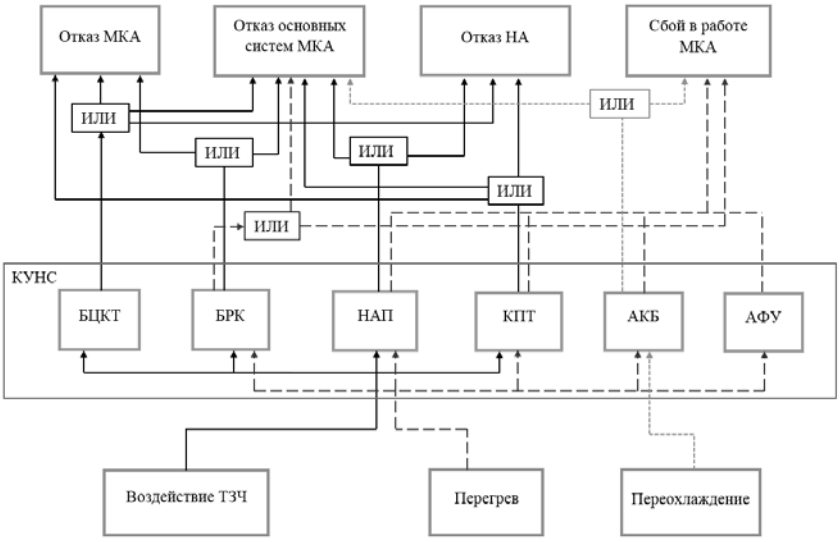


Рис. 3. Дерево отказов командно-управляющей навигационной системы:
БРК – блок радиоканалов; НАП – навигационная аппаратура пользователя;
АФУ – антенно-фидерное устройство

Составленные ДО (рис. 2, 3) позволяют оперативно проводить анализ причин отказов и сбоев, а также способствуют принятию наиболее эффективных решений для локализации и устранения угрозы выхода МКА из строя [3].

Помимо применения ДО как средства поддержания работоспособного состояния МКА, с теми же целями возможно использовать информацию о НС, содержащуюся в ТМИ.

Уточнение алгоритмов восстановления работоспособного состояния МКА

Регулярно проводимый анализ работоспособности БА МКА «АИСТ» с использованием ТМИ и ДО позволяет проводить уточнение алгоритмов выхода из НС, созданных разработчиком БА. Приведём два примера.

Первым примером такого уточнения является дополненный алгоритм действий оператора НКУ при возникновении отказа модуля работы с цифровыми датчиками температуры. Первоначальная последовательность действий, заключающаяся в переключении с повреждённого на исправный полукомплект БЦКТ, была дополнена процедурой последовательного переключения дублированных шин информационного обмена (CAN-2B) для полукомплектов КПТ. Необходимость уточнения первоначального алгоритма появилась ввиду того, что 15.10. 2015 г. резервный полукомплект БЦКТ МКА «АИСТ» был повреждён воздействием ТЗЧ и утратил возможность штатного функционирования, а стандартные процедуры восстановления работоспособного состояния модуля не дали результатов. Поэтому, основываясь на информации о работоспособности БЦКТ, полученной из ТМИ, и логической схеме устройства БА МКА «АИСТ», было принято решение дополнить существующий алгоритм процедурой переключения полукомплектов КПТ и шин информационного обмена CAN-2B. Использование уточнённого алгоритма позволило восстановить информационные связи между узлом, отвечающим за опрос и сохранение информации с цифровых датчиков температуры, расположенных на БА МКА, и блоком центрального контроллера, отвечающим за передачу сохранённых данных на Землю.

Вторым примером является алгоритм восстановления работоспособного состояния МКА при возникновении отказа блока радиоканалов (БРК), отвечающего за приём и передачу информации по каналам радиосвязи. Отказ БРК, произошедший 09.08.2018 г. вследствие воздействия ТЗЧ, сделал невозможным приём МКА «АИСТ» команд управления на зарезервированных для этого частотах. Стандартный алгоритм, предусматривающий выдачу команд управления для последовательного переключения между двумя основными частотами приёма на борту МКА, не восстановил работоспособное состояние аппарата. Основываясь на ТМИ, полученной за предыдущие сутки и ДО, связывающим отказ МКА с воздействием ТЗЧ на БРК, было принято решение о переводе МКА на работу с резервным набором частот приёма и передачи, а также о перенастройке радиооборудования НКУ для работы с ними. Данный алгоритм позволил вернуть МКА «АИСТ» в работоспособное состояние и восстановить информационный обмен космического аппарата с НКУ.

Всего в процессе работы было проведено уточнение 11 стандартных алгоритмов, а применение четырёх из них позволило восстановить работоспособное состояние МКА «АИСТ» после отказов основных систем. Таким образом, информацию о НС возможно успешно применять для уточнения алгоритмов восстановления работоспособного состояния космического аппарата после отказов.

Заключение

В результате проведённого исследования был выполнен анализ нештатных ситуаций МКА «АИСТ», что позволило получить данные о природе отказов и сбоев, влиянии факторов космического пространства на бортовую аппаратуру и определить наиболее уязвимые системы МКА.

Накопленные данные о характере функционирования БА МКА «АИСТ» под влиянием факторов космического пространства позволили выявить закономерности в нештатных ситуациях, на основе которых были разработаны два дерева отказов и уточнены 11 стандартных алгоритмов восстановления работоспособности МКА.

Штатное функционирование обоих МКА «АИСТ» на протяжении двух лет после окончания заявленного производителем срока активного существования подтверждает эффективность процедур, созданных на основе проведённого анализа.

Библиографический список

1. Ахметов Р.Н. Управление живучестью космических аппаратов // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 9. С. 16-20.

2. Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Проблемы обеспечения сбое- и отказоустойчивости бортовой аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования Земли от воздействия излучений космического пространства // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 11. С. 72-78.

3. Надёжность технических систем и техногенный риск. http://www.obzh.ru/nad/6-8.html.

REFINEMENT OF OPERABLE STATE RECOVERY ALGORITHMS FOR "AIST" SMALL SATELLITES ON THE BASIS OF TELEMETRIC INFORMATION

© 2018

S. S. Volgin Postgraduate Student, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nku-mka@yandex.ru

V. V. Salmin Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru

S. I. Tkachenko Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sitkach@mail.ru

I. S. Tkachenko Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
innovatore@mail.ru

M. A. Ivanushkin Postgraduate Student, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nku-mka@yandex.ru

The article deals with the use of telemetric information, namely data on emergencies, failures and malfunctions occurring on AIST small satellites. These data are used for the refinement of standard algorithms of satellite operable state recovery. To this end, an analysis was made of the accumulated volume of telemetric information, consisting of two stages: searching for parameters exceeding the acceptable limits and establishing the causes of emergencies. A detailed study of the causes and consequences of emergencies made it possible to create two fault trees reflecting the ways of the propagation of failures in the small satellite onboard equipment. The use of fault trees and information on emergencies made it possible to refine the algorithms for the operable state recovery developed at the stage of designing AIST small satellites. Two examples of refined algorithms allowing the recovery of the operable state of small satellites after failure of on-board equipment are given in the article.

Small satellite; operable state recovery; refinement of algorithms; telemetric information; emergency situation; fault tree; target performance indicators.

Citation: Volgin S.S., Salmin V.V., Tkachenko S.I., Tkachenko I.S., Ivanushkin M.A. Refinement of operable state recovery algorithms for "AIST" small satellites on the basis of telemetric information. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 36-43. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-36-43

References

1. Akhmetov R.N. Controlling the survivability of spacecraft. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2006. No. 9. P. 16-20. (In Russ.)

2. Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Maintaining of fault-tolerant and fail-safe behavior of remote sensing satellite onboard equipment to withstand impact of space charged particles. *Mechatronics, Automation, Control*. 2009. No. 11. P. 72-78. (In Russ.)

3. *Nadezhnost' tekhnicheskikh system i tekhnogennyy risk* [Reliability of technical systems. Technology-related risk]. Available at: http://www.obzh.ru/nad/6-8.html. (accessed 17.09.2018)

УДК 629.7.08 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-44-55

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАЗОВЫХ ПОРТРЕТОВ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

© 2018

А. М. Гареев кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
gareyev@ssau.ru

И. А. Попельнюк аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
iap@ssau.ru

Рассматривается диагностирование гидравлических систем с применением фазовых портретов. Приведён краткий обзор существующих методов диагностирования гидравлических систем с указанием их преимуществ и недостатков. Предложен подход, основанный на анализе динамических характеристик гидравлической системы и фазовых портретов гидромеханических агрегатов при их исправном и неисправном состояниях. В качестве примера рассмотрена динамическая модель упрощённой гидравлической системы, состоящей из типовых компонентов. Путём настройки параметров модели в гидромеханические агрегаты искусственно внесены характерные неисправности, встречающиеся в эксплуатации, такие как внутренние утечки в насосе, загрязнение рабочей жидкости механическими примесями, зависание клапана и другие. Построено семейство фазовых портретов гидравлического привода для исправного и различных неисправных состояний, предложена количественная оценка их изменений, основанная на вычислении разности площадей фигур. Установлено, что отказы и неисправности вносят изменения в фазовые портреты гидромеханических агрегатов, что делает возможным применение предложенного подхода в качестве основы для диагностирования технического состояния гидравлических систем.

Воздушное судно; гидравлическая система; отказы и неисправности; диагностирование; динамическая модель; фазовые портреты; сравнительный анализ.

Цитирование: Гареев А.М., Попельнюк И.А. Использование фазовых портретов гидромеханических агрегатов для диагностирования гидравлических систем воздушных судов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 44-55.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-44-55

Введение

Анализ направлений модернизации систем и бортового комплекса оборудования воздушных судов (ВС) показывает, что в ближайшем будущем гидромеханические агрегаты будут активно использоваться в системах управления, механизации, уборки выпуска шасси. При этом конструкция агрегатов постоянно усложняется, а сами гидравлические системы (ГС) становятся многокомпонентными с применением электронных модулей, что, в свою очередь, делает задачу обеспечения надёжности систем по-прежнему актуальной.

Для решения указанной задачи необходим комплексный подход, учитывающий обеспечение высокого уровня надёжности агрегатов ГС на этапах проектирования и производства – с одной стороны и строгое соблюдение правил и норм их технического обслуживания (ТО), ремонта (Р) – с другой стороны.

В настоящее время периодичность и объём работ по ТО и Р гидравлических систем ВС регламентированы в рамках трёх стратегий [1]. Анализ показывает, что эффективной в эксплуатации является стратегия эксплуатации по состоянию. В рамках этой

стратегии критерием предельного состояния изделия является значение диагностического параметра, по достижению которого использование изделия по назначению прекращается и оно подлежит восстановлению или списанию.

Применение стратегии ТО и Р с контролем параметров позволяет поддерживать более высокие уровни безотказности изделий за счёт своевременного выявления и устранения отказов и неисправностей, а также существенно сократить время простоя ВС на ТО и Р. Однако для реализации данной стратегии необходимы эффективные методы и средства диагностики и контроля состояния ГС, позволяющие не только фиксировать техническое состояние агрегатов, но и определять тенденции его развития.

Постановка задачи

Традиционный подход к диагностированию технического состояния ГС заключается в установлении предельных значений статических параметров (давления, расхода, температуры жидкости, времени выхода исполнительного штока и т.д.). Такой подход позволяет выявить явно выраженные отказы и неисправности. При этом для определения конкретного отказавшего агрегата в составе ГС зачастую требуются дополнительные исследования.

Более перспективным методом является мониторинг концентрации загрязнений рабочей жидкости как разновидность трибодиагностики [2-4]. Рабочая жидкость в данном случае является носителем информации о состоянии трущихся пар. Как показывает опыт, отрезок времени от начала процесса разрушения поверхностного слоя до момента полного разрушения детали, как правило, достаточно велик, что даёт возможность обнаруживать отказы и неисправности уже на начальном этапе процесса изнашивания. Спектральный анализ частиц износа, содержащихся в рабочей жидкости (РЖ), позволяет с определённой долей вероятности определить отказавший агрегат ГС. Несомненным преимуществом данного метода является возможность контролировать состояние всей системы по одному параметру и заблаговременно обнаруживать различные нарушения в её работе.

Для жидкостных систем хорошо себя зарекомендовала виброакустическая диагностика [5-7]. Она базируется на общих принципах распознавания состояний технических систем по исходной информации, содержащейся в виброакустическом сигнале. В качестве диагностических признаков используют характеристики виброакустического сигнала, измеренного на том или ином агрегате ГС. Преимуществом подобных методов является возможность обнаруживать отказы и неисправности на ранних этапах и весьма точно определять отказавшие агрегаты ГС.

Общим недостатком вышеперечисленных методов для их реализации на современных ГС является ограниченная область их применения. Так, при помощи мониторинга загрязнённости РЖ хорошо определяются износы трущихся пар, а виброакустические методы целесообразно применять для агрегатов, создающих в процессе работы вибрации и акустический шум. В случае применения только одного из методов существенная часть отказов и неисправностей может быть и не определена. Кроме того, реализация данных методов требует значительного усложнения конструкции ГС, в том числе из-за необходимости применения нестандартных датчиков, блоков обработки информации и т.д., а также существенных затрат.

Поэтому с целью повышения уровня надёжности и безотказности ГС, а также минимизации затрат на ТО и Р актуальной является задача разработки интегральной системы контроля и диагностики, сочетающей в себе алгоритмы принятия решений на базе математических моделей, учитывающих изменения состояния агрегатов во времени и реализуемых на современных программно-вычислительных комплексах. Главной особенностью данной системы должна стать её универсальность, т.е. способность

определять все возможные отказы и неисправности типовых гидромеханических агрегатов, максимально используя стандартные средства диагностирования (датчики основных параметров) без усложнения конструкции ГС.

Метод решения

Современная ГС представляет собой сеть со сложной топологией (большое количество элементов с разнообразной структурой их соединения) [8;9].

Укрупнённая структура типовой ГС ВС представлена на рис. 1.

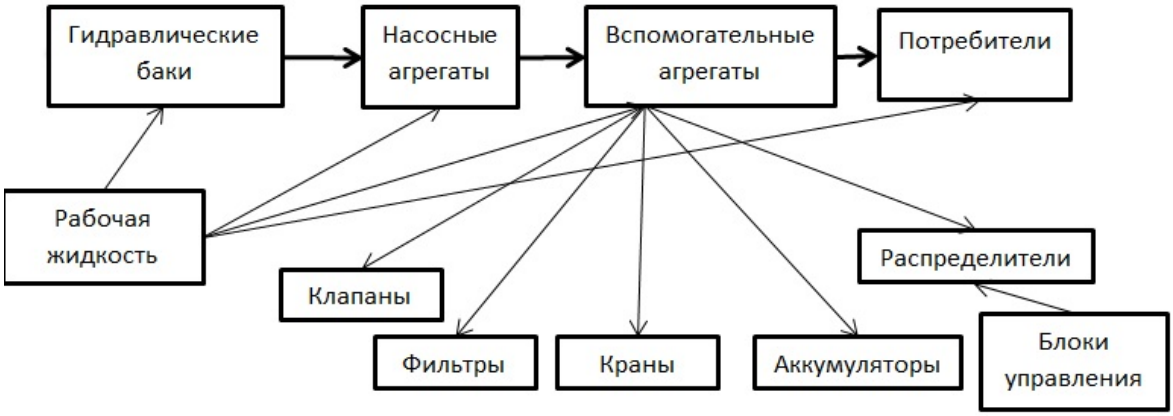


Рис. 1. Укрупнённая структура типовой авиационной ГС

Каждая группа агрегатов характеризуется своим набором параметров: гидравлический бак – объёмом жидкости, давлением наддува ($V,\ P_{над}$ соответственно); рабочая жидкость – количеством механических примесей, вязкостью, плотностью, кислотностью, температурой ($n_{прим},\ \nu,\ \rho,\ k, t^{\circ}$ соответственно), насосные агрегаты – расходом и давлением жидкости, частотой вращения привода, коэффициентом полезного действия (Q, P, n, η соответственно), а в случае применения электрического привода – током, напряжением и его внутренним силовым импедансом (U_n, I_n, Z_n соответственно); вспомогательные агрегаты – тонкостью фильтрации жидкости, площадями проходных сечений, временем открытия/перекрытия клапанов/кранов и давлением срабатывания клапанов ($n_{прим},\ \nu,\ \rho,\ k, t^{\circ}$ соответственно); потребители – силой и перемещением выходного штока гидравлического цилиндра, временем перемещения выходного штока (F, x, τ_n соответственно), силой противодействия нагрузки и его силовым импедансом ($F_н, Z_н$ соответственно); блок управления – напряжением и силой тока (U_y, I_y соответственно), подаваемым на электрогидравлические распределители.

Указанные параметры можно классифицировать по степени их влияния на техническое состояние системы. В результате можно выбрать те из них, которые оказывают на него существенное влияние и только их учитывать при формировании диагностических признаков ГС.

С учётом изложенного для упрощённой ГС можно представить следующее выражение:

$$\{Q, P, \eta, F, x, t_{сраб}, n_{прим}, \nu\} \subseteq S,$$

где S – состояние ГС.

В любой момент времени t_i состояние ГС может быть представлено в восьмимерном пространстве состояний вектором S_{t_i}, компонентами которого являются значения каждого из восьми параметров в данный момент времени.

Все указанные параметры из множества *S* могут быть разделены на входные $\{Q, P, \eta, n_{прим}, \nu\} \subset X$ и выходные $\{F, x, t_{сраб}\} \subset Y$ параметры, связанные некоторой функцией $f = Y(X)$.

Функция *f* описывается системой из 15 уравнений, связывающих входные и выходные параметры. При этом большинство зависимостей между указанными параметрами в настоящий момент не имеют теоретического описания и устанавливаются полуэмпирическим путём на базе экспериментальных статистических данных.

Учитывая, что основой для диагностирования ГС является применение показаний датчиков основных её параметров, таких как давление, расход и степень загрязнённости рабочей жидкости, длительность перекладок исполнительных органов [10;11], целесообразно в качестве диагностических признаков для разрабатываемой системы использовать производные параметров.

Обобщённое представление ГС как динамической системы позволяет при её диагностировании использовать измеряемые параметры не только путём точечной оценки их значений в определённые промежутки времени, но и отслеживать процесс их изменения. Частными случаями такого представления являются фазовый портрет (ФП) узла ГС, связывающий скорость изменения какого-либо выходного параметра от самого параметра во времени [12], и динамический портрет системы, связывающий изменения во времени давления и расхода, площадь внутри замкнутого контура которого характеризует мощность модуля системы. Сравнение ФП гидравлических агрегатов в нормальном состоянии и в случае появления тех или иных отказов и неисправностей является подходом, на основе которого возможно реализовать диагностическую систему, позволяющую зафиксировать нарушения в работе ГС ещё на этапе их зарождения и определить неисправный агрегат.

В качестве инструмента для моделирования динамики ГС можно использовать пакеты программ Matlab/SIMulink, AMESIM [13].

Для примера рассмотрим построение фазовых портретов гидромеханических агрегатов упрощённой ГС, состоящей из гидравлического бака, насоса постоянной производительности, обратного клапана, дросселя, гидравлического распределителя и гидравлического привода (рис. 2).

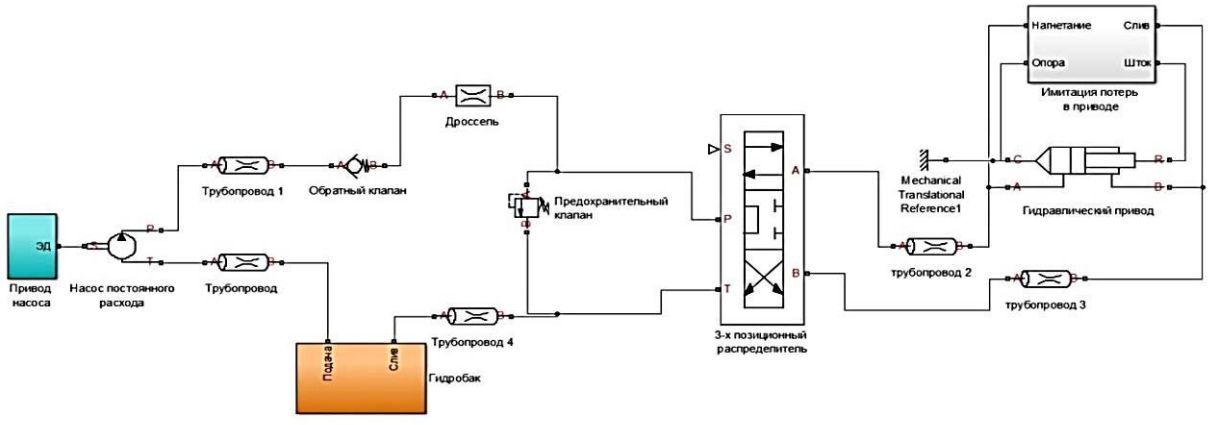


Рис. 2. Структурная схема исследуемой ГС

Принцип действия ГС основан на том, что рабочая жидкость из гидравлического бака подводится на вход насоса постоянного расхода и через обратный клапан и дроссель (служит для регулировки давления в системе) подаётся на вход в трёхпозиционный распределитель (рис. 2). Далее, в зависимости от управляющего сигнала, распределитель сообщает соответствующие полости гидравлического привода с линиями нагнетания или слива, в результате чего шток совершает поступательное движение. В системе также предусмотрен предохранительный клапан для дросселирования давления из системы при превышении давления сверх допустимого значения.

В качестве исходных данных были приняты следующие значения параметров:

- производительность насоса – 31 л/мин;
- частота вращения вала насоса – 2500 об/мин;
- диапазон рабочего давления в гидроприводе– 8…11 МПа;
- статическая нагрузка на шток гидравлического привода – 3 МН;
- площадь проходного сечения распределителя – 50 мм^2.

Структурная схема данной ГС, реализованная в среде MATLAB/SIMulink с использованием готовых блоков из пакета SimHydraulic [13], представлена на рис. 3.

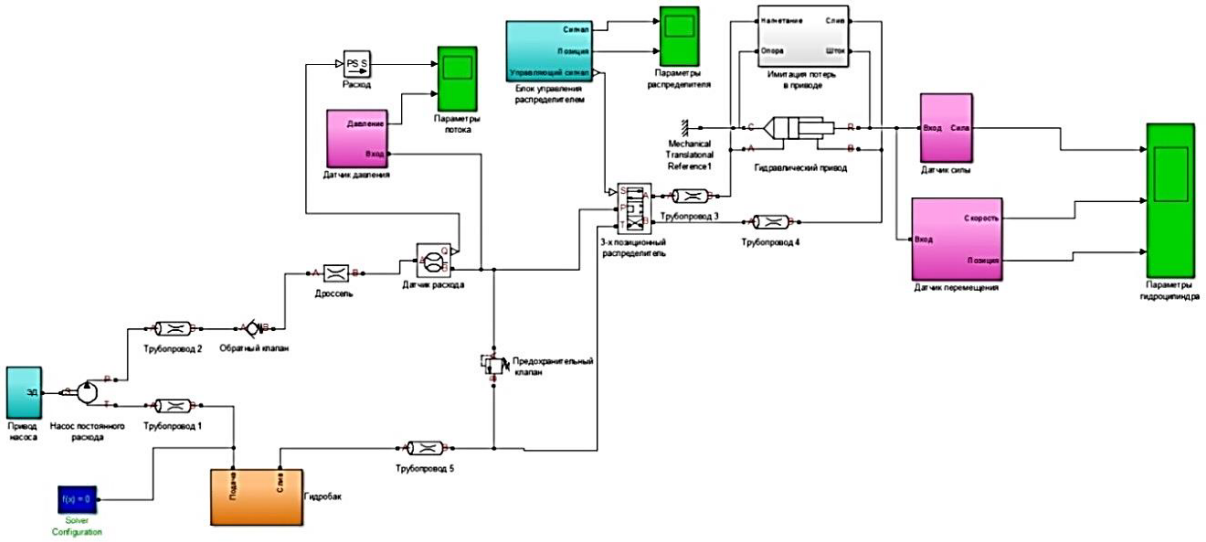
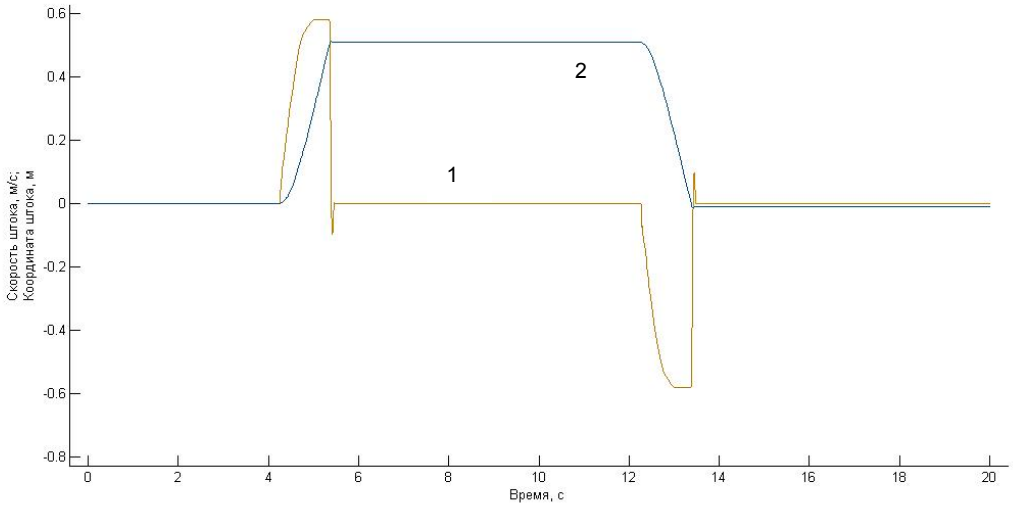
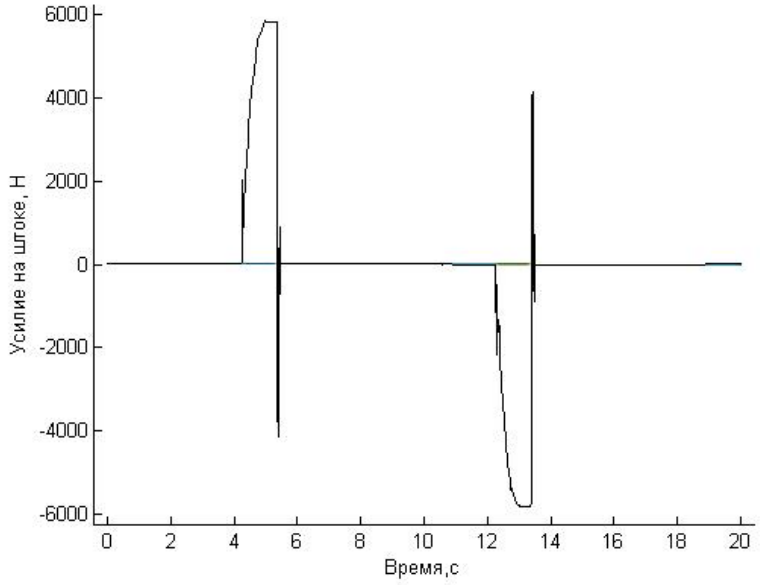


Рис. 3. Динамическая модель исследуемой ГС в среде MATLAB/SIMulink

Для считывания информации с модулей ГС в блок-схему (рис. 3) были встроены датчики давления и расхода; силы, развиваемой штоком, и его перемещения. Добавлен блок решателя «Solver» с переменным шагом максимального значения 0,1 с, использующий неявный метод интегрирования Рунге-Кутты в начале решения, и метод, использующий формулы обратного дифференцирования второго порядка в последующем. Наличие блока-решателя обеспечивает вычисление значений всех измеряемых параметров в гидроприводе в течение заданного времени с заданной точностью. Для более удобного вывода полученных значений в виде графиков функций «параметр – время» использованы блоки «Scope» и «GraphXY». После завершения процесса симуляции работы данной ГС при ступенчатом изменении положения распределителя были получены зависимости $F(t), V(t), x(t)$ (рис. 4), где F – сила, приложенная от штока гидравлического привода к нагрузке; V – скорость движения штока гидравлического привода; x – координата штока гидравлического привода.



а



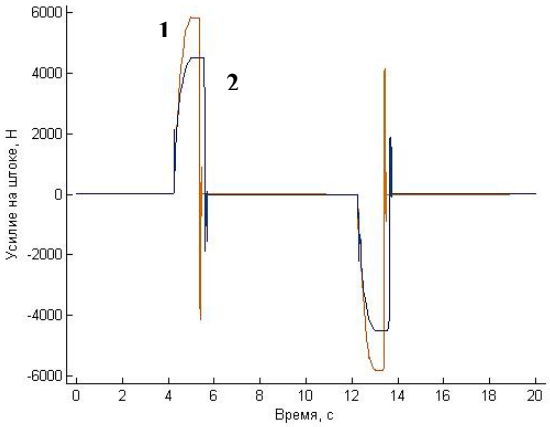
б

Рис. 4. Зависимости параметров гидравлического привода от времени:
а – скорость (1) и координата (2) штока; б – усилие на штоке

Затем путём настройки параметров блоков динамической модели искусственно были введены неисправности, связанные с механической частью системы и изменением параметров рабочей жидкости:

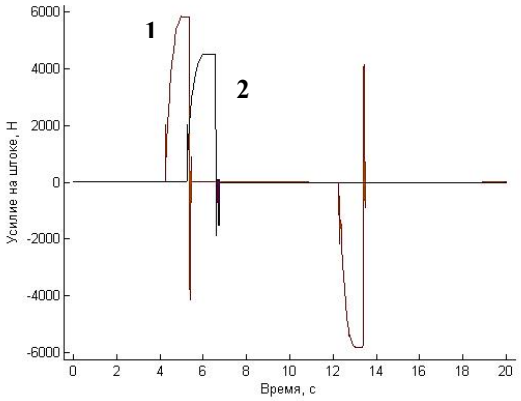
- внутренние утечки в насосе;
- неисправность блока управления трёхпозиционного распределителя;
- повышенная концентрация загрязнений в рабочей жидкости (облитерация дроссельной щели);
- ухудшение вязкости и плотности рабочей жидкости;
- неисправность предохранительного клапана.

На рис. 5 показано изменение значения усилия на выходном штоке гидравлического привода при различных неисправностях в ГС.



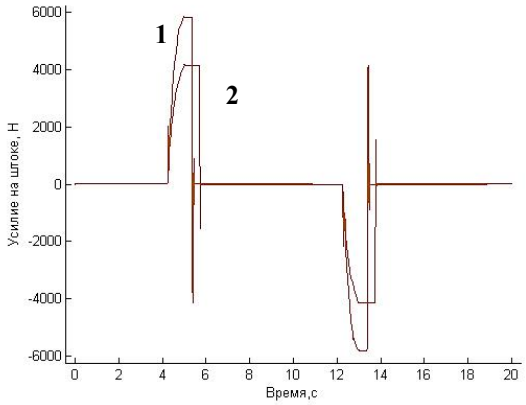
а

1 – без внутренних утечек в насосе;
2 – с внутренними утечками в насосе



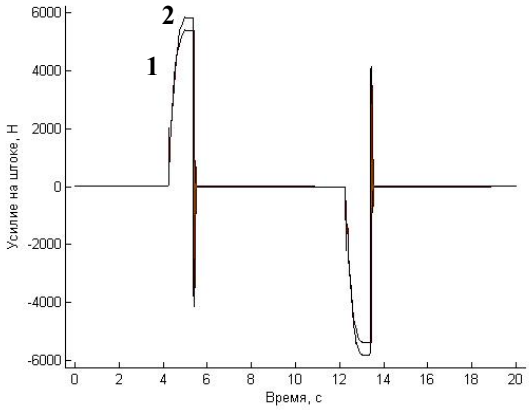
б

1 – исправный распределитель;
2 – неисправный распределитель



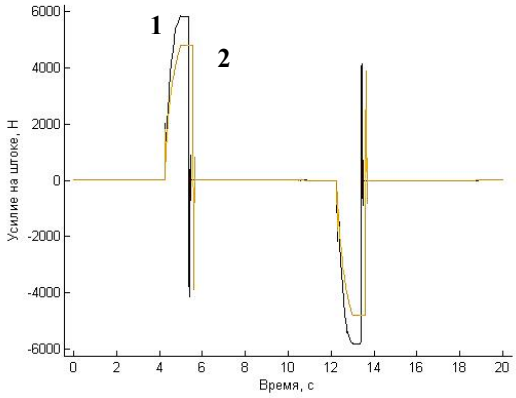
в

1 – рабочая жидкость, соответствующая нормам;
2 – облитерация дроссельной щели механическими примесями



г

1 – нормальная температура рабочей жидкости;
2 – перегрев рабочей жидкости



д

1 – исправный предохранительный клапан;
2 – зависание золотника предохранительного клапана

Рис. 5. Изменение усилия на выходном штоке гидравлического привода при различных неисправностях в ГС:
а – внутренние утечки в насосе; б – неисправность блока управления распределителем; в – загрязнение механическими примесями (облитерация дроссельной щели); г – ухудшение вязкости и плотности рабочей жидкости; д – неисправность предохранительного клапана

На рис. 6 изображено семейство ФП гидравлического привода при исправном состоянии ГС и при различных неисправностях в виде графиков $V = f(x)$.

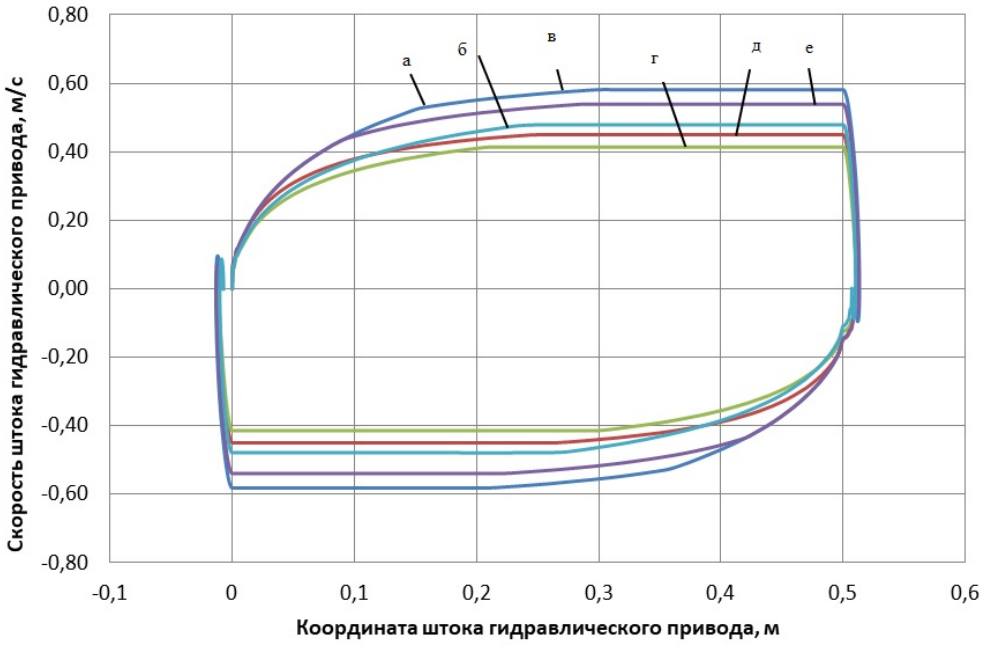


Рис. 6. Семейство фазовых портретов гидравлического привода:
а – исправная ГС; б – внутренние утечки в насосе; в – неисправность блока управления распределителем; г – засорение механическими примесями (облитерация дроссельной щели); д – перегрев рабочей жидкости; е – неисправность предохранительного клапана

Анализ результатов

В ходе математического моделирования установлено, что появление неисправностей в ГС приводит к изменению выходных параметров гидравлического привода, что подтверждается изменением его ФП. Для количественной оценки изменения ФП предлагается использовать вычисление разницы между площадями фигур, ограниченных соответствующими графиками и осями координат. ФП можно представить в виде многоугольника, площадь которого рассчитывается по формуле Гаусса:

$$S = \frac{1}{2}\left|\left[\sum_{i=1}^{n-1} x_i y_{i+1} + x_n y_1 - \sum_{i=1}^{n-1} x_{i+1} y_i - x_1 y_n\right]\right|, \quad (1)$$

где S – площадь многоугольника; n – количество сторон многоугольника; $(x_i; y_i), i = 1, 2, ..., n$ – координаты вершин многоугольника.

Для примера проведём сравнение площади ФП гидравлического привода при исправном состоянии системы $(S_{испр.})$ и в случае загрязнения рабочей жидкости механическими примесями $(S_{неиспр.})$, т.к. эта неисправность при визуальном сравнении (рис. 6, *г*) имеет наибольшие изменения в ФП гидравлического привода.

Подставив в (1) значения координат опорных точек многоугольника (ФП), получим $S_{испр.} = 0,4996$, $S_{неиспр.} = 0,3200$.

Следовательно $\Delta = S_{испр.} - S_{неиспр.} = 0,4996 - 0,3200 = 0,1796$, т. е. изменение площадей ФП составляет 36% (рис. 7).

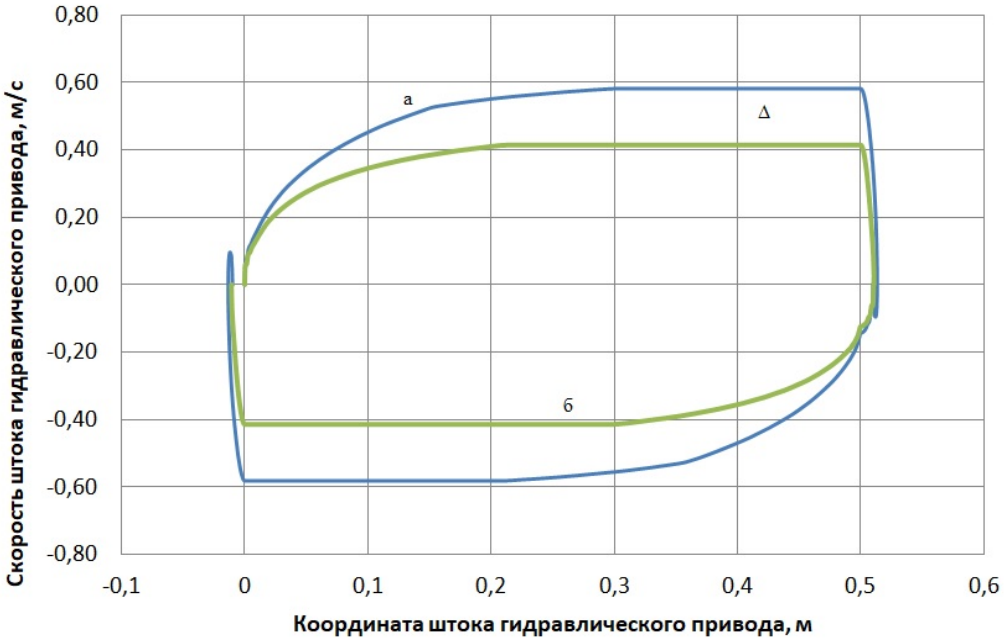


Рис. 7. Сравнение площадей ФП гидравлического привода при различных состояниях ГС:

а – исправная ГС; б – загрязнение рабочей жидкости механическими примесями (облитерация дроссельной щели); Δ – разность площадей

Однако двухмерный ФП не всегда достоверно характеризует техническое состояние ГС. Так, при неисправности блока управления трёхпозиционного распределителя на рис. 5, *б* видна задержка в работе гидравлического привода, что свидетельствует о задержке в работе распределителя. Однако ФП для случаев исправного и неисправного распределителя идентичны (рис. 6, *а* и 6, *в* соответственно). Поэтому в необходимых случаях для повышения достоверности диагностирования требуется использовать трёхмерные ФП, учитывающие изменение параметров во времени.

Заключение

Полученные результаты подтверждают возможность применения ФП для создания интегральной системы контроля и диагностики ГС, сочетающей в себе алгоритмы принятия решений, базирующейся на динамических моделях изменения состояния агрегатов ГС во времени и анализе их ФП, которые будут реализовываться на современных программно-вычислительных комплексах.

Достоверность диагностирования с применением ФП зависит в основном от двух факторов: от точности математической модели, отражающей реальные процессы, происходящие в ГС; от классификатора, с помощью которого будет реализован алгоритм опроса и принятия решения о техническом состоянии ГС [14;15]. Существующие классификаторы (нейронные сети, деревья решений, метод k-

ближайших векторов) весьма многообразны, имеют свои особенности и применяются в зависимости от условий конкретной прикладной задачи.

Дальнейшие направления исследований в данной области связаны с разработкой точных математических моделей агрегатов ГС, их экспериментальной верификацией и поиском оптимального классификатора для реализации программной части диагностической системы.

Библиографический список

1. Гареев А.М. Разработка и исследование упреждающих технологий обслуживания гидравлических систем на базе встроенного контроля чистоты рабочей жидкости. Дис. … канд. техн. наук. Самара, 2008. 154 с.

2. Тимиркеев Р.Г., Сапожников В.М. Промышленная чистота и тонкая фильтрация рабочих жидкостей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 152 с.

3. Ковалев М.А., Логвинов Л.М. Диагностирование технического состояния агрегатов гидросистем воздушных судов в процессе эксплуатации // Сб. докладов IV научно-практической конференции молодых учёных и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности». М.: Московский авиационный институт, 2007. С. 940-945.

4. Ковалев М.А., Логвинов Л.М., Хабло И.И. Встроенная система контроля уровня загрязнения рабочей жидкости гидросистем воздушных судов // Авиационная промышленность. 2009. № 1. С. 51-56.

5. Балицкий Ф.Я., Иванова М.А., Соколова А.Г., Хомяков Е.И. Виброакустическая диагностика зарождающихся дефектов. М.: Наука, 1984. 119 с.

6. Комаров А.А. Надёжность гидравлических устройств самолётов. М.: Машиностроение, 1976. 224 с.

7. Киселёв Ю.В. Вибрационная диагностика систем и конструкций авиационной техники: электронное учебное пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2010. 103 с.

8. Башта Т.М. Машиностроительная гидравлика. М.: Машиностроение, 1971. 672 с.

9. Сапожников В.М. Монтаж и испытания гидравлических и пневматических систем на летательных аппаратах. М.: Машиностроение, 1972. 272 с.

10. Машошин О.Ф. Диагностика авиационной техники: учебное пособие. М.: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2007. 141 с.

11. Никитин О.Ф. Надёжность, диагностика и эксплуатация гидропривода мобильных объектов. М.: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2007. 311 с.

12. Ризниченко Г.Ю. Лекции по математическим моделям в биологии. Часть 1. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2002. 232 с.

13. Руппель А.А., Сагандыков А.А., Корытов М.С. Моделирование гидравлических систем в Matlab: учебное пособие. Омск: Сибирская государственная автомобильно-дорожная академия, 2009. 172 с.

14. Скрябин А.В. Системы контроля технического состояния и прогнозирования неисправностей электромеханических рулевых приводов летательного аппарата. Современный уровень развития // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 2. С. 50-63.

15. Lurette C., Lecoeuche S. Unsupervised and auto-adaptive neural architecture for online monitoring. Application to a hydraulic process // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2003. V. 16, Iss. 5-6. P. 441-451. DOI: 10.1016/s0952-1976(03)00064-2

USE OF PHASE PORTRAITS OF HYDRO-MECHANICAL UNITS FOR DIAGNOSING AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEMS

© 2018

A. M. Gareyev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gareyev@ssau.ru

I. A. Popelnyuk Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
iap@ssau.ru

The article deals with diagnostics of hydraulic systems using phase portraits. A brief review of the existing methods for diagnosing hydraulic units identifying their advantages and disadvantages is given. An approach based on the analysis of dynamic characteristics of a hydraulic system and phase portraits of hydro-mechanical units in their operational and faulty conditions is proposed. As an example, we consider a dynamic model of a simplified hydraulic system consisting of standard components. By adjusting the model parameters characteristic faults typically occurring in operation, such as internal leaks in the pump, contamination of the hydraulic fluid with mechanical impurities, sticking of the valve, etc. were artificially introduced in hydro-mechanical units. A family of phase portraits of a hydraulic system for the operational condition and various faulty ones was constructed. A quantitative estimate of their changes, based on calculating the difference in the areas of the figures restricted by their graphs, is proposed. As a result, it was established that failures and malfunctions introduce changes in the phase portraits of hydro-mechanical units, which makes it possible to apply the proposed approach as a basis for diagnosing the technical condition of hydraulic systems.

Aircraft; hydraulic system; failures and faults; diagnosis; dynamic model; phase portraits; comparative analysis.

Citation: Gareyev A.M., Popelnyuk I.A. Use of phase portraits of hydro-mechanical units for diagnosing aircraft hydraulic systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 44-55.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-44-55

References

1. Gareev A.M. *Razrabotka i issledovanie uprezhdayushchikh tekhnologiy obsluzhivaniya gidravlicheskikh system na baze vstroennogo kontrolya chistoty rabochey zhidkosti. Dis. ... kand.tekhn. nauk* [Development and research of proactive hydraulic system maintenance technologies based on inline control of hydraulic fluid pollution]. Samara, 2008. 154 p.

2. Timirkeev R.G., Sapozhnikov V.M. *Promyshlennaya chistota i tonkaya fil'tratsiya rabochikh zhidkostey letatel'nykh apparatov* [Industrial purity and fine filtration of aircraft hydraulic fluids]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 152 p.

3. Kovalev M.A., Logvinov L.M. Diagnostirovanie tekhnicheskogo sostoyaniya agregatov gidrosistem vozdushnykh sudov v protsesse ekspluatatsii. *Sb. dokladov IV nauchno-prakticheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov «Issledovaniya i perspektivnye razrabotki v aviatsionnoy promyshlennosti».* Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2007. P. 940-945. (In Russ.)

4. Kovalev M.A., Logvinov L.M., Khablo I.I. Built-in system for monitoring contaminatiom level of the operating fluid aircraft hydraulic systems. *Aviation Industry*. 2009. No. 1. P. 51-56. (In Russ.)

5. Balitskiy F.Ya., Ivanova M.A., Sokolova A.G., Khomyakov E.I. *Vibroakusticheskaya diagnostika zarozhdayushchikhsya defektov* [Vibroacoustic diagnosis of incipient defects]. Moscow: Nauka Publ., 1984. 119 p.

6. Komarov A.A. *Nadezhnost' gidravlicheskikh ustroystv samoletov* [Reliability of aircraft hydraulic devices]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 224 p.

7. Kiselev Yu.V. *Vibratsionnaya diagnostika system i konstruktsiy aviatsionnoy tekhniki: elektronnoe uchebnoe posobie* [Vibration diagnostics of aircraft systems and structures]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2010. 103 p.

8. Bashta T.M. *Mashinostroitel'naya gidravlika* [Mechanical engineering hydraulics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1971. 672 p.

9. Sapozhnikov V.M. *Montazh i ispytaniya gidravlicheskikh i pnevmaticheskikh system na letatel'nykh apparatakh* [Installation and testing of hydraulic and pneumatic systems on aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1972. 272 p.

10. Mashoshin O.F. *Diagnostika aviatsionnoy tekhniki: uchebnoe posobie* [Diagnostics of aircraft]. Moscow: Moscow State Technical University of Civil Aviation Publ., 2007. 141 p.

11. Nikitin O.F. *Nadezhnost', diagnostika i ekspluatatsiya gidroprivoda mobil'nykh ob"ektov* [Reliability, diagnostics and operation of the hydraulic drive of mobile objects]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2007. 311 p.

12. Riznichenko G.Yu. *Lektsii po matematicheskim modelyam v biologii. Chast' 1* [Lectures on mathematical models in biology. Part 1]. Izhevsk: NITS «Regulyarnaya i Khaoticheskaya Dinamika» Publ., 2002. 232 p.

13. Ruppel A.A., Sagandykov A.A., Korytov M.S. *Modelirovanie gidravlicheskikh sistem v Matlab: uchebnoe posobie* [Modeling of hydraulic systems in Matlab]. Omsk: Siberian State Automobile and Highway Academy Publ., 2009. 172 p.

14. Skryabin A.V. The health usage monitoring systems for control surface electromechanical actuator. The state of the art. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2018. No. 2. P. 50-63. (In Russ.)

15. Lurette C., Lecoeuche S. Unsupervised and auto-adaptive neural architecture for online monitoring. Application to a hydraulic process. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*. 2003. V. 16, Iss. 5-6. P. 441-451. DOI: 10.1016/s0952-1976(03)00064-2

УДК 621.534+621.4 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-56-67

АНАЛИЗ СХЕМ КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АКУСТИЧЕСКИХ ЗОНДОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

© 2018

А. Г. Гимадиев доктор технических наук, профессор;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
gimadiev_ag@mail.ru

Н. Д. Быстров доктор технических наук, профессор;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
bystrof-nd@yandex.ru

Е. С. Дягилева аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
jen13@inbox.ru

Пульсации давления газа являются одним из основных параметров, учитываемых при доводке газотурбинных двигателей. Поэтому точности измерения пульсаций давления уделяется особое внимание. Повышенная температура газа в проточной части, ограничения по габаритам датчиков во многих случаях не позволяют его устанавливать непосредственно в точке измерения. Поэтому возникает необходимость в присоединении датчика к процессу при помощи волноводного канала (волновода). Известно, что в волноводе происходят резонансные колебания, приводящие к дополнительной динамической погрешности измерительного канала. Для повышения точности измерения пульсаций давления применяют корректирующие элементы. Устройство, состоящее из датчика пульсаций давления, волновода, присоединённого к процессу, и корректирующего элемента в технической литературе получило название зонда пульсаций давления. В зарубежной и отечественной литературе имеется большой объём информации по зондам, однако из многообразия схем коррекции зондов выбор тех, которые обеспечивали бы требуемую точность измерения пульсаций давления, представляет определённую трудность. Поэтому, учитывая дополнительно постоянный рост энерговооружённости современных двигателей и, соответственно, повышение в них температур рабочих сред, проведён анализ эффективности корректирующих элементов на основе патентов, статей и монографий. Рассмотрены аппаратные и программные схемы коррекции динамических характеристик акустических зондов на основе корректирующих элементов с распределёнными и сосредоточенными параметрами, указаны преимущества и недостатки схем, приведён материал по методам расчёта частотных характеристик зондов и их цифровой коррекции при обработке экспериментальных данных.

Газотурбинный двигатель; пульсации давления; измерение; зонд; динамическая погрешность; корректирующий элемент.

Цитирование: Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Дягилева Е.С. Анализ схем коррекции динамических характеристик акустических зондов для измерения пульсаций давления в газотурбинных двигателях // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 56-67. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-56-67

Введение

Пульсации давления в воздухозаборнике газотурбинного двигателя (ГТД) могут стать причиной снижения запаса газодинамической устойчивости компрессора, вызвать вибрационное горение в камере сгорания и привести к интенсивным вибрациям его элементов. Для получения достоверной информации о пульсационном состоянии узлов двигателей необходимо, чтобы динамическая погрешность измерения пульсаций дав-

ления не превышала 5...10% в частотном диапазоне 5...4000 Гц [1]. Ряд фирм поставляют высокотемпературные датчики давления, однако часто температура газа в объектах измерения превышает допустимые для них величины, а их чувствительность иногда недостаточна для регистрации слабых пульсаций давления в проточном тракте ГТД. Поэтому применяют акустический зонд (в дальнейшем зонд), состоящий из волновода, передающего пульсации давления от процесса к датчику, и акустического корректирующего элемента, предназначенного для снижения дополнительной динамической погрешности измерения пульсаций давления [2-4]. Используются также программные средства коррекции частотных характеристик зонда, основанные на восстановлении информации о динамических процессах в двигателе. Однако их целесообразно применять совместно с аппаратными средствами, то есть тогда, когда устранены резонансные колебания в волноводе и имеется незначительная остаточная динамическая погрешность [5].

В связи с совершенствованием и созданием новых двигателей с учётом пульсаций давления, с оценкой эффективности мероприятий по повышению стабильности горения в камерах сгорания в последние годы возросла актуальность применения зондов. Зонды могут применяться не только для измерения пульсаций давления в ГТД, но и ряда других параметров, например, динамически изменяющихся зазоров в узлах двигателя, виброскорости пера лопатки на стенде в условиях высоких температур.

К настоящему времени опубликованы патенты по зондам [6-14], выполнен ряд теоретических и экспериментальных исследований динамических процессов в них [15-27] и разработаны их конструкции, однако при этом отсутствует анализ эффективности различных схем коррекции их динамических характеристик.

Целью данной работы является анализ эффективности аппаратных (на основе акустических корректирующих элементов (КЭ)) и цифровых (на базе программных средств) схем коррекции динамических характеристик зондов и формулировка рекомендаций по области их применения. Анализ проводился по данным, представленным в научных статьях, монографиях и патентах, посвящённых измерению пульсаций давления в условиях повышенных температур и ограниченности пространства под установку датчиков в объекте измерения. При этом учитывалась только дополнительная динамическая погрешность зонда из-за влияния параметров рабочей среды, волновода, объёма полости на входе в датчик, КЭ, то есть предполагалось, что датчик не вносит погрешность в процесс измерения пульсаций давления. В статье рассмотрены все схемы коррекции зондов, используемые в настоящее время.

Акустический зонд без корректирующего элемента

Первые зонды применялись в технике без КЭ (рис. 1) [28]. Такой зонд в общем случае имеет неравномерность амплитудно-частотной характеристики (АЧХ), приводящей к дополнительной динамической погрешности измерения пульсаций давления, зависящей от частоты пульсаций давления, диаметра и длины волновода, среднего давления, объёма полости на входе в датчик пульсаций давления (в дальнейшем датчика).

В общем случае АЧХ зонда определяется зависимостью

$$M(\omega) = B_2 / B_1,$$

где B_1, B_2 – соответственно амплитуды колебаний давления на входе в зонд и в полости датчика давления; ω – угловая частота.

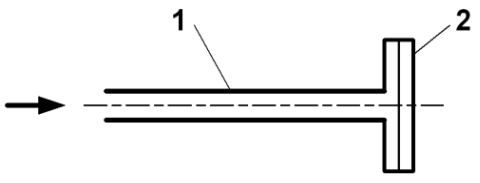


Рис. 1. Принципиальная схема зонда без КЭ: 1 – волновод; 2 – датчик пульсаций давления

В работе [2] приведена методика расчёта параметров такого зонда, обеспечивающего оптимальное демпфирование пульсаций по его длине и требуемую точность измерения в ограниченном диапазоне частот. Методика расчёта зонда базируется на работах Карама и Франка, Тийдемана [16;17].

Недостатком такой схемы измерения является ограниченность диапазона частот пульсаций давления, зависимость погрешности от среднего давления и температуры газа. Некоторого расширения диапазона частот измерения можно добиться, если выбрать волновод большего диаметра, а демпфирование в нём обеспечить звукопоглощающим материалом.

Схема коррекции характеристик зонда с КЭ в виде длинной линии

Длинные линии с диаметром, равным диаметру волновода, в качестве КЭ зонда начали применяться давно [15;21;25]. Известна конструкция зонда с согласующей нагрузкой в виде трубопровода длиной 24 м (рис. 2), обеспечивающего равномерность его АЧХ в диапазоне частот 0…10 кГц с дополнительной погрешностью менее 5 дБ [18].

Принцип действия зонда основан на том, что пульсации давления передаются по волноводу, воздействуют на датчик давления и далее без отражения распространяются в «бесконечно» длинную линию. При этом в идеальном случае дополнительная погрешность определяется только влиянием потерь на трение по длине волновода и объёмом полости на входе в датчик давления.

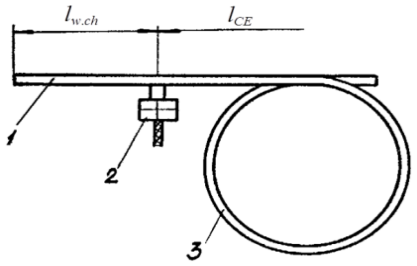


Рис. 2. Принципиальная схема зонда с КЭ в виде длинной линии: 1 – волновод; 2 – датчик пульсаций давления; 3 – КЭ

При исследовании пульсаций на входе в компрессор, а также в выхлопной струе ГТД нашёл применение зонд, длина согласующей линии которого достигала 91 м [19]. В работе [1] приводятся результаты аналитических и экспериментальных исследований частотных характеристик зонда с волноводом диаметром 4 мм и длинами от 700 мм до 2 м при нормальной и повышенной (до 100 °С) температуре рабочей среды. Для устранения резонансных колебаний к волноводу подключались длинные линии 30 и 60 м. Полученные экспериментальные результаты подтверждены аналитическими вычислениями в рамках разработанной математической модели.

В зонде для измерения пульсаций давления в камере сгорания стационарного ГТД использовалась линия длиной 40 м, уложенная в виде компактной катушки и подключенная к выходу волновода [15] (рис. 3). Для удаления горячего газа из волновода к выходу длинной линии организован подвод воздуха с меньшей температурой и большим относительно давления на входе в зонд давлением. В описываемой конструкции зонда температура газа в месте расположения датчика пульсаций не превышает 200°С. В работе [9] представлен общий вид зонда с коротким волноводом (50 мм) (рис. 4) и длинной линией с удалением горячего газа в зону процесса по аналогии с решением, приведённым в работе [15].

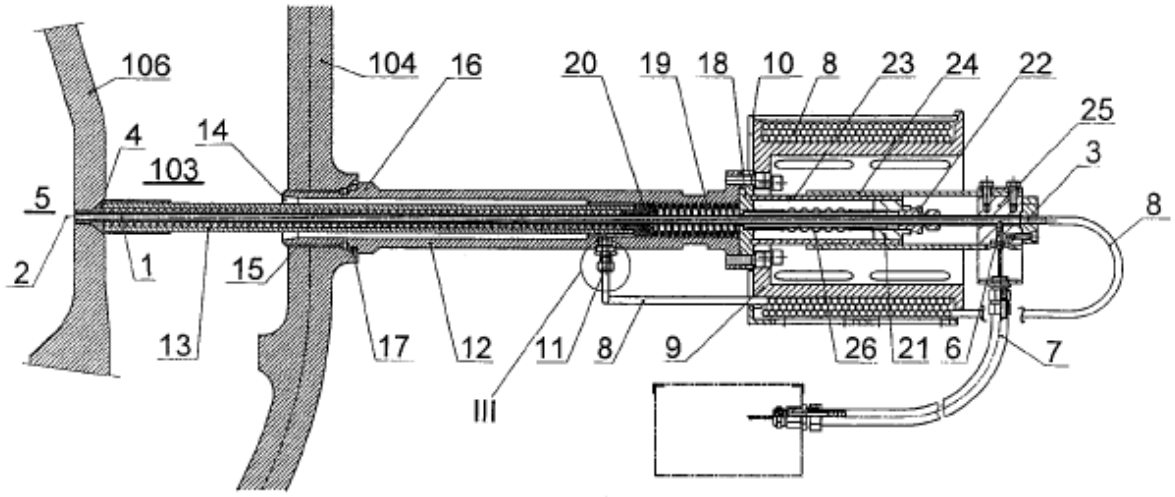


Рис. 3. Устройство для измерения пульсаций давления [15]

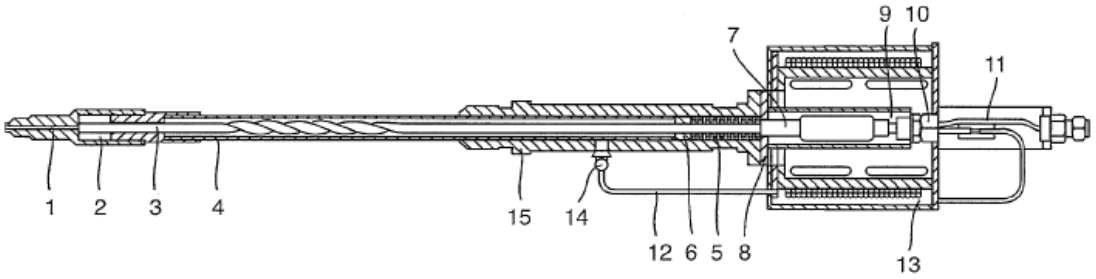


Рис. 4. Зонд пульсаций давления в высокотемпературных условиях [9]

Для сокращения длины корректирующей линии в ряде работ предлагается помещать внутри неё демпфирующие вставки в виде коаксиального или конического стержня [7], трубки меньшего диаметра, пористый наполнитель из материал МР [29], использовать капиллярные трубки. Однако во всех указанных случаях применение таких вставок приводит к быстрому засорению КЭ.

Недостатком КЭ в виде длинных линий являются большие габариты и остаточная погрешность в области низких частот, обусловленная отражением колебаний давления от её закрытого конца.

Схема коррекции характеристик зонда дросселирующими элементами

КЭ в виде сосредоточенных дросселирующих элементов с линейной акустической характеристикой дают возможность создавать зонды с очень малыми габаритами [2]. На рис. 5 представлены четыре схемы зонда с КЭ в виде дросселирующих элементов, синтезированных по частотным характеристикам зонда при предположении отсутствия потерь по длине волновода и нулевом объёме полости на входе в датчик.

В зависимости от схемы подключения дросселирующие элементы принимают значения сопротивления, кратные волновому сопротивлению волновода $Z_в$. Такие дроссели реализованы из материала МР, обладающего линейным акустическим сопро-

тивлением при значительных амплитудах пульсаций давления. В [2] приводятся доказательства правомерности предложенных способов коррекции частотной характеристики зонда.

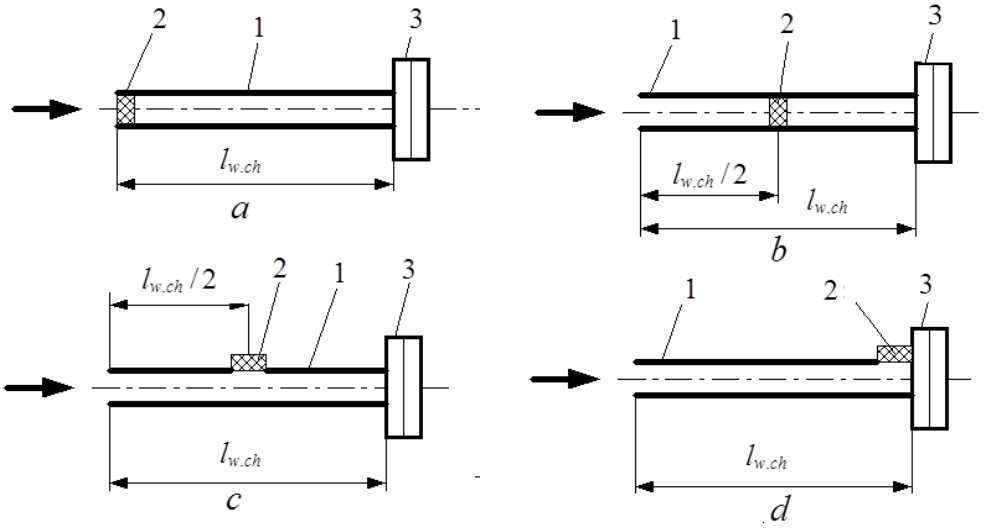


Рис. 5. Принципиальные схемы акустических зондов пульсаций давления с дросселирующими корректирующими элементами:
1 – волновод; 2 – дроссель с активным сопротивлением, равным $Z_{др} = Z_в$ – для схемы a, $Z_{др} = 2Z_в$ – для схемы b, $Z_{др} = Z_в / 2$ – для схемы c, $Z_{др} = Z_в$ – для схемы d; 3 – датчик давления

Приведённые на рис. 5 схемы коррекции АЧХ зонда позволяют создавать малогабаритные конструкции, однако они чувствительны к среднему давлению рабочей среды, так как сопротивление дросселирующих элементов зависит от плотности рабочей среды и, соответственно, от среднего давления. Поэтому такие схемы коррекции АЧХ зонда целесообразно применять только при измерении пульсаций давления в объектах, работающих на установившихся режимах.

Схема коррекции характеристик зонда акустическими RC-фильтрами

В литературе приведены схемы малогабаритных КЭ в виде низкочастотных акустических RC-фильтров, акустическое сопротивление которых подбирается равным волновому сопротивлению подводящего канала в требуемом диапазоне частот. Примером реализации такого RC-фильтра, подключённого к зонду байпасно датчику давления, является аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений в газовом потоке (рис. 6) [11]. В КЭ роль активного сопротивления фильтра играет щелевой дроссель, образованный конической иглой и корпусом, а роль ёмкости – камера, выполненная в штуцере зонда. Аналогичным по принципу действия является КЭ в аэрометрическом приёмнике [10]. Недостатком приведённых схем КЭ является зависимость характеристик RC-фильтров от статического давления. В зонде, изображённом на рис. 7 [12], предпринята попытка избежать зависимости КЭ от уровня среднего давления за счёт организации протока газа через радиально-щелевой дроссель. Эта схема измерения пульсаций давления не может быть применена для случаев повышенной температуры, поскольку проток газа приведёт к перегреву датчика давления. Кроме этого, при работе в загрязнённых потоках газа велика вероятность засорения дросселирующего элемента и отказа КЭ.

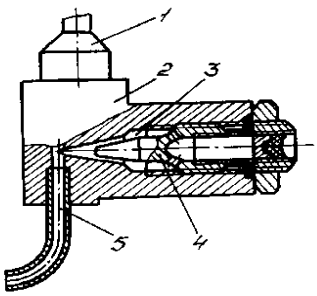


Рис. 6. Аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений: 1 – датчик давления; 2 – корпус; 3 – расширительная камера; 4 – коническая игла; 5 – волновод [11]

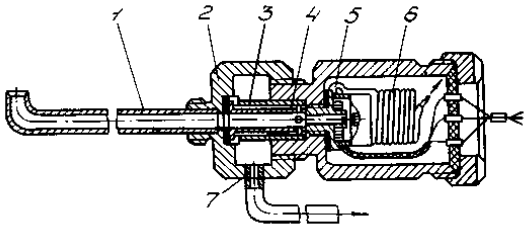


Рис. 7. Устройство для измерения пульсаций давления газа: 1 – волновод; 2 – расширительная камера; 3 – дроссель; 4 – втулки дросселирующего канала; 5 – преобразователь давления; 6 – капиллярная трубка [12]

В ряде случаев конструкция зонда несколько упрощается, если акустический RC-фильтр подключается последовательно между волноводом и датчиком [13]. Однако использование последовательно расположенного RC-фильтра не обеспечивает равномерность АЧХ зонда в частотном диапазоне, лежащем выше первой резонансной частоты недемпфированного волновода. Использование в [13] сложной демпфирующей вставки в качестве КЭ позволило для коротких волноводов корректировать совокупную с датчиком АЧХ зонда в диапазоне частот до 3000 Гц. Некоторая неравномерность АЧХ на частотах выше 1500 Гц, имевшая место без демпфирующей вставки, устранена вследствие резонанса индуктивно-ёмкостного элемента, образованного каналом и расширительной камерой демпфирующей вставки, а также за счёт неравномерности АЧХ самого датчика давления. Недостатком рассмотренных RC-фильтров является ограниченность диапазона частот измерения, зависимость точности зонда от среднего давления и степени нелинейности дросселирующих элементов.

В работе [30] предложен зонд с автоматически перестраиваемым сопротивлением дросселя, который целесообразно применять при изменении среднего давления (рис. 8).

Такой зонд обладает приемлемыми габаритами и достаточной точностью, прошёл апробацию в процессе стендовых испытаний ГТД [31]. Однако для такого зонда существуют определённые трудности в его настройке, особенно в реализации переменного сопротивления в соответствии с изменением среднего давления рабочей среды.

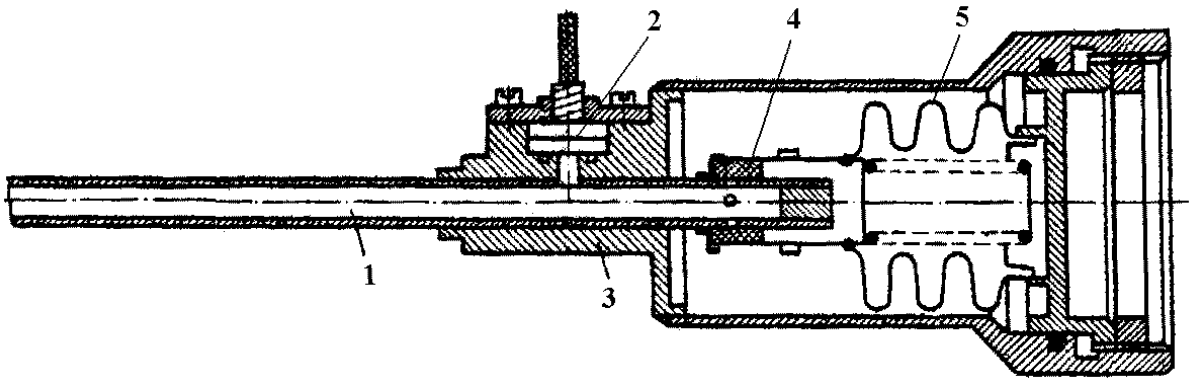


Рис. 8. Устройство для измерения пульсаций давления газа (многорежимное): 1 – подводящий канал; 2 – датчик пульсаций давления; 3 – корпус; 4 – корректирующий дроссель в виде пористой втулки; 5 – вакуумированный сильфон [30]

Схема цифровой коррекции характеристик зондов

Схема цифровой коррекции динамических характеристик зондов основана на компенсации остаточной после аппаратной коррекции динамической погрешности зонда, обусловленной несогласованностью КЭ с волноводом. Для цифровой коррекции информации, измеренной зондом в процессе испытаний ГТД, необходимо иметь его частотные характеристики, полученные в результате расчёта или экспериментально на специальном стенде пульсирующих давлений в условиях, приближённых к штатным [32].

В работе [32] предложен импедансный метод расчёта частотных характеристик зондов, основанный на использовании высокочастотной теории распространения колебаний давления в волноводе и КЭ. В соответствии с методом построен алгоритм и разработана программа расчёта частотных характеристик зондов с рядом типовых КЭ. В разработанной программе RUDIP, построенной на алгоритмическом языке C++ Builder, учтены: тип датчика (давления, перепада давления); тип волновода (однородный, неоднородный по температуре, неоднородный по площади поперечного сечения, неоднородный по температуре и площади поперечного сечения); наличие КЭ; схема коррекции АЧХ зонда (с дросселем на входе, с байпасным дросселем и ёмкостью в середине, с последовательно соединённым дросселем в середине, с двумя дросселями, с длинной линией, с пучком капиллярных каналов). В программе предусмотрены расчёт АЧХ и ФЧХ зонда, расчёт акустической входной проводимости зонда; графическое построение характеристик; хранение данных в виде графиков и таблиц; диалоговый ввод и изменение параметров зонда.

Заключение

В результате анализа схем коррекции частотных характеристик акустических зондов пульсаций давления можно сформулировать следующие выводы:

– дополнительная динамическая погрешность зонда пульсаций давления в общем случае зависит от среднего давления, спектра пульсаций и температуры газа в объекте измерения, от диаметра, длины и неоднородности волновода, объёма полости на входе в датчик и объёмной податливости его чувствительного элемента, степени согласованности параметров корректирующего элемента с волноводом;

– длинная линия является корректирующим элементом, обеспечивающим наилучшее выравнивание амплитудно-частотной характеристики зонда, то есть обладающего минимальной погрешностью измерения; длина корректирующего трубопровода в зависимости от среднего давления может быть 20-50 м, причём чем выше давление, тем больше должна быть его длина;

– при применении длинной линии в области низких частот остаётся значительная динамическая погрешность, обусловленная четвертьволновым резонансом самой длинной линии с волноводом, а также резонансом волновода с полостью на входе в датчик;

– в случае применения коротких волноводов и стабильности среднего давления в качестве корректирующего элемента зонда целесообразно применять малогабаритные дроссели из материала МР и акустические RC-фильтры, активное сопротивление которых подбирается равным волновому сопротивлению подводящего канала;

– при изменении среднего давления в объекте измерения в широком диапазоне рекомендуется использовать акустический RC-фильтр с корректирующим дросселем, сопротивление которого автоматически перестраивается по величине среднего давления;

– для расчёта параметров акустических корректирующих элементов, обеспечивающих измерение пульсаций давления в максимально возможном для выбранной схемы

зонда диапазоне частот, а также исследования влияния неоднородности по температуре и площади проходного сечения волновода, объёма полости на входе в датчик, среднего давления на динамическую погрешность зонда рекомендуется воспользоваться программой РУДИП;

– для устранения остаточной погрешности зонда целесообразно применить цифровую коррекцию спектра измеренных в процессе испытаний пульсаций давления по рассчитанным или экспериментально определённым на стенде его амплитудно-частотным характеристикам.

Приведённый обзор схем коррекции динамических характеристик зонда позволит при необходимости выбрать зонд, который обеспечит измерение пульсаций давления с минимально возможной погрешностью в условиях повышенных температур и ограниченности пространства для установки датчика в объекте контроля.

Библиографический список

1. Развитие средств и методов испытаний авиационных двигателей / под ред. В.А. Скибина. М.: ЦИАМ, 2010. 252 с.

2. Шорин В.П., Шахматов Е.В., Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д. Акустические методы и средства измерения пульсаций давления. Самара: СГАУ, 2007. 132 с.

3. Fox G.C. Combustor rumble. United States Patent no. US 2010/0158670 A1.

4. Шорин В.П., Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д. О разработке компактных акустических зондов для измерения пульсаций давления в ГТД // Сборник докладов второй международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин». Т. 2. Самара: СГАУ, 2014. С. 486-492.

5. Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Устинов А.В. Разработка методики и программы расчёта неоднородных газовых измерительных цепей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 2. С. 263-268.

6. Варшавский Л.А., Федорович В.Н. Акустический зонд: патент СССР № 49969; опубл. 31.08.1936.

7. Hassell S., Culling W., Carr J. Dynamic gas pressure measuring device. UK Patent no. GB 1980/2037993 A.

8. Eamon P.G., Walter J.S., Robert J.N., Fei Han. Dynamic pressure probe holder and method of obtaining a dynamic pressure signal. United States Patent no. US 2004/0168520 A1.

9. Zinn H., Noiray N., Schuermans B., Pahari D., Rajkovic D. Prob for measuring pressure oscillations in the combastor of a gas turbine. United States Patent no. US 2015/0268121 A1.

10. Богданов В.В. Аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений в газовом потоке: патент СССР № 241764; опубл. 18.04.1969; бюл. № 14.

11. Каплун Я.П., Вашкевич М.П. Аэрометрический приёмник: патент СССР № 301619; опубл. 21.04.1971; бюл. № 14.

12. Богданов В.В. Устройство для измерений пульсаций давления газа: патент СССР № 427252; опубл. 05.05.1974; бюл. № 17.

13. Кашкин Ю.Ф., Андриянкин О.А., Горшков Н.В., Игнатьев Н.Н. Устройство для измерений нестационарных давлений газового потока: патент СССР № 542110; опубл. 05.01.1977; бюл. № 1.

14. Дёмкин Р.В., Быстров Н.Д., Гимадиев А.Г., Дягилева Е.С. Устройство для измерения пульсаций давления газа: патент на полезную модель РФ № 156562; опубл. 10.11.2015; бюл. № 31.

15. Brehm A., Evers W., Wetter H., Zinn H. Probe for measuring pressure vibrations. United States Patent no. US 6550336 B2.

16. Karam J.T., Franke M.E. The frequency response of pneumatic lines // Journal of Basic Engineering. 1967. V. 89, Iss. 2. P. 371-378. DOI: 10.1115/1.3609610

17. Tijdeman H. On the propagation of sound waves in cylindrical tubes // Journal of Sound and Vibration. 1975. V. 39, Iss. 1. P. 1-33. DOI: 10.1016/s0022-460x(75)80206-9

18. Богданов В.В., Кукинов А.Г., Хвостова А.К., Куканова Н.И. Влияние пульсаций потока в самолётных воздухозаборниках на работу компрессора ТРД (по материалам иностранной печати за 1966-1972 гг.). М.: ЦАГИ, 1973. 166 с.

19. White M.A., Dhingra M., Prasad J.V.R. Experimental analysis of a waveguide pressure measuring system // Proceeding of ASME Turbo Expo. 2009. V. 1. P. 767-776. DOI: 10.1115/GT2009-60182

20. Rohman C.P., Grogan E.C. On the dynamics of pneumatic transmission lines // Transactions of the American Society of Mechanical Engineers. 1957. V. 79. P. 853-874.

21. Zinn H., Habermann M. Developments and experiences with pulsation measurements for heavy-duty gas turbines // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2007. V. 1. P. 639-648. DOI: 10.1115/GT2007-27475

22. Bergh H., Tijdeman H. Theoretical and experimental results for the dynamic response of pressure measuring systems. Technical Report. Report number: NLR-TR F.238, 1965. DOI: 10.13140/2.1.4790.1123

23. Ferrara G., Ferrari L., Sonni G. Experimental characterization of a remoting system for dynamic pressure sensors // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2005. V. 1. P. 715-722. DOI: 10.1115/GT2005-68733

24. Mersinligil M., Brouckaert J.-F., Desset J. Unsteady pressure measurements with a fast response cooled probe in high temperature gas turbine environments // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2011. V. 133, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4002276

25. Englund D.R., Richards W.B. Infinite line pressure probe // NASA Technical Memorandum. 1984. No. 83582. 16 p.

26. Parrott T.L., Zorumski W.E. Sound transmission through a high-temperature acoustic probe tube // AIAA Journal. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 318-323. DOI: 10.2514/3.10921

27. Batill S.M., Nebres J.V. Data correction for pressure transmission lines using discrete time series models // ICIASF Record, International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. 1991. P. 295-303. DOI: 10.1109/iciasf.1991.186252

28. Федорович В.Н, Салтыков С.Я. Акустический зонд // Журнал технической физики. 1939. Т. 9, № 8. С. 737-742.

29. Быстров Н.Д. Дросселирующие элементы из пористого материала МР для выравнивания частотных характеристик пневмогидравлических информационных цепей // Известия Самарского научного центра РАН. 2001. Т. 3, № 2. С. 214-219.

30. Шорин В.П., Быстров Н.Д., Гимадиев А.Г., Бубнов Т.Т. Устройство для измерения пульсаций давления газа: патент СССР № 924529; опубл. 30.04.82; бюл. № 16.

31. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine // Procedia Engineering. 2015. V. 106. P. 46-52. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.007

32. Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Дубовик А.А., Ильинский С.А., Ильясова Н.Ю., Устинов А.В. Методика восстановления сигнала, измеренного акустическими зондами при испытании ГТД // Сборник докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову. Ч. 1. Самара: СГАУ, 2001. С. 164-172.

ANALYSIS OF SCHEMES OF CORRECTION OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF ACOUSTIC PROBES FOR MEASURING PRESSURE PULSATIONS IN A GAS TURBINE ENGINE

© 2018

A. G. Gimadiev Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gimadiev_ag@mail.ru

N. D. Bystrov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bystrof-nd@yandex.ru

E. S. Dyagileva Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
jen13@inbox.ru

Gas pressure pulsations are one of the main parameters taken into account in gas turbine engine development. Therefore, special attention is paid to the accuracy of measuring pressure fluctuations. A high temperature of gas flow, sensor's size limitations in many cases do not allow it to be installed directly at the measurement point. There is a need to connect the sensor to the process using a waveguide channel (waveguide). It is known that resonant oscillations occur in the waveguide, leading to an additional dynamic error of the measuring channel. To improve the accuracy of measuring pressure fluctuations, corrective elements are used. A device consisting of a pressure pulsation sensor, a waveguide connected to the process, and a correction element is called a pressure pulsation probe in technical literature. In foreign and domestic literature there is a large amount of information on probes, but because of the variety of schemes of probe correction selecting those that would provide the required accuracy of measurement of pressure pulsations always poses a challenge. Therefore, taking into account the constant increase in the energy intensity of modern engines, and, accordingly, the increase in the temperature of working media, the authors analyzed the effectiveness of corrective elements on the basis of available patents, articles, and monographs. The article considers hardware and software schemes of correction of dynamic characteristics of acoustic probes based on corrective elements with distributed and lumped parameters. The advantages and disadvantages of the schemes are pointed out. Information on methods of calculating frequency characteristics of probes and their digital correction in the processing of experimental data is presented. The article will be of interest to developers of pressure pulsation probes and engineering and technical workers involved in GTE refinement.

Gas turbine engine; pressure pulsations; measurement; probe; dynamic error; correction element.

Citation: Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Dyagileva E.S. Analysis of schemes of correction of dynamic characteristics of acoustic probes for measuring pressure pulsations in a gas turbine engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 56-67. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-56-67

References

1. *Razvitie sredstv i metodov ispytaniy aviatsionnykh dvigateley / pod red. V.A. Skibina* [Development of methods and instruments for testing aircraft engines]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2010. 252 p.

2. Shorin V.P., Shakhmatov E.V., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. *Akusticheskie metody i sredstva izmereniya pul'satsiy davleniya* [Acoustic methods and means of measuring pressure fluctuations]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 132 p.

3. Fox G.C. Combustor rumble. United States Patent no. US 2010/0158670 A1.

4. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine. *Proc. of the Second International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines*. V. 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 486-492. (In Russ.)

5. Gimadiyev A.G., Bystrov N.D., Ustinov A.V. Development of techniques and calculation program heterogeneous gas measurement circuits. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 2. P. 263-268. (In Russ.)

6. Varshavskiy L.A., Fedorovich V.N. *Akusticheskiy zond* [Acoustic probe]. Patent USSR, no. 49969, 1936. (Publ. 31.08.1936)

7. Hassell S., Culling W., Carr J. Dynamic gas pressure measuring device. UK Patent no. GB 1980/2 037 993 A.

8. Eamon P.G., Walter J.S., Robert J.N., Fei Han. Dynamic pressure probe holder and method of obtaining a dynamic pressure signal. United States Patent no. US 2004/0168520 A1.

9. Zinn H., Noiray N., Schuermans B., Pahari D., Rajkovic D. Prob for measuring pressure oscillations in the combastor of a gas turbine. United States Patent no. US 2015/0268121 A1.

10. Bogdanov V.V. *Aerometricheskiy priemnik dlya izmereniya nestatsionarnykh davleniy v gazovom potoke* [Aerometric receiver for measuring unsteady pressure in a gas flow]. Patent USSR, no. 241764, 1969. (Publ. 18.04.1969; bull. no. 14)

11. Kaplun Ya.P., Vashkevich M.P. *Aerometricheskiy priemnik* [Aerometric receiver]. Patent USSR, no. 301619, 1971. (Publ. 21.04.1971; bull. no. 14)

12. Bogdanov V.V. *Ustroystvo dlya izmereniy pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent USSR, no. 427252, 1974. (Publ. 05.05.1974; bull. no. 17)

13. Kashkin Yu.F., Andriyankin O.A., Gorshkov N.V., Ignat'ev N.N. *Ustroystvo dlya izmereniy nestatsionarnykh davleniy gazovogo potoka* [Device for measuring unsteady pressures of a gas flow]. Patent USSR, no. 542110, 1977. (Publ. 05.01.1977; bull. no. 1)

14. Demkin R.V., Bystrov N.D., Gimadiev A.G., Dyagileva E.S. *Ustroystvo dlya izmereniya pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent RF, no. 156562, 2015. (Publ. 10.11.2015, bull. no. 31)

15. Brehm A., Evers W., Wetter H., Zinn H. Probe for measuring pressure vibrations. United States Patent no. US 6550336 B2.

16. Karam J.T., Franke M.E. The frequency response of pneumatic lines. *Journal of Basic Engineering*. 1967. V. 89, Iss. 2. P. 371-378. DOI: 10.1115/1.3609610

17. Tijdeman H. On the propagation of sound waves in cylindrical tubes. *Journal of Sound and Vibration*. 1975. V. 39, Iss. 1. P. 1-33. DOI: 10.1016/s0022-460x(75)80206-9

18. Bogdanov V.V., Kukinov A.G., Khvostova A.K., Kukanova N.I. *Vliyanie pul'satsiy potoka v samoletnykh vozdukhozabornikakh na rabotu kompressora TRD (po materialam inostrannoy pechati za 1966-1972 gg.)* [Effect of flow fluctuations in the aircraft air intakes on the operation of the turbojet compressor (based on foreign press materials for the years 1966-1972)]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 1973. 166 p.

19. White M.A., Dhingra M., Prasad J.V.R. Experimental analysis of a waveguide pressure measuring system. *Proceeding of ASME Turbo Expo*. 2009. V. 1. P. 767-776. DOI: 10.1115/GT2009-60182

20. Rohman C.P., Grogan E.C. On the dynamics of pneumatic transmission lines. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*. 1957. V. 79. P. 853-874.

21. Zinn H., Habermann M. Developments and experiences with pulsation measurements for heavy-duty gas turbines. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 1. P. 639-648. DOI: 10.1115/GT2007-27475

22. Bergh H., Tijdeman H. Theoretical and experimental results for the dynamic response of pressure measuring systems. Technical Report. Report number: NLR-TR F.238, 1965. DOI: 10.13140/2.1.4790.1123

23. Ferrara G., Ferrari L., Sonni G. Experimental characterization of a remoting system for dynamic pressure sensors. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2005. V. 1. P. 715-722. DOI: 10.1115/GT2005-68733

24. Mersinligil M., Brouckaert J.-F., Desset J. Unsteady pressure measurements with a fast response cooled probe in high temperature gas turbine environments. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2011. V. 133, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4002276

25. Englund D.R., Richards W.B. Infinite line pressure probe. *NASA Technical Memorandum*. 1984. No. 83582. 16 p.

26. Parrott T.L., Zorumski W.E. Sound transmission through a high-temperature acoustic probe tube. *AIAA Journal*. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 318-323. DOI: 10.2514/3.10921

27. Batill S.M., Nebres J.V. Data correction for pressure transmission lines using discrete time series models. *ICIASF Record, International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*. 1991. P. 295-303. DOI: 10.1109/iciasf.1991.186252

28. Fedorovich V.N, Saltykov S.Ja. Acoustic probe. *Zhurnal Tekhnicheskoi Fiziki.* 1939. V. 9, no. 8. P. 737-742. (In Russ.)

29. Bystrov N.D. Throttling members from porous material MR for qualization of frequency curves of pneudraulic information circuits. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2001. V. 3, no. 2. P. 214-219. (In Russ.)

30. Shorin V.P., Bystrov N.D., Gimadiev A.G., Bubnov T.T. *Ustroystvo dlya izmereniya pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent USSR, no. 924529, 1982. (Publ. 30.04.1982, bull. no. 16)

31. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine. *Procedia Engineering*. 2015. V. 106. P. 46-52. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.007

32. Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Dubovik A.A., Il'inskiy S.A., Il'yasova N.Yu., Ustinov A.V. Metodika vosstanovleniya signala, izmerennogo akusticheskimi zondami pri ispytanii GTD. *Sbornik dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya», posvyashchennoy general'nomu konstruktoru aerokosmicheskoy tekhniki akademiku N.D. Kuznetsovu*. Part. 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., P. 164-172. (In Russ.)

УДК 621.452.322 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-68-79*

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ СЕРИЙНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2018

Ю. В. Зиненков кандидат технических наук, старший преподаватель;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
zinenkovy@mail.ru

А. В. Луковников доктор технических наук, доцент, начальник отделения авиационных двигателей;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва;
Lukovnikof@mail.ru

А. В. Попов доктор технических наук, доцент;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
avpnil@rambler.ru

В. Н. Нечаев доктор физико-математических наук, профессор;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
wladnic@mail.ru

Представлены результаты решения задачи по формированию предварительного технического облика силовой установки с двухконтурным турбореактивным двигателем на базе газогенератора серийного отечественного двигателя ТВ7-117 разработки АО «ОДК-Климов» для перспективного высотного беспилотного летательного аппарата. При этом обосновано применение такого рода беспилотного летательного аппарата, что определяет актуальность проводимого исследования. Приведена общая постановка задачи, где продемонстрирован вариант схемы двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков контуров за турбиной на базе газогенератора двигателя ТВ7-117 и раскрыта суть решения рассматриваемой задачи. Описана разработанная авторами методика определения оптимальных параметров силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата, используемая при решении поставленной задачи, включающая в себя универсальный инструмент проведения расчётно-теоретических исследований системы «Летательный аппарат – силовая установка» – комплексную математическую модель. В разделе постановки задачи оптимизации представлены вектор варьируемых параметров силовой установки и беспилотного летательного аппарата и вектор ограничиваемых параметров, настраиваемые в пакете условной и безусловной многопараметрической оптимизации IOSO NM 2.0. Особое внимание уделено подробному анализу полученных результатов и выводов рекомендательного характера с набором полученных расчётным путём характеристик и параметров для вариантов двигателей с оригинальным и масштабированным газогенератором двигателя ТВ7-117.

Беспилотный летательный аппарат; турбореактивный двигатель; газогенератор; технический облик; математическое моделирование; оценка эффективности.

Цитирование: Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Попов А.В., Нечаев В.Н. Оценка эффективности двухконтурного турбореактивного двигателя на базе серийного газогенератора в составе силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-68-79

Введение

В последние годы в стране развёрнута обширная государственная программа развития авиационной техники, которая затрагивает практически все направления применения авиации в народном хозяйстве и оборонной сфере. Одним из таких направлений является разработка и создание перспективных беспилотных летательных аппаратов (БЛА), предназначенных для эффективного решения широкого спектра задач, решаемых в настоящее время пилотируемой авиацией. Когда на борту присутствует экипаж, летательный аппарат (ЛА) имеет недостатки, связанные с ограничениями, присущими человеку. Поэтому для решения задач мониторинга местности и сбора информации в заданном районе в течение суток и более целесообразно иметь БЛА, способный выполнять данные задачи без ограничений по времени. Для того, чтобы он находился над воздушными коридорами полётов воздушных судов гражданской авиации и имел максимальный обзор местности, необходимо иметь крейсерские высоты полёта 15 - 20 км. В связи с этим является актуальной задача по разработке высотного БЛА большой продолжительности полёта и его силовой установки (СУ).

Разработка нового БЛА начинается с формирования его технического облика, определения совокупности оптимальных технических, лётно-технических характеристик (ЛТХ) и тактико-технических параметров. При этом оптимальный облик выявляется путём сравнения функциональной эффективности БЛА и затрат на его создание, производство и эксплуатацию.

Одним из наиболее сложных вопросов является наличие двигателя для СУ, который обеспечит выполнение требований технического задания на разработку БЛА. Авторами решена задача по формированию технического облика СУ с двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД) на базе нового газогенератора (ГГ) для такого БЛА [1]. Но на создание такого двигателя требуется значительное время и средства, которые существенно можно сократить, если имеется уже отработанный ГГ, на базе которого можно создать новый двигатель.

Исходя из этого, перед авторами стояла задача по формированию предварительного технического облика и оценке эффективности СУ с ТРДД на базе ГГ серийного отечественного двигателя, обеспечивающей полёт БЛА на высотах 15-20 км с большой продолжительностью.

Общая постановка задачи

На первом этапе был проведён выбор подходящего ГГ из всей линейки отечественных авиационных двигателей по близким значениям параметров рабочего процесса (расчётной степени повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) $\pi^*_{КВД\,р}$, расчётной температуры газа перед турбиной $T^*_{г\,р}$, расчётного приведённого расхода воздуха через ГГ $G_{впр\,р}$) и линейным размерам компрессора высокого давления (КВД), сформированного в [1] так называемого «базового» варианта (БВ) ТРДД:

$$\pi^*_{КВД\,р} \approx 12 \div 18;\ T^*_{г\,р} \approx 1500 \div 1600 K;\ G_{впр\,р} \approx 8 \div 10\ \text{кг/с};\ D_к \approx 0,25 \div 0,35\ \text{м}.$$

Перечисленным выше требованиям наиболее близко соответствует ГГ турбовинтового двигателя ТВ7-117 разработки АО «ОДК-Климов», который имеет следующие параметры рабочего процесса [2]:

– $\pi^*_{к\Sigma р} = 17$; $T^*_{г р}$ =1552 К; $G_{впр р}$ =9,2 кг/с;
– внешний диаметр на входе в компрессор $D_к =$ 0,296 м;
– диаметр втулки на входе в компрессор $d_{вт} = 0{,}164$ м;
– относительный диаметр втулки на входе в компрессор $\bar{d}_{вт} = 0{,}556$.

В итоге суть решения рассматриваемой задачи свелась к формированию оптимального технического облика турбовентилятора (компрессора низкого давления (КНД) и турбины низкого давления (ТНД)) и канала наружного контура ТРДД, которые схематично изображены на рис. 1.

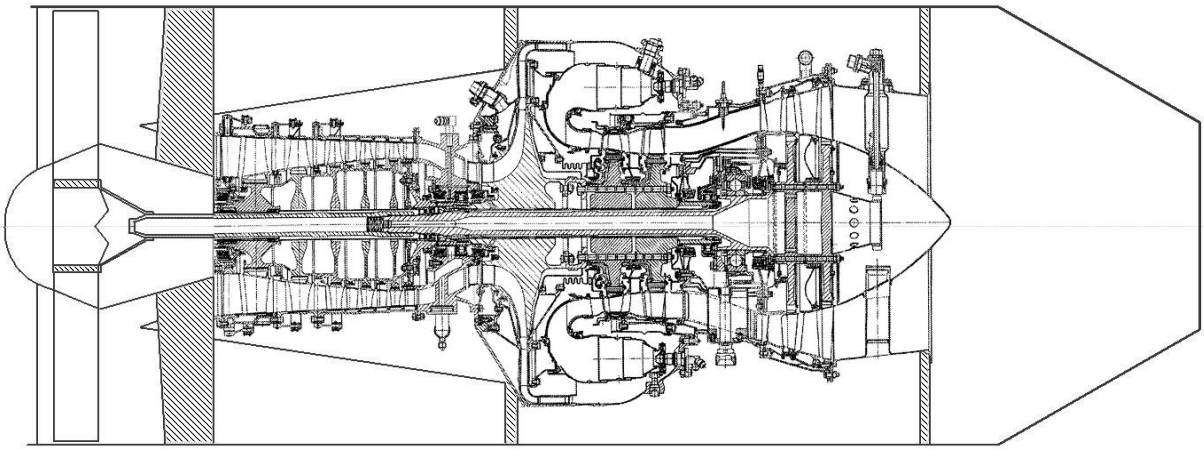


Рис. 1. Вариант схемы ТРДД на базе газогенератора двигателя ТВ7-117

Методика и инструментарий проведения исследования

Решение задачи по формированию оптимального технического облика и оценки эффективности СУ БЛА имеет ряд трудностей. В первую очередь это связано с различного рода неопределённостями, возникающими на раннем этапе проектирования, когда до конца неизвестны тип, схема двигателя, стартовая тяговооружённость, расчётные режимы полёта и т.д. При этом ряд расчётных параметров двигателя, СУ и ЛА требуют согласования между собой. Требуется системный подход, когда двигатель рассматривается в составе СУ, а СУ – в составе ЛА. Так как облик СУ определяется требованиями технической системы более высокого уровня – БЛА, то в процессе определения эффективности её необходимо рассматривать с учётом аэродинамических и массовых характеристик БЛА. При этом оптимальный облик СУ будет определяться из условия наилучшего удовлетворения требованиям, предъявляемым к БЛА. Поэтому оценка эффективности вариантов СУ и поиск оптимальных параметров рабочего процесса осуществляются путём рассмотрения СУ в системе БЛА.

Такой подход реализован в методике определения оптимальных параметров СУ высотного БЛА, разработанной авторами, которая схематично показана на рис. 2.

Согласно данной методике, после определения предназначения исследуемого БЛА и предъявления к нему необходимых требований следующим этапом является выбор критериев эффективности (КЭ), которые необходимо улучшить для исследуемой (оптимизируемой) системы и по значению которых можно дать адекватную оценку положительной динамики её функционирования в рамках решения задачи. КЭ могут быть техническими, экономическими, тактическими и др. [3]. Поскольку исследуется

высотный БЛА для мониторинга местности, то его предполагаемыми основными режимами полёта будут горизонтальный полёт и барражирование, которые, в свою очередь, наиболее чётко характеризуются такими показателями лётно-технических характеристик, как дальность $L_П$ и продолжительность $t_П$ полёта соответственно.

Таким образом, в работе в качестве критериев оценки эффективности СУ используются ЛТХ БЛА — значения $L_П$ и $t_П$, характеризующие эффективность исследуемого БЛА исходя из его предназначения.

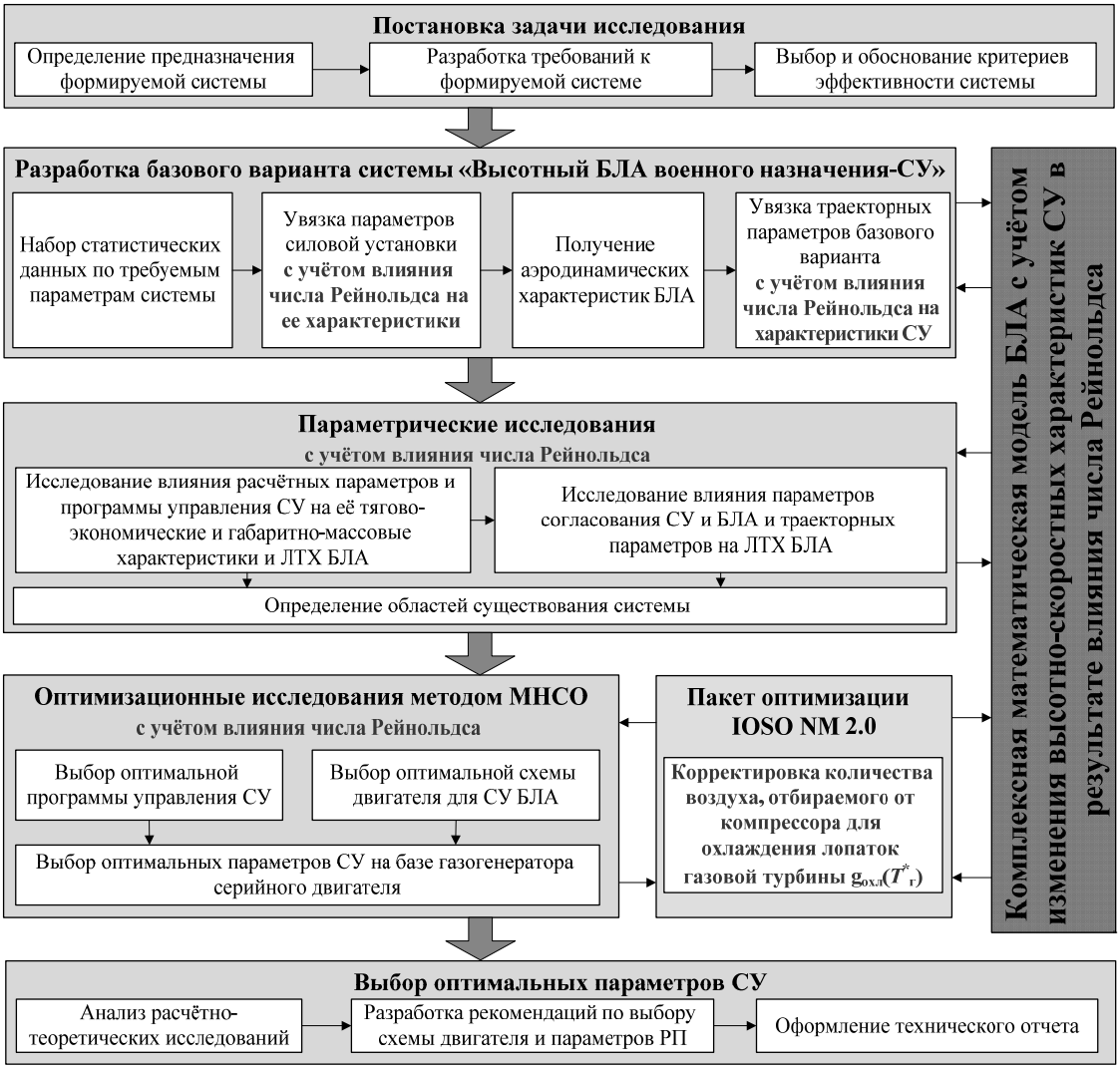


Рис. 2. Структура методики определения оптимальных параметров СУ высотного БЛА

В процессе оптимизации высотного БЛА желательно одновременно оптимизировать значения варьируемых параметров как БЛА, так и СУ. Например, для СУ это параметры рабочего процесса (РП), программа управления, размерность двигателя (потребная тяга на взлёте), конструктивные параметры и схема газотурбинного двигателя (ГТД) и т.д. с учётом ограничений, накладываемых условиями газодинамической устойчивости двигателя, его прочности и т.п. В процессе оптимизации параметров СУ и разработки ее конструкции желательно учесть возможность проведения в дальнейшем модернизации, направленной на улучшение основных тактико-технических показателей СУ, а также возможность её модификации с целью приспособления к иным условиям работы без изменения основной

конструкции (например, приспособление двигателя для работы на другом ЛА иного назначения, в иных климатических условиях и т.п.).

Все перечисленные выше требования авторами поэтапно закладывались в комплексной математической модели (КММ) системы « БЛА–СУ». В первую очередь все ключевые моменты учитывались непосредственно в процессе написания алгоритма программы, далее происходила доработка в процессе тестирования КММ, затем анализ получаемых с её помощью результатов и, в итоге, при постановке и в ходе расчёта задач оптимизации. КММ в созданной методике стала основным инструментом проведения расчётно-теоретических исследований со следующим возможностями:

– производить комплекс расчётов всех типов и схем турбореактивных двигателей с учётом влияния числа Рейнольдса на характеристики лопаточных элементов, что необходимо учитывать при расчёте малоразмерного двигателя на высотах полёта более 15 км;

– производить расчёт аэродинамических и объёмно-массовых характеристик, диапазона высот и скоростей полёта ЛА различных схем с использованием инженерных методик, что на этапе исследований по формированию облика ЛА наиболее приемлемо по временным затратам и точности получаемых результатов;

– производить расчёт траекторных параметров и ЛТХ ЛА с учётом изменения высотно-скоростных характеристик (ВСХ) СУ в результате влияния числа Рейнольдса, чего ранее в подобных математических моделях либо не было, либо не учитывалось одновременно изменение аэродинамических характеристик ЛА и ВСХ СУ;

– при проведении оптимизации обеспечивать устойчивое взаимодействие с пакетом условной и безусловной многокритериальной оптимизации IOSO NM 2.0, основанной на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [4; 5].

Постановка задачи оптимизации

Отличительная особенность решения данной задачи заключается в том, что расчёт параметров и характеристик двигателя осуществляться не по расчётным, а по экспериментальным характеристикам компрессора ГГ, которые приведены на рис. 3 [2].

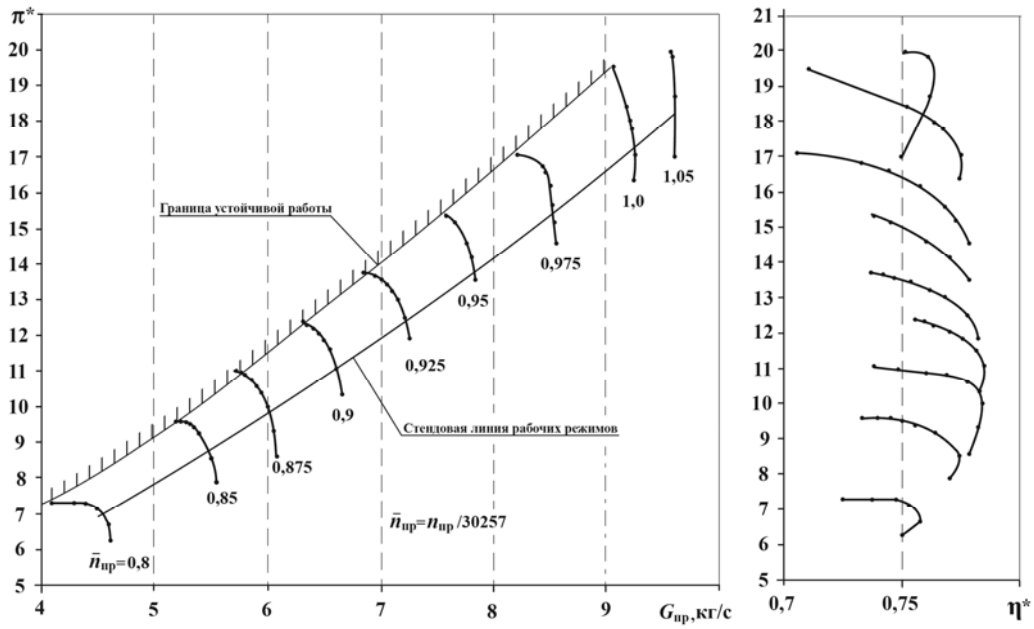


Рис. 3. Характеристики осецентробежного компрессора двигателя ТВ7-117

Для этого авторами в алгоритме КММ реализована возможность использовать в математической модели СУ «внешние» характеристики элементов двигателя, а не только «внутренние», рассчитанные по встроенным в КММ математическим моделям компрессора и турбины.

В рамках решения задачи выполнены две постановки: первая заключалась в формировании оптимальных параметров СУ при фиксированных размерах ГГ с осецентробежным компрессором (ОЦК) двигателя ТВ7-117, вторая – при масштабированном ГГ с ОЦК типа ТВ7-117. В первом случае проект оптимизации в IOSO NM 2.0 настраивался следующим образом:

- в вектор варьируемых параметров СУ $\vec{\Pi}_{вар}^{СУ}$ вошли:
  - расчётная степень двухконтурности m_p;
  - расчётная степень повышения давления в КНД $\pi_{КВД\,р}^{*}$;
  - расчётная приведённая скорость на выходе из внешнего контура $\lambda_{П\,р}$;
- в вектор варьируемых переменных БЛА $\vec{\Pi}_{вар}^{БЛА}$:
  - взлётная тяговооружённость БЛА $\mu_{0\,р}$;
  - крейсерское число М полёта $M_{кр\,р}$;
- в вектор ограничиваемых параметров $\vec{\Pi}_{огр}$:
  - максимальная высота полёта $H_{П\,макс}$;
  - внешний диаметр на входе в компрессор $D_К$;
  - диаметр втулки на входе в компрессор $d_{вт}$;
  - относительный диаметр втулки на входе в компрессор $\overline{d}_{вт}$;
- множество остальных расчётных параметры составили вектор неварьируемых параметров $\vec{\Pi}_{невар}$.

Во втором случае постановка задачи отличалась только снятием ограничений с внешнего диаметра и диаметра втулки на входе в компрессор, что при постоянном относительном диаметре втулки на входе в компрессор обеспечивает масштабирование линейных размеров ГГ при полном его газодинамическом подобии.

Таким образом, при условии максимизации значений $L_П$ и $t_П$ формальная запись двухкритериальной многопараметрической задачи имеет следующий вид:

$$F\left(\vec{\Pi}_{вар}\right)_{opt} = \arg\max_{\vec{\Pi}_{вар}} L_П,\ t_П\left(\vec{\Pi}_{вар}^{СУ}, \vec{\Pi}_{вар}^{БЛА}, \vec{\Pi}_{огр}, \vec{\Pi}_{невар}\right). \quad (1)$$

Анализ полученных результатов

При выполнении анализа результатов решения задачи примем следующие обозначения:

БВ – базовый вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД, близком по характеристикам к двигателю фирмы Rolls Royce Alison AE3007H [6];

ТРДД – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с новым газогенератором;

ГГ – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с фиксированным газогенератором двигателя ТВ7-117;

$ГГ_М$ – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с масштабированным газогенератором двигателя ТВ7-117;

k_D, k_G – коэффициенты масштабирования газогенератора по диаметру и по расходу воздуха соответственно.

В результате решения задачи в первой постановке получился облик СУ высотного БЛА, который не удовлетворяет требованиям по высоте полёта. Как показано на рис. 4, высота по траектории полёта БЛА с вариантом «ГГ» не доходит до требуемого значения $H_{треб} = 20$ км. Такой БЛА имеет очень «вялый» набор высоты и участок горизонтального полёта составляет лишь 25% от всей дальности. Поэтому выполнена вторая постановка задачи, результаты решения которой представлены на рис. 5, 6 и в табл. 1.

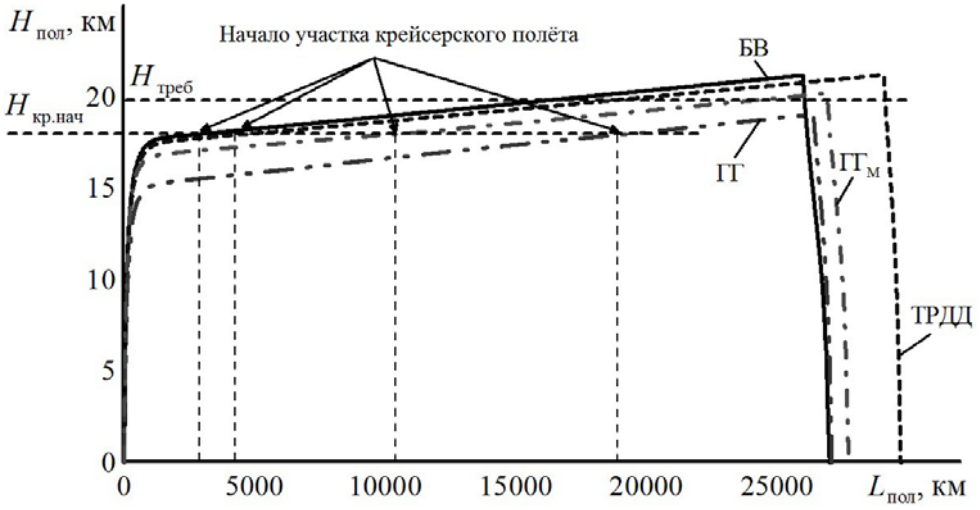


Рис. 4. Сравнение профилей полёта базового и трёх оптимальных вариантов БЛА с СУ на базе двигателей с разными ГГ

Представленные на рис. 5, *а* скоростные характеристики ТРДД наглядно показывают, что вариант двигателя «$ГГ_М$» по сравнению с вариантом «ГГ» имеет меньшие удельные расходы топлива во всём диапазоне чисел М полёта, а варианту двигателя, полученному «с чистого листа» без использования существующего ГГ (обозначен «ТРДД»), начиная от числа $M_H = 0{,}6$ проигрывает из-за более высокой расчётной степени двухконтурности ($m_{р«ГГ_М»} = 8{,}37$ против $m_{р_{«ТРДД»}} = 4{,}34$, табл. 1).

Из рис. 5, *б* видно, как эффективная тяга двигателя у вариантов с большей $m_р$ с увеличением скорости (числа Маха) полёта интенсивно падает [7] несмотря на то, что расчётное значение тяги у варианта $ГГ_М$ выше остальных ($p_{р«ГГ_М»} = 42{,}8$ кН, табл. 1). Уже при М = 0,3 оно меньше, чем у базового варианта, а при М > 0,45 тяга становится меньше, чем у варианта «ТРДД».

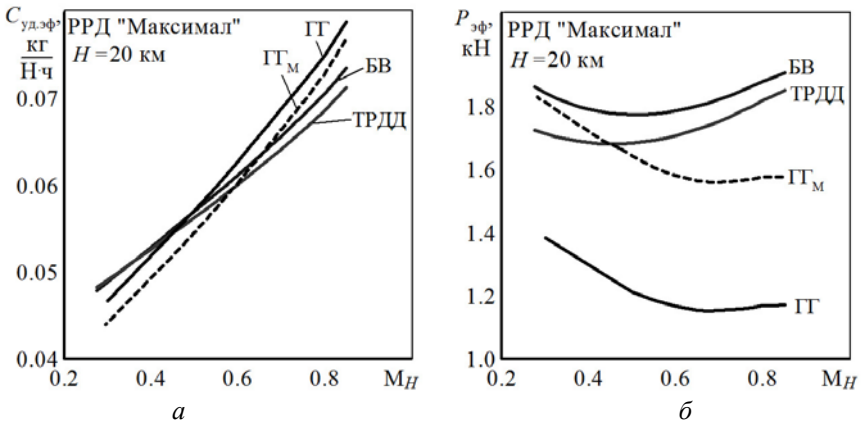


Рис. 5. Сравнение скоростных характеристик «базового» и оптимального вариантов ТРДД

Всё это приводит к тому, что в диапазоне крейсерских тяг, как показано на рис. 6, вариант «ГГ» имеет недостаточную тягу, поэтому и высота полёта меньше 20 км; вариант «$ГГ_М$» не имеет запаса по тяге, а вариант «ТРДД» обладает лучшими тягово-экономическими характеристиками, что, в итоге, приводит к увеличению дальности и продолжительности полёта БЛА (рис. 4).

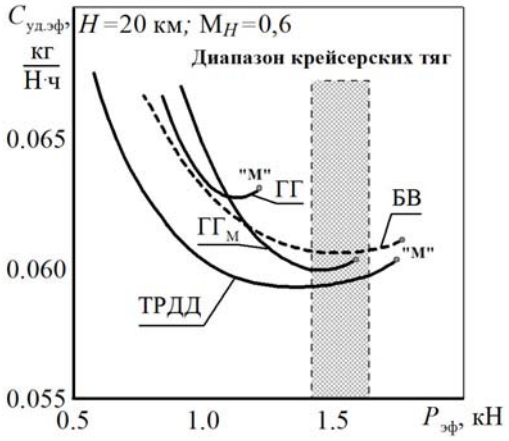


Рис. 6. Сравнение дроссельных характеристик базового и оптимальных вариантов ТРДД

В табл. 1 сведены основные параметры двигателя и ЛТХ БЛА. Из анализа представленных данных можно сделать вывод о том, что полученный вариант «ТРДД» имеет более высокие значения основных параметров рабочего процесса при меньших габаритно-массовых характеристиках. Это, в свою очередь, обеспечивает более высокие значения ЛТХ исследуемого БЛА. Этот результат наглядно показывает преимущества разработки двигателя под конкретный ЛА, при котором можно максимально реализовать предъявляемые к нему при проектировании требования.

Но вариант двигателя «ГГ» с использованием существующего газогенератора показал, что при масштабировании ГГ двигателя ТВ7-117 с коэффициентом $k_M = 1,201$ (т.е. в сторону увеличения линейных размеров) можно выполнить требования, предъявляемые к разрабатываемому БЛА и максимально улучшить его ЛТХ. При этом очевидным преимуществом здесь являются меньшие сроки и стоимость разработки нового двигателя по сравнению с вариантом «с нуля», для которого газогенератор потребуется разрабатывать специально.

Таблица 1. Сравнение базового варианта системы «БЛА-СУ» с оптимальными

Параметры			Базовый вариант	Оптимальные варианты		
				ТРДД	ГГ	$ГГ_М$
Параметры двигателя	$P_р$, кН		39,2	34,0	31,1	42,8
	$P_{уд}$, (Н·с)/кг		350	414	264	262
	$G_{в.р}$, кг/с		112	84	118	163
	$m_р$		5,0	4,34	8,0	8,37
	$T^*_{г.р}$, К		1600	1799	1552	1552
	$\pi^*_{КНД.р}$		1,70	2,06	1,50	1,44
	$\pi^*_{КВД.р}$		14,0	15,64	17,0	17,0
	$\pi^*_{кΣ.р}$		23,8	32,2	25,6	24,4
	$m_{дв}$, кг		840	720	595	905
	$\gamma_{дв}$, кг/Н		0,0231	0,0222	0,0209	0,0224
	$D_{дв}$, м		0,915	0,791	0,884	1,04
	$D_{в.КВД}$, м		0,549	0,475	0,298	0,358
	$d_{в.вт.КВД}$, м		0,401	0,353	0,164	0,197
	k_D		–	–	1,0	1,201
	k_G		–	–	1,0	1,328
	$C_{уд.кр}$, кг/(Н·ч) (при $M_{кр}$=0,6; $H_{кр}$=20 км)		0,0606	0,0593	0,0627	0, 0599
ЛТХ БЛА	μ_0		0,345	0,305	0,274	0,3762
	$q_{ср.кр}$, кг/км		0,194	0,183	0,204	0,209
	$C_{п.ср.кр}$, кг/ч		120,0	116,3	105,5	114,0
	$H_{макс}$, км		21,2	21,2	19,0	20,1
	$M_{кр}$		0,590	0,608	0,487	0,579
	$L_{гп}$, км		22600	23900	6900	16000
	$L_{гп.отн}$, %		84	80	25	58
	КЭ	$L_п$, км	27000	29800	27200	27700
		$t_п$, ч	43	47	52	45

На рис. 7 показано сопоставление внешнего облика проточной части «базового» (исходного) и оптимального варианта ТРДД на базе масштабированного ГГ двигателя ТВ7-117. Как видно, оптимальный вариант на базе ГГ двигателя ТВ7-117 получился незначительно больше базового варианта по диаметру на входе в двигатель и короче за счёт применения ОЦК. Такие изменения габаритов не вносят существенных изменений в конструкцию мотогондолы проектируемого БЛА.

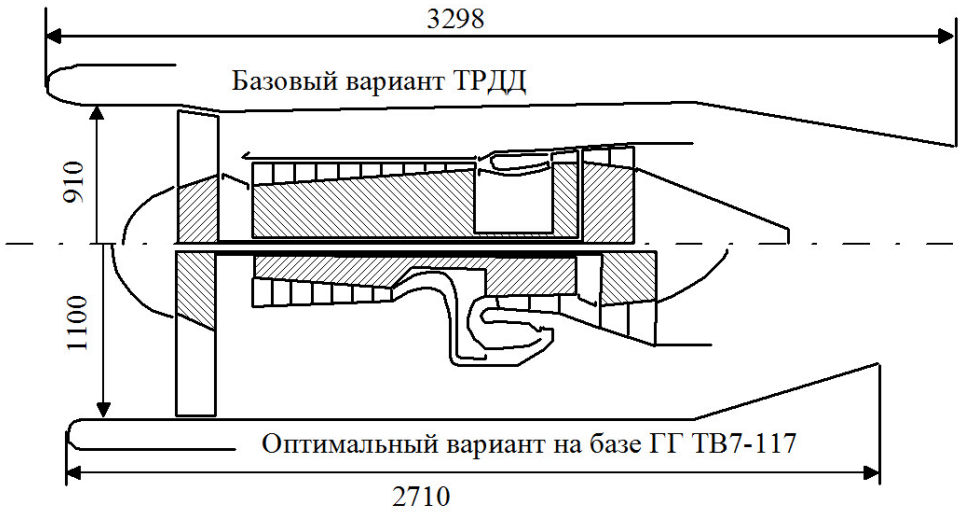


Рис. 7. Сравнение проточной части «базового» и оптимального варианта ТРДД с ГГ ТВ7-117

Заключение

Решение задачи по формированию предварительного технического облика и оценке эффективности СУ с ТРДД на базе серийного ГГ отечественного производства с целью обеспечения существенного снижения стоимости и сокращения сроков создания нового двигателя для перспективного высотного БЛА показало, что для этого возможно использование ГГ двигателя ТВ7-117.

При этом возможны два варианта двигателя:

– в первом варианте газогенератор остаётся без изменения, тогда получаем ТРДД со следующими расчётными параметрами: $P_p = 31{,}1$ кН; $G_{вр} = 118$ кг/с; $m_p = 8{,}0$; $T^*_{гр} = 1552$ К; $\pi^*_{КНДр} = 1{,}5$; $\pi^*_{КВДр} = 17{,}64$; $\pi^*_{к\Sigma р} = 25{,}6$. При этом БЛА будет иметь крейсерские высоты полёта 16-19 км, что не удовлетворяет предъявляемым к нему требованиям;

– во втором варианте газогенератор необходимо масштабировать в сторону увеличения линейных размеров и расхода воздуха через него ($k_D \approx 1{,}2$; $k_G \approx 1{,}33$). Тогда получаем ТРДД со следующими расчётными параметрами: $P_p = 30{,}1$ кН; $G_{вр} = 163$ кг/с; $m_p = 8{,}37$; $T^*_{гр} = 1552$ К; $\pi^*_{КНДр} = 1{,}44$; $\pi^*_{КВДр} = 17{,}64$; $\pi^*_{к\Sigma р} = 24{,}4$. БЛА с таким двигателем выполнит требования по высоте, но скороподъёмность будет низкая и, как следствие, будет продолжительный участок набора высоты полёта (рис. 4).

Таким образом, расчёты показали, что оба варианта двигателя в составе СУ перспективного высотного БЛА приводят к некоторым ограничениям в его применении, то есть не в полном объёме выполняют предъявляемые к нему требования. Для использования ГГ двигателя ТВ7-117 необходимо снизить задаваемые требования к БЛА по высоте полёта либо продолжительности горизонтального участка программы полёта, в ином случае необходимо разрабатывать двигатель с новым ГГ по варианту ТРДД. При этом все предъявляемые требования к разрабатываемому БЛА будут выполнены в полном объёме, но для создания двигателя по этому варианту потребуется больше времени и материальных средств.

Библиографический список

1. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Слинко М.Б. Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 2-3. С. 66-80.

2. Турбовальный двигатель ТВ7-117В. Эскизный проект Э6В.00.0100. Ч. 2. СПб: ОАО «Климов», 2009. 174 с.

3. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: Физматлит, 2006. 304 с.

4. Егоров И.Н., Тюленев В.П., Павленко В.Ф. Методы непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНИТИ № 2622-В89, 1989.

5. Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Купцов С.В. Проблемы многодисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 1. С. 25-31.

6. Иностранные авиационные двигатели / под ред. Л.И. Сорокина. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2000. 529 с.

7. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

ESTIMATING THE EFFICIENCY OF A BYPASS TURBOJET ENGINE ON THE BASIS OF A SERIAL GAS GENERATOR AS A PART OF THE POWER PLANT OF A HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE

© 2018

Yu. V. Zinenkov Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
zinenkovy@mail.ru

A. V. Lukovnikov Doctor of Science (Engineering),Associate Professor; Head of the Department of Aircraft Engines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
Lukovnikof@mail.ru

A. V. Popov Doctor of Science (Engineering), Associate Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
avpnil@rambler.ru

V. N. Nechaev Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
wladnic@mail.ru

The article presents the results of solving the problem of defining the engineering concept of a power plant with a bypass turbojet engine based on the gas generator of the serial domestic engine TV7 117 developed by the JSC “UEC-Klimov” for an advanced high-altitude unmanned aerial vehicle. The application of this kind of unmanned aerial vehicle is justified, which determines the relevance of the study. The general statement of the problem is given, where the option of the scheme of a bypass turbojet engine with mixing of the contour flows behind the turbine based on the gas generator of the TV7-117 engine is demonstrated and the essence of the solution of the considered problem is revealed. The authors describe the developed method for determining the optimal parameters of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle used in solving the problem. The method includes a universal tool for the calculation and theoretical studies of the system “Aircraft power plant” – a complex mathematical model also constructed by the authors. The vector of the variable parameters of the power plant and unmanned aerial vehicle, as well as the vector of the limited parameters adjustable in the package of constrained and unconstrained multiparametric optimization of IOSO NM 2.0 are presented in the section of the problem statement optimization. In conclusion, special attention is given to the detailed analysis of the results obtained and the conclusions of an advisory nature with a set of characteristics and parameters obtained by calculation for engine options with the original and scaled gas generators of the TV7-117 engine.

Unmanned aerial vehicle; turbojet; gas generator; engineering concept; mathematical modeling; efficiency assessment.

Citation: Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Popov A.V., Nechaev V.N. Estimating the efficiency of a bypass turbojet engine on the basis of a serial gas generator as a part of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-68-79

References

1. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Slinko M.B. Technical shape formation and of estimation of effectiveness of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2016. No. 2-3. P. 66-80. (In Russ.)

2. *Turboval'nyy dvigatel' TV7-117V. Eskiznyy proekt E6V.00.0100. Ch. 2* [Turboshaft engine TV7-117V. Conceptual design E6B.00.0100. Part 2]. SPb: JSC «Klimov» Publ., 2009. 174 p.

3. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoy tekhniki: teoriya i praktika* [Forecasting the development of aeronautical engineering: theory and practice]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2006. 304 p.

4. Egorov I.N., Tyulenev V.P., Pavlenko V.F. Methods of indirect statistical optimization based on self-organization and their use in the optimization tasks of aviation GTE. No. 2622-V89, 1989. (In Russ., unpubished)

5. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptsov S.V. Problems of multidisciplinary optimization of power plants for advanced aerospace systems. *Fundamental'nye i Prikladnye Problemy Kosmonavtiki*. 2000. No. 1. P. 25-31. (In Russ.)

6. Inostrannye aviatsionnye dvigateli / pod red. L.I. Sorokina [Foreign aircraft engines / ed. by L.I. Sorokin]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2000. 529 p.

7. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 448 p.

УДК 621.452.322; 004.942 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-80-92

СХЕМЫ, ПАРАМЕТРЫ, РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС, ХАРАКТЕРИСТИКИ И КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДАЛЬНЕГО ПЕРЕХВАТА

© 2018

А. В. Ковалев доктор технических наук;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
kav-mail@mail.ru

В. Н. Санин доктор физико-математических наук;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
vsan1n@yandex.ru

А. Г. Кривенок кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
krag61@mail.ru

В. В. Короленко кандидат экономических наук, начальник отдела – исследовательского центра;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
vkmts@narod.ru

Представлен анализ перспективных направлений совершенствования конструктивно-компоновочных схем силовых установок современных летательных аппаратов дальнего перехвата, связанных с реализацией возможностей двухконтурных турбореактивных двигателей. Значительные перспективы по улучшению лётно-технических характеристик авиационного комплекса дальнего перехвата открывают исследования силовых установок нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем. Это, в первую очередь, двигатели с изменяемыми параметрами рабочего процесса за счёт более широкого управления элементами проточной части. В двигателях с изменяемыми параметрами осуществляется регулирование элементов проточного тракта – направляющих аппаратов компрессоров, сопловых аппаратов турбин, выходного устройства, камеры сгорания и других элементов. Применяются дополнительные узлы, отключаемые и переключаемые в процессе работы силовой установки (камеры сгорания в наружном контуре, клапаны перепуска, турбовентиляторные приставки), что обеспечивает адаптацию режима работы двигателя к условиям полёта за счёт интегрированной системы управления, приспособленной к возможным отказам и неисправностям. В качестве критерия эффективности целесообразно использовать дальность рубежа перехвата при типовом профиле полёта и обеспечении заданных значений максимальной скорости полёта и высоты. Показано, что расчётные методы, основанные на математическом моделировании, являются эффективным инструментом для обоснования принятия решений по выбору рациональных значений параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей.

Силовая установка; конструктивно-компоновочная схема; параметры рабочего процесса; математическая модель; газовая динамика; лопаточные машины.

Цитирование: Ковалев А.В., Санин В.Н., Кривенок А.Г., Короленко В.В. Схемы, параметры, рабочий процесс, характеристики и конструкция двигателей летательного аппарата дальнего перехвата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 80-92.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-80-92

Для реализации требуемых лётно-технических характеристик перспективный авиационный комплекс дальнего перехвата (ПАК ДП) должен оснащаться высокоэффективной силовой установкой (СУ) рациональной конструктивно-компоновочной схемы с оптимальными параметрами рабочего процесса. С учётом высот и скоростей применения ПАК ДП можно сделать вывод, что по тягово-экономическим и массово-

габаритным показателям для данного типа летательного аппарата (ЛА) наибольшие преимущества обеспечивают двухконтурные турбореактивные двигатели со смешением потоков контуров (ТРДД) [1].

Это связано с тем, что ТРДД позволяют снизить удельный расход топлива за счёт уменьшения потерь энергии с выходной скоростью, а также сохранить требуемую тягу при больших скоростях полёта. Термодинамические процессы, протекающие в конструктивных элементах ТРДД, обеспечивают устойчивую работу СУ во всём эксплуатационном диапазоне, в том числе при воздействии тепловой и газодинамической неравномерности воздушного потока на входе, надёжный запуск двигателя на земле и в полёте.

Кроме того, важным преимуществом ЛА с ТРДД является многорежимность его применения, обусловленная возможностью длительного барражирования ЛА на крейсерском режиме, а также при необходимости выполнения сверхзвукового полёта.

Реализация данных преимуществ осуществляется в первую очередь путём выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса, таких как суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре, температуры газов перед турбиной, степень двухконтурности, а также повышения коэффициентов полезного действия лопаточных машин-компрессоров и турбин, снижения потерь полного давления во входных и выходных устройствах. Совершенствование узлов ТРДД предполагает улучшение условий обтекания лопаток за счёт их оптимального профилирования, повышения запасов газодинамической устойчивости, эффективности охлаждения.

Значительные перспективы по улучшению лётно-технических характеристик ПАК ДП открывают исследования СУ нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем. Это в первую очередь двигатели с изменяемыми параметрами рабочего процесса (ДИП) за счёт более широкого управления элементами проточной части (рис. 1).

В ДИП осуществляется регулирование элементов проточного тракта – направляющих аппаратов компрессоров, сопловых аппаратов турбин, выходного устройства и других элементов. Применяются дополнительные узлы, отключаемые и переключаемые в процессе работы СУ (камеры сгорания в наружном контуре, клапаны перепуска, турбовентиляторные приставки), что обеспечивает адаптацию режима работы двигателя к условиям полёта за счёт интегрированной системы управления, приспособленной к возможным отказам и неисправностям.

Степень двухконтурности таких двигателей изменяется в более широких пределах, чем у обычных турбореактивных двухконтурных двигателей. Многие схемы ДИП допускают переход с режимов работы по схеме турбореактивного двухконтурного двигателя (турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой) на режимы работы турбореактивного двигателя (турбореактивного двигателя с форсажной камерой).

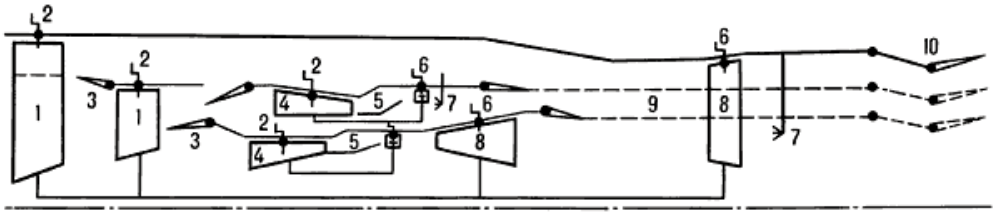


Рис. 1. Принципиальная схема двигателя изменяемого рабочего процесса с регулируемыми элементами:

1 – каскады компрессора низкого давления; 2 – поворотные элементы компрессоров ГТД; 3 – регулируемые створки перепуска контуров ДИП; 4 –каскады компрессора высокого давления; 5 – регулируемая основная камера сгорания; 6 – поворотные элементы каскадов турбин; 7 – регулируемая составная форсажная камера сгорания; 8 – каскады турбины низкого давления; 9 – камера смешения; 10 – регулируемые створки выходного устройства

Схема, показанная на рис. 1, позволяет представить многообразие возможных принципиальных схем ДИП. Эти схемы могут быть созданы на основе исходного газогенератора. ДИП обладают лучшей экономичностью, чем турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой на сверхзвуковых скоростях полёта, при взлёте, разгоне и на дозвуковых скоростях полёта. На дозвуковых скоростях полёта с выключенной форсажной камерой удельный расход топлива близок к удельному расходу топлива в турбореактивном двухконтурном двигателе с форсажной камерой и заметно меньше, чем в турбореактивном двигателе. Однако применение таких схем на практике ограничивается отсутствием реального опыта их проектирования, изготовления и эксплуатации.

Можно выделить следующие конструктивные решения, обеспечивающие максимальное улучшение показателей эффективности ТРДД: широкое применение композиционных материалов, позволяющих реализовать концепцию «неметаллический двигатель»; использование вместо механического отбора энергии от коробки приводов электроприводных агрегатов, позволяющих реализовать концепцию «электрический двигатель»; применение роторных опор, не требующих масляного охлаждения и позволяющих реализовать концепцию «сухой двигатель».

Совершенствование функциональных элементов ТРДД предполагает разработку специальных надроторных устройств в компрессорах и турбинах, позволяющих управлять нестационарными газодинамическими процессами за счёт активных методов воздействия на рабочее тело и, соответственно, обеспечивающих заданные запасы устойчивости и минимальные потери энергии, а также разработку и применение комплексных систем повышения запасов газодинамической устойчивости ТРДД.

В основной и форсажной камерах сгорания силовой установки ПАК ДА реализуются принципиально новые схемы сжигания топлива с использованием различных методов интенсификации горения и управления процессом горения.

Перспективные ТРДД характеризуются высокими значениями параметров рабочего процесса, которые необходимы для реализации требуемых удельных тягово-экономических и массово-габаритных показателей силовой установки. Обеспечить данные параметры возможно только путём разработки рациональной конструктивно-компоновочной схемы ТРДД.

Среди большого количества существующих конструктивно-схемных решений ТРДД для ПАК ДП одной из наиболее перспективных схем является двухроторный двухконтурный двигатель с общей для первого и второго контуров камерой смешения (рис. 2).

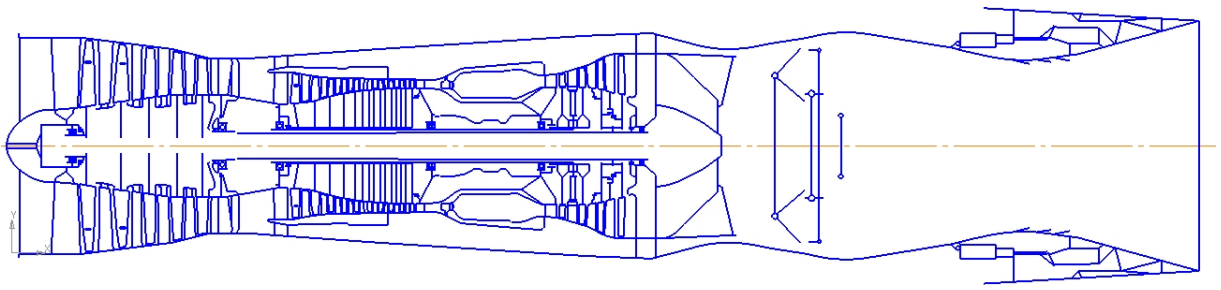


Рис. 2. Конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ для ПАК ДП

Конструктивная схема включает компрессор низкого давления, разделительный корпус, компрессор высокого давления, основную камеру сгорания, турбину высокого давления, турбину низкого давления, камеру смешения, форсажную камеру сгорания и выходное устройство.

В качестве альтернативных вариантов для исследований представляют интерес конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ с подпорными ступенями компрессора низкого давления (КНД) (рис. 3) и трёхвальная схема ТРДДФ, представленная на рис.4.

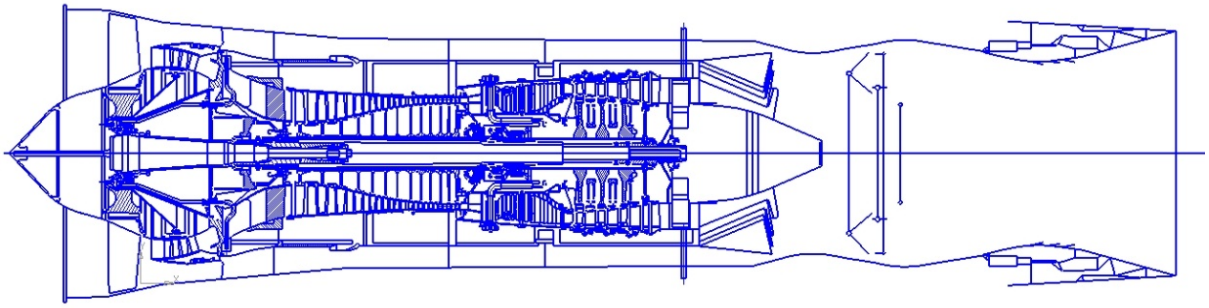


Рис. 3. Конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ с подпорными ступенями КНД

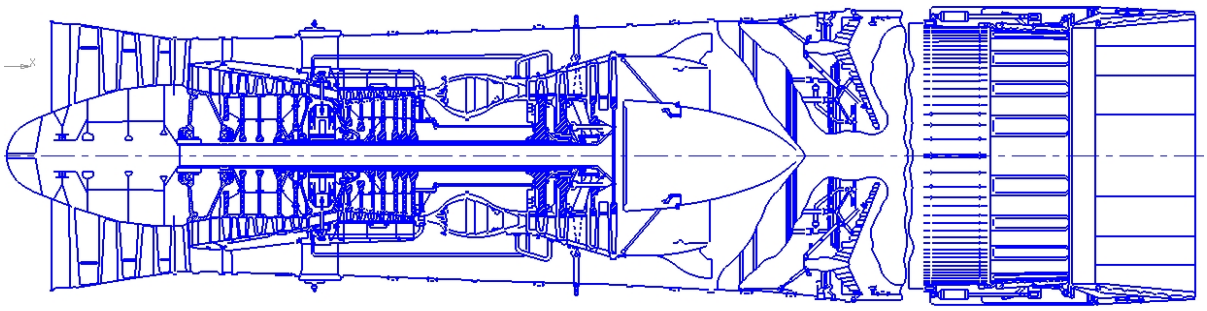


Рис.4. Конструктивно-компоновочная схема трёхвального ТРДДФ

Получить количественные показатели эффективности той или иной конструктивно-компоновочной схемы СУ ПАК ДП возможно путём проведения комплексных исследований перспективных схем газотурбинных двигателей (ГТД) в системе летательного аппарата. В качестве критерия эффективности целесообразно использовать дальность рубежа перехвата при типовом профиле полёта и обеспечении заданных значений максимальной скорости полёта и высоты.

Расчётные методы, основанные на математическом моделировании, являются эффективным инструментом для решения данных задач.

В настоящее время имеется большое количество математических моделей авиационных ГТД, отличающихся друг от друга целями моделирования, диапазоном исследуемых режимов, уровнем детализации термогазодинамических процессов, протекающих в двигателе, и системой принятых допущений. Наиболее широкое распространение получили функциональные математические модели, базирующиеся на алгоритмическом представлении процессов, протекающих в основных элементах ГТД. Такая математическая модель представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений, описывающих работу отдельных модулей двигателя и условия их совместной работы в системе силовой установки. Для решения данной системы уравнений используются соответствующие численные методы с учётом начальных, граничных условий работы и существующих ограничений.

Основной задачей при выполнении расчётов по математической модели двигателя является определение высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки, необходимых для моделирования полёта летательного аппарата по заданному профилю. Первым этапом в решении данной задачи является определение параметров двигателя на максимальном режиме работы, который выбирается в качестве расчётного, поскольку является наиболее напряжённым для всех элементов конструктивно-компоновочной схемы ТРДД.

По заданным исходным данным вычисляется значение полной температуры и полного давления набегающего потока на входе в воздухозаборник с использованием следующих выражений:

$$T_H^* = T_H\left(1+\frac{k-1}{2}M_H^2\right), \quad P_H^* = P_H\left(1+\frac{k-1}{2}M_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где T_H, P_H – статическая температура и статическое давление воздушного потока; k – показатель адиабаты воздуха; M_H – число Маха.

Полная температура и полное давление на входе в компрессор определяются как

$$T_B^* = T_H^*, \quad P_B^* = \sigma_{вх}\cdot P_H^*,$$

где $\sigma_{вх}$ – коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве; $\sigma_{вх} = f\left(M_H\right)$.

Эффективная работа сжатия воздуха в компрессоре низкого давления вычисляется по соотношению:

$$L_{КНД} = \frac{k}{k-1}R_B T_B^*\left(\pi_{КНД}^{*\,\frac{k-1}{k}} - 1\right)\frac{1}{\eta_{КНД}^*},$$

где R_B – газовая постоянная воздушного потока; $\pi^*_{КНД}$ – степень повышения полного давления в КНД; $\eta^*_{КНД}$ – коэффициент полезного действия (КПД) КНД.

Эффективная суммарная работа сжатия воздуха в компрессоре газогенератора вычисляется по соотношению:

$$L_K = \frac{k}{k-1}R_B T_B^*\left(\pi_{K\Sigma}^{*\,\frac{k-1}{k}} - 1\right)\frac{1}{\eta_K^*},$$

где $\pi^*_{K\Sigma}$ – суммарная степень повышения полного давления в компрессоре; η^*_K – КПД компрессора.

Полное давление и температура воздуха за компрессором вычисляются по зависимостям:

$$P_K^* = P_B^*\cdot\pi^*_{K\Sigma};\; T_K^* = T_B^* + \frac{k-1}{k}\cdot\frac{L_K}{R_B}\;.$$

Полное давление газа перед турбиной определяется по формуле:

$$P_{Г}^{*} = P_{K}^{*}\sigma_{КС},$$

где $\sigma_{КС}$ – коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания, учитывающий гидравлические потери и «тепловое сопротивление» камеры сгорания; $\sigma_{КС} = 0{,}96 - 0{,}98$.

Температура газов перед турбиной $T_{Г}^{*}$ задаётся в исходных данных. Учитываются реальные возможности по обеспечению надёжной работы турбины при максимальных температурных нагрузках.

Средняя изобарная теплоёмкость газа в камере сгорания вычисляется по зависимости:

$$C_{P_{СР}} = 878 + 0{,}208\left(T_{Г}^{*} + 0{,}48T_{K}^{*}\right).$$

Относительный расход топлива определяется по соотношению:

$$g_{T} = \frac{C_{P_{СР}}\left(T_{Г}^{*} - T_{K}^{*}\right)}{\eta_{Г} H_{U}},$$

где $\eta_{Г}$ – коэффициент полноты сгорания; H_{U} – низшая теплотворность топлива.

В ТРДД со смешением потоков давление газа за турбиной и давление воздуха, выходящего из наружного контура, должны быть примерно одинаковы:

$$P^{*}{}_{T} \approx P^{*}{}_{КНД} \cdot \sigma_{II},$$

где σ_{II} – коэффициент сохранения полного давления в наружном контуре.

Из этого условия определяется работа расширения газа в турбине:

$$L_{T} = \frac{k_{Г}}{k_{Г} - 1} \cdot R_{Г} \cdot T^{*}{}_{Г}\left[1 - \left(\frac{P^{*}{}_{T}}{P^{*}{}_{Г}}\right)^{\frac{k_{Г}-1}{k_{Г}}}\right] \cdot \eta^{*}{}_{T},$$

где $k_{Г}$ – показатель адиабаты газа; $R_{Г}$ – постоянная газового потока; $P^{*}{}_{T}$ – полное давление газа за турбиной; $P^{*}{}_{Г}$ – полное давление газа перед турбиной; $\eta^{*}{}_{T}$ – КПД турбины.

Степень двухконтурности определяется из условия баланса мощностей турбины, компрессора газогенератора и КНД по соотношению:

$$m = \frac{1}{L_{КНД}}\left[L_{T}\left(1 + g_{T}\right)\left(1 - g_{ОХЛ}\right)\eta_{m} - L_{K}\right],$$

где $g_{ОХЛ}$ – относительный расход воздуха на охлаждение турбины; η_m – механический КПД турбины.

При наличии подпорных ступеней КНД учитывают распределение работы сжатия компрессора между внутренним и наружным контуром.

Полная температура и давление газа за турбиной определяются по формулам:

$$T^*_T = T^*_Г - \frac{k_Г - 1}{k_Г} \cdot \frac{L_T}{R_Г} \; ; \quad P^*_T = P^*_Г \left[1 - \frac{T^*_Г - T^*_T}{T^*_Г \cdot \eta^*_T} \right]^{\frac{k_Г}{k_Г - 1}},$$

где $k_Г$ и $R_Г$ – соответственно показатель адиабаты и газовая постоянная для газа; η^*_T – КПД турбины; $P^*_Г$ – полное давление газа на входе в турбину.

На входе в камеру смешения известны полное давление и полная температура воздуха на выходе из наружного контура ($P^*_{ВСМ} = P^*_{КНД} \cdot \sigma_{П}$; $T^*_{ВСМ} = T^*_{КНД}$), а также параметры газа за турбиной ($P^*_T; T^*_T$).

Температура рабочего тела на выходе из камеры смешения вычисляется по соотношению:

$$T^*_{СМ} = \frac{m \cdot C_{РВ} \cdot T^*_{КНД} + C_{РГ} \cdot T^*_T}{(1+m) \cdot C_{РСМ}},$$

где $C_{РВ}$ – средняя изобарная теплоёмкость воздуха в интервале температур от $T^*_Т$ до $T^*_{СМ}$; $C_{РГ}$ – средняя изобарная теплоёмкость газа; $C_{РСМ}$ – средняя изобарная теплоёмкость смеси, вычисляемая по формуле:

$$C_{РСМ} = \frac{m \cdot C_{РВ} + C_{РГ}}{1+m}.$$

В приближённых расчётах можно принимать:

$$C_{РВ} = 1010 - 1070 \left(\frac{Дж}{кг \; К} \right); \; C_{РГ} = 1100 - 1150 \left(\frac{Дж}{кг \; К} \right).$$

Значение показателя адиабаты $k_{СМ}$ находится между $k_Г$ и k и может быть вычислено по формуле:

$$k_{СМ} = \frac{C_{РСМ}}{C_{VСМ}} = \frac{C_{РСМ}}{C_{РСМ} - R_{СМ}},$$

где $C_{VСМ}$ – средняя изохорная теплоёмкость смеси.

Газовая постоянная смеси R_{CM} имеет значение между $R_Г = 288\left(\frac{Дж}{кг\ К}\right)$ и $R_В = 287{,}3\cdot\left(\frac{Дж}{кг\ К}\right)$, которое определяется по формуле:

$$R_{CM} = \frac{m \cdot R_В + R_Г}{1+m}.$$

Давление рабочего тела на выходе из камеры смешения определяется по приближённой формуле:

$$P^*_{CM} = \sigma_{CM} \cdot \left(P^*_T \cdot P^*_{BCM}\right)^{\frac{1}{1+m}},$$

где σ_{CM} – коэффициент восстановления полного давления при смешении потоков; $\sigma_{CM} = 0{,}975 - 0{,}985$.

Критический перепад давлений вычисляется по соотношению:

$$\pi_{C\,KP} = \left(\frac{k_{CM}+1}{2}\right)^{\frac{k_{CM}}{k_{CM}-1}}.$$

При $\frac{P^*_{CM}}{P_H} > \pi_{C\,KP}$ расширение в реактивном сопле неполное и параметры рабочего тела определяются по следующим формулам:

$$P_{C\,KP} = \frac{P^*_{CM}}{\pi_{C\,KP}} \cdot \sigma_C; \quad C_C = C_{CKP} = \sqrt{\frac{2 \cdot k_{CM}}{k_{CM}+1} \cdot R_{CM} \cdot T^*_{CM}}; \quad T_{C\,KP} = \frac{2}{k_{CM}+1} T^*_{CM},$$

где P_{CKP} – давление на срезе реактивного сопла при критическом перепаде; σ_C – коэффициент восстановления полного давления в выходном устройстве; C_C – скорость газа на срезе реактивного сопла; $T_{C\,KP}$ – критическая температура газового потока на срезе реактивного сопла.

При $\frac{P^*_{CM}}{P_H} < \pi_{C\,KP}$ расширение в реактивном сопле полное и параметры рабочего тела определяются по следующим формулам:

$$P_C = P_H;$$

$$C_C = \varphi_C \sqrt{2\frac{k_{CM}}{k_{CM}-1} R_{CM} T^*_{CM}\left[1 - \left(\frac{P_H}{P^*_{CM}}\right)^{\frac{k_{CM}-1}{k_{CM}}}\right]},$$

$$T_C = T^*_{CM} - \frac{C^2{}_C}{2 \cdot \frac{k_{CM}}{k_{CM}-1} \cdot R_{CM}},$$

где φ_C – коэффициент потери скорости газового потока в реактивном сопле.

Удельная тяга ТРДД со смешением потоков вычисляется согласно выражению:

$$P_{УД\Sigma} = \left(1 + \frac{g_T}{1+m}\right) \cdot C_C - V + \frac{R_{CM} \cdot T_C}{C_C} \cdot \left(1 - \frac{P_H}{P_C}\right).$$

Расход воздуха, удельный расход топлива и внутренний КПД определяется по следующим формулам:

$$G_B = \frac{P}{P_{УД\Sigma}}; \quad C_{УД\Sigma} = \frac{3600 \cdot g_T \cdot (1 - g_{ОХЛ})}{P_{УД\Sigma} \cdot (1+m)}; \quad \eta_в = \frac{P^2_{УД\Sigma}}{2 \cdot g_T \cdot H_U \cdot (1 - g_{ОХЛ})}.$$

Полученные на расчётном режиме работы двигателя термогазодинамические параметры позволяют определить геометрические размеры силовой установки, необходимые для создания требуемой тяги.

Для расчёта дроссельных и высотно-скоростных характеристик двигателя используются полученные экспериментально или с использованием специальных численных методов характеристики каскадов лопаточных машин - компрессоров и турбин.

Наиболее универсальные методики расчёта характеристик компрессоров базируются на решении фундаментальных уравнений газовой динамики: уравнения сохранения массы (неразрывности), уравнения сохранения импульса (Навье-Стокса), уравнения сохранения энергии. Данные методики реализованы в большом количестве научных и коммерческих программ по моделированию течений и расчёту характеристик турбомашин (CFD-коды – ComputationalFluidDynamics или вычислительная гидродинамика).

CFD-коды позволяют осуществлять детальное моделирование течений во всей области межлопаточного канала и получать интегральные характеристики венцов и компрессоров, используя только данные о геометрии объекта исследования и условиях его функционирования.

Основная идея, заложенная в получении характеристик осевого компрессора с использованием CFD-методов, заключается в проведении вычислительного эксперимента (по аналогии с натурным). Параметры потока (давление, температура, компоненты скорости и т.д.) определяются расчётным способом путём решения в узлах расчётной сетки трёхмерных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по числу Рейнольса. Осевой компрессор или ступень разбивают на блоки, в которых строится расчётная сетка, по своей конфигурации совпадающая с некоторым объёмом пространства вокруг одного лопаточного венца. В области расчётной сетки осуществляется численная процедура решения уравнений для чередующихся вращающихся и невращающихся лопаточных венцов. Газодинамическое взаимодействие между такими блоками осуществляется в осреднённой форме по параметрам потока.

Для решения задач газовой динамики в лопаточных машинах авиационных ГТД одним из лучших автоматизированных программных комплексов является NUMECA. Он содержит наиболее современные специализированные физические модели процессов, протекающих в осевых компрессорах и турбинах, а также методы их численного решения. Алгоритмы и законы программы позволяют создавать качественные, строго структурированные расчётные модели течения в лопаточных венцах при минимальных затратах вычислительных ресурсов, таких как время расчёта и объём оперативной памяти.

Метод расчёта течения на базе решения трёхмерных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по числу Рейнольдса (Reynolds-averagedNavier–Stokes (RANS)), развитый

в программном комплексе «NUMECA Fine/Turbo», базируется на методе конечных объёмов со вторым порядком точности.

Технологический процесс применения CFD-кода для расчёта характеристик лопаточных венцов, ступеней и многоступенчатых осевых компрессоров включает следующие этапы:

- предварительная работа с исходными геометрическими данными;
- построение расчётной геометрической модели;
- построение расчётной сетки;
- настройка решателя и выполнение расчёта;
- анализ результатов расчёта.

В работе [2] представлен алгоритм вычислений по основным этапам численного эксперимента, а также результаты проверки достоверности данной методики (рис. 5, 6).

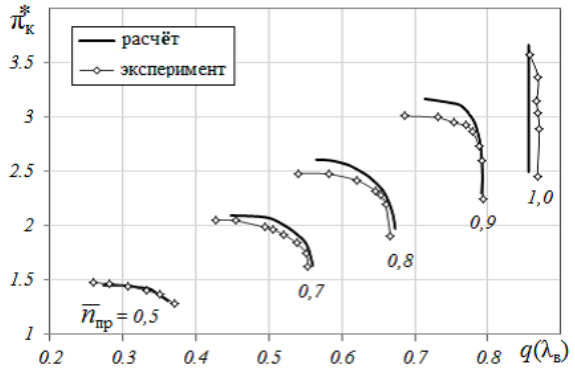


Рис. 5. Сравнение расчётных напорных кривых компрессора с экспериментальными данными

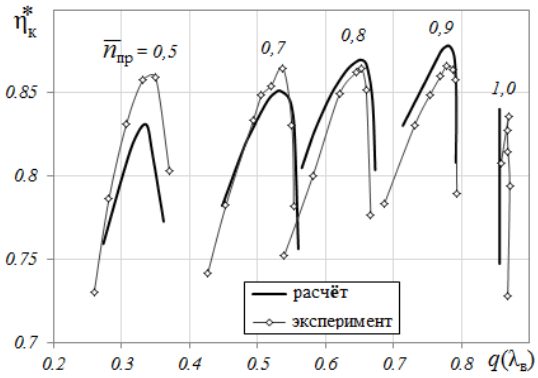


Рис. 6. Сравнение расчётных значений КПД компрессора с экспериментальными данными

В настоящее время разработаны и успешно применяются на практике интегрированные вычислительные комплексы по расчёту высотно-скоростных и дроссельных характеристик авиационных ГТД.

Для проведения исследований конструктивных схем силовых установок ПАК ДП целесообразно использовать программный комплекс UNI_MM, предназначенный для решения широкого круга задач термодинамического анализа турбореактивных двухконтурных двигателей [3].

Данный вычислительный комплекс позволяет с минимальными временными затратами построить достоверную математическую модель ГТД в одномерной постановке, выполнить расчёт по единой методике термодинамических параметров с учётом особенностей процессов, протекающих в двигателе на установившихся и неустановившихся режимах работы. В качестве условий совместной работы элементов задаются балансы расходов воздуха и газа в характерных сечениях проточной части силовой установки, а также балансы мощностей компрессоров и турбин соответствующих роторов ГТД. При расчёте динамических характеристик условия баланса мощностей заменяются дифференциальными уравнениями вращения роторов с учётом нестационарности течения воздуха и газа по тракту двигателя.

Характеристики элементов силовой установки вводятся в аналитическом или табличном виде за счёт возможностей интерфейса программы.

Результаты расчёта высотно-скоростных характеристик рассматриваемых схем ПАК ДП представлены на рис. 7 – 9.

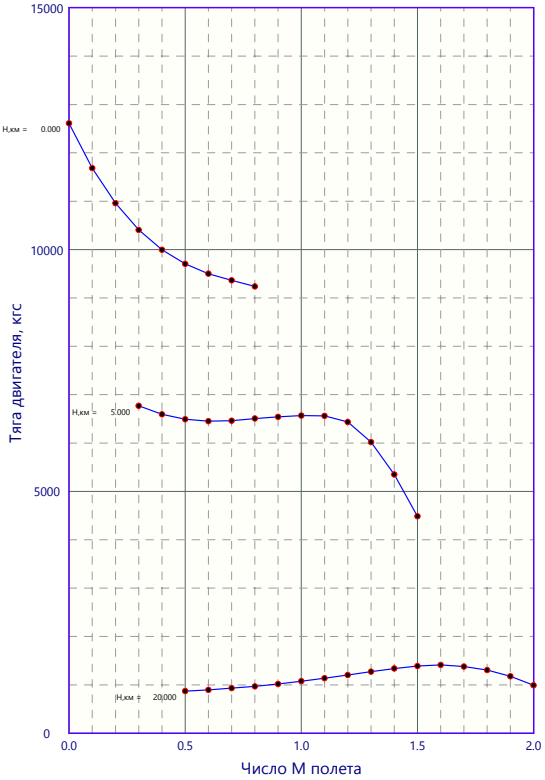


Рис. 7. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 1

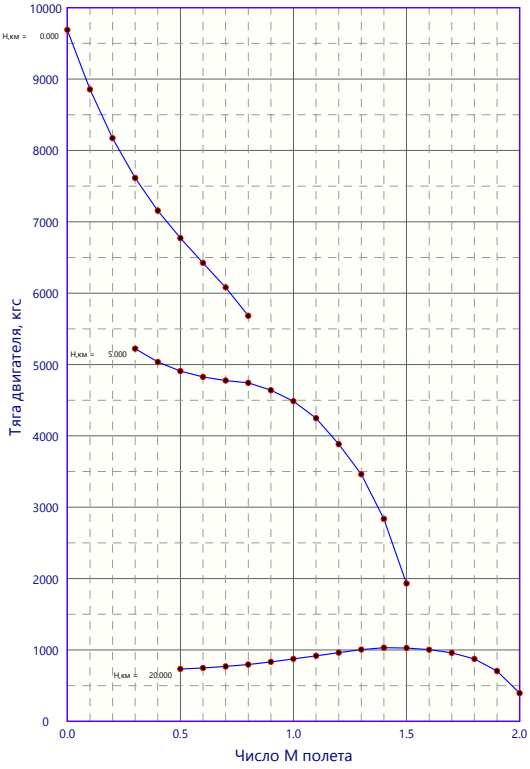


Рис. 8. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 2

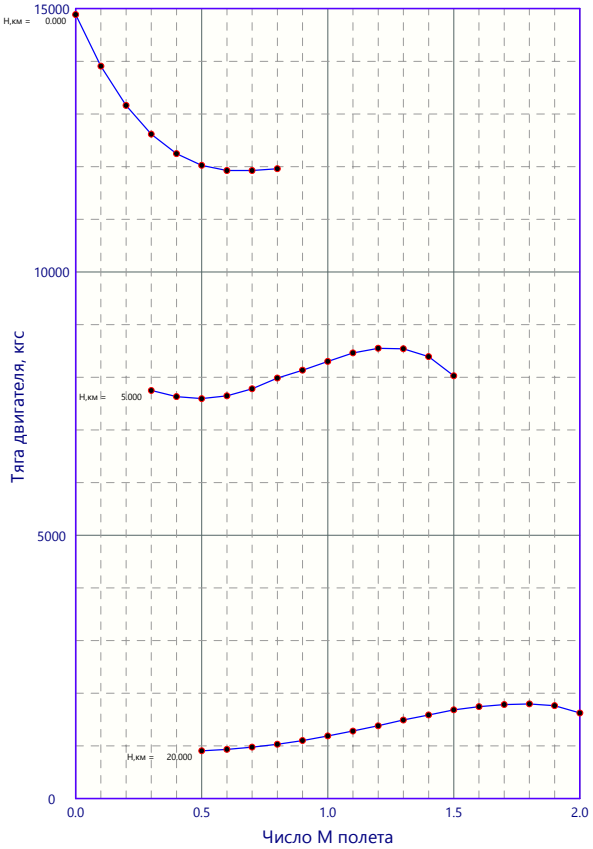


Рис. 9. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 3

По характеру изменения тяги в зависимости от высоты и скорости полёта каждая из рассматриваемых схем имеет свои преимущества и недостатки. Окончательный вывод о наиболее рациональной конструктивно-компоновочной схеме и базовых значениях основных параметров рабочего процесса может быть сформулирован по результатам исследований ТРДД в системе ПАК ДП.

Библиографический список

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: Машиностроение, 1978. 335 с.

2. Абдельвахид М.Б. Методика оценки влияния климатических условий и эрозионного износа на характеристики ТРДДФ. Дис. … канд. техн. наук. Москва, 2014. 175 с.

3. Марчуков Е.В., Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Инюкин А.А. Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчётов турбореактивных двухконтурных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2015. № 2 (15). С. 45-53.

SCHEMES, PARAMETERS, WORK PROCESS, CHARACTERISTICS AND STRUCTURE OF LONG-RANGE INTERCEPTION AIRCRAFT ENGINES

© 2018

A. V. Kovalev Doctor of Science (Engineering);
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
kav-mail@mail.ru

V. N. Sanin Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
vsan1n@yandex.ru

A. G. Krivenok Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
krag61@mail.ru

V. V. Korolenko Candidate of Science (Economic), Head of Department – Research Center;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
vkmts@narod.ru

The article presents an analysis of promising directions of improving the design and layout schemes of power plants of modern long-range interception aircraft, related to the implementation of the capabilities of bypass turbojet engines. Research of power plants of unconventional design-layout schemes opens significant prospects for improving flight performance of the long-range intercept aviation systems. These are primarily engines with variable parameters of the work process due to wider control of the elements in the flow passage. In engines with variable parameters the elements of the flow duct – compressor guide vanes, turbine nozzle guide vanes, the exhaust system, the combustion chamber and other elements are controlled. Additional components are used that can be switched off or over during the operation of the power plant (combustion chambers in the bypass duct, bypass valves, turbofan adapters), which ensures the adaptation of the engine operation mode to the flight conditions due to the integrated control system adapted to possible failures and malfunctions. It is expedient to use the range of the interception line in the case of a typical flight profile and providing the specified values of the maximum flight speed and altitude as a criterion of efficiency. It is shown that the computational methods based on mathematical modeling are an effective tool for justifying the decision-making in choosing rational values of the parameters of the work process of aviation gas turbine engines.

Power plant; design layout; work process parameters; mathematical model; gas dynamics; impeller machines.

Citation: Kovalev A.V., Sanin V.N., Krivenok A.G., Korolenko V.V. Schemes, parameters, work process, characteristics and structure of long-range interception aircraft engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 80-92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-80-92

References

1. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 335 p.

2. Abdel'vakhid M.B. *Metodika otsenki vliyaniya klimaticheskikh usloviy i errozionnogo iznosa na kharakteristiki TRDDF. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methods of assessing the impact of climatic conditions and erosive wear on the characteristics of a reheated double-flow turbofan engine. Thesis for a Candidate Degree in Engineering Science]. Moscow, 2014. 175 p.

3. Marchukov E.V., Leshchenko I.A., Vovk M.Y., Inyukin A.A. Experience of using program UNI_MM for performance thermodynamic calculations of turbojet engines. *Pumps. Turbines. Systems*. 2015. No. 2 (15). P. 45-53. (In Russ.)

УДК 681.532.55+621.4 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-93-102*

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СИНТЕЗА НЕЙРОКОНТРОЛЛЕРА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА

© 2018

А. В. Кузнецов аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
a.v.kuznetsov91@mail.ru

Г. М. Макарьянц доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
georgy.makaryants@gmail.com

Вопросы создания нейросетевых систем управления газотурбинных двигателей с учётом их нелинейной динамики и ограничений по расходу топлива в зависимости от режима работы двигателя остаются малоизученными. Для учёта ограничений по расходу топлива разработан метод модификации рассогласования между фактическим и целевым значением частоты вращения в процессе обучения нейроконтроллера. Проведено обучение двух нейроконтроллеров – один по разработанному методу, второй – без учёта ограничений по расходу топлива. По результатам работы синтезированных систем управления сделаны выводы о динамике переходных процессов и работе двигателя в допустимых пределах. Разработанный метод модификации ошибки обучения нейронной сети позволяет в автоматизированном режиме синтезировать нелинейную систему управления с учётом требований к ограничениям.

Малоразмерный газотурбинный двигатель; нелинейная система управления; ограничение по расходу топлива; нейроконтроллер; синтез.

Цитирование: Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Разработка методики синтеза нейроконтроллера частоты вращения ротора малоразмерного газотурбинного двигателя с учётом ограничений по расходу топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 93-102. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-93-102

Введение

Применение нелинейных регуляторов обеспечивает предсказуемое поведение сложных нелинейных объектов, к которым относятся газотурбинные двигатели (ГТД), и позволяет получить требуемую динамику и точность системы во всём диапазоне режимов работы двигателя [1; 2]. В связи с этим разработка нелинейных систем управления является актуальной задачей в течение последних нескольких десятилетий [3-5]. Наиболее важным аспектом при создании нелинейных систем управления является настройка регулятора на разные режимы работы объекта управления. Кроме того, при управлении газотурбинным двигателем важно не только точно поддерживать регулируемые параметры на установившихся режимах работы, но и обеспечивать требуемую динамику системы на переходных режимах. При управлении двигателем во время переходных процессов обязательным критерием является ограничение по ускорению ротора и ограничение по температуре в камере сгорания. Эти ограничения позволяют защитить компрессор от помпажа, а элементы конструкции камеры и турбины – от прогорания [1; 6–8].

Несмотря на широкое применение линейных регуляторов и регуляторов с корректировкой коэффициентов, при представлении объекта как линейной системы происходит значительное упрощение динамики модели по сравнению с реальным объектом. Это сказывается на возможности спроектировать линейную систему управления, рабо-

тающую на границе устойчивости, так как реальный объект с таким регулятором может иметь непредсказуемое поведение [9]. Использование нейронных сетей в качестве регуляторов, по сравнению с линейными, позволяет сразу получить необходимую динамику нелинейной системы (регулятор-объект) без дополнительной подстройки его коэффициентов в процессе работы. В работах [10-14] производится обучение нейронной сети регулятора по результатам отклика двигателя на управляющий сигнал. Также проводятся исследования по управлению нейронными сетями двигателей с учётом помпажа [15] и требований ко времени переходного процесса [16], исследования по управлению отдельного компрессора с учётом его устойчивости [17] и объектов с неизвестными ограничениями входного сигнала на входе [18]. Однако во всех приведённых исследованиях не рассматриваются вопросы синтеза нейросетевого регулятора ГТД с учётом его ограничений по расходу топлива в зависимости от режима работы двигателя.

Целью работы является синтез нейросетевого регулятора частоты вращения малоразмерного газотурбинного двигателя с учётом ограничений по расходу топлива. Для обучения регулятор подключён к модели объекта. На полученную систему подавалось значение уставки, с которой сравнивалось значение текущей частоты вращения ротора двигателя, рассчитанной в модели. Для учёта ограничений по расходу топлива была разработана методика корректировки ошибки обучения нейроконтроллера.

Разработка метода обучения нейроконтроллера

В качестве объекта выступает модель малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60 SE [19]. В качестве регулятора выступает нейронная сеть прямого распространения с тремя входами и одним выходом. Входами в нейронную сеть являются: ошибка рассогласования между уставкой и текущей частотой вращения ротора, интеграл этой ошибки и само значение уставки. Выходом нейронной сети является значение расхода топлива в двигатель [13].

Нейронная сеть обучается с помощью метода градиентного спуска, расширенного на многослойную сеть – метод обратного распространения ошибки. Процесс обучения можно разделить на два основных этапа – прямое прохождение информации и обратное. Во время первого этапа вычисляются результаты работы всех слоёв сети. Во время второго этапа происходит вычисление отклонения результата вычисления сети (расхода топлива) от целевого значения. Затем определяется, какой вклад в ошибку внёс каждый из весовых коэффициентов. Аналогичным образом вычисляется рассогласование результатов работы нейронов скрытого слоя и далее по цепочке ошибка результатов работы сети распространяется по всем её слоям [20]. Большое влияние на сходимость обучения нейронной сети оказывает скорость обучения. В работе использована адаптивная подстройка скорости обучения для каждого слоя на каждом шаге обучения. Выбор последующего значения скорости обучения вычисляется из условия минимизации ошибки рассогласования [21]. Для вычисления скорости обучения берутся три значения среднеквадратичной ошибки работы сети и три значения скорости обучения на предыдущих шагах вычисления. По этим точкам определяются коэффициенты параболы по методу наименьших квадратов. Затем находится минимум параболы, значение которого является минимальным значением ошибки, являющейся следующим значением скорости обучения:

$$e = k_0 + k_1\alpha + k_2\alpha^2 ,$$

$$E = \begin{bmatrix} e_{t-1} \\ e_{t-2} \\ e_{t-3} \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_{t-1} & \alpha_{t-1}^2 \\ 1 & \alpha_{t-2} & \alpha_{t-2}^2 \\ 1 & \alpha_{t-3} & \alpha_{t-3}^2 \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} k_0 \\ k_1 \\ k_2 \end{bmatrix},$$

$$K = \left(A^T A\right)^{-1} A^T E,$$

$$\frac{de}{d\alpha} = 0 \quad \Rightarrow \quad k_1 + 2k_2\alpha = 0 \quad \Rightarrow \quad \alpha = -\frac{k_1}{2k_2},$$

где e – среднеквадратичное отклонение; k_0, k_1, k_2 – коэффициенты в квадратном уравнении; α – скорость обучения; t – шаг итерации.

Регулятор представляет собой нейронную сеть прямого распространения с одним скрытым слоем (рис. 1). Такая сеть была выбрана из-за возможности аппроксимировать любые зависимости между входом и выходом, варьируя число скрытых нейронов [22]. Схема работы искусственного нейрона приведена на рис. 2 [20].

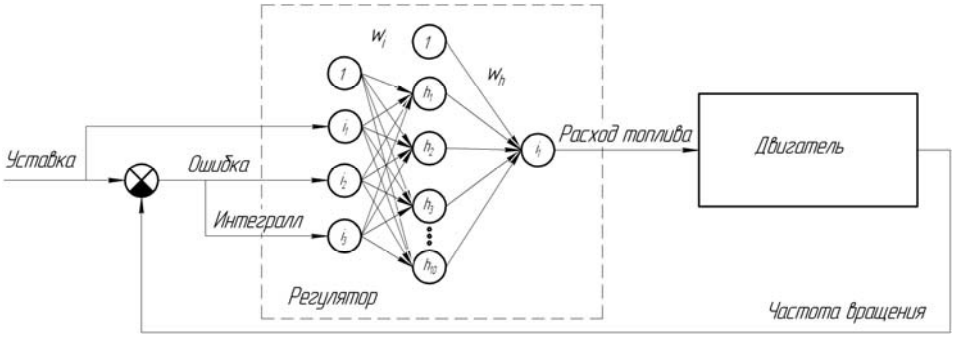


Рис. 1. Схема системы управления с нейросетевым регулятором

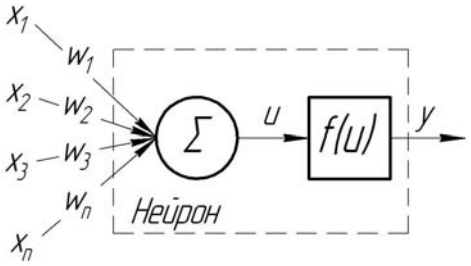


Рис. 2. Схема искусственного нейрона

Нейронная сеть (рис. 1) имеет три входа: ошибка, интеграл ошибки и значение уставки и один выход – расход топлива. Скрытый слой содержит 10 нейронов, число которых варьировалось в процессе создания регулятора для получения заданной точности. Во входной и скрытый слой были добавлены смещения, представляющие собой добавочные нейроны, на которых всегда присутствует значение, равное 1. Нейроны входного, скрытого и выходного слоёв соединены матрицами весовых коэффициентов, где w_i – матрица весовых коэффициентов за входным слоем, а w_h – за скрытым (рис. 1). В первоначальный момент времени эти матрицы инициализируются случайными числами из интервала от –0,5 до 0,5, а затем в процессе обучения значения в матрицах подбираются так, чтобы выходное значение нейронной сети максимально соответствовало целевому значению. Для расчёта результата работы каждого слоя нейрон-

ной сети необходимо последовательно умножать вектор значений предыдущего слоя на матрицу весов, начиная со скрытого слоя (так как входной слой является сенсорным и он представляет собой те значения, которые поступают на вход сети). Полученный в результате матричного умножения вектор u (рис. 2) используется для вычисления функции активации нейрона $f(u)$. При моделировании нейроконтроллера использовалась сигмоидальная функция активации.

Для корректировки значений весов необходимо знать, насколько вычисленное в нейронной сети значение отличается от требуемого. Для обучения нейроконтроллера невозможно напрямую построить переходный процесс со всеми ограничениями по выходным параметрам. Поэтому была разработана схема вычисления ошибки рассогласования без непосредственного построения переходных процессов системы (рис. 3).

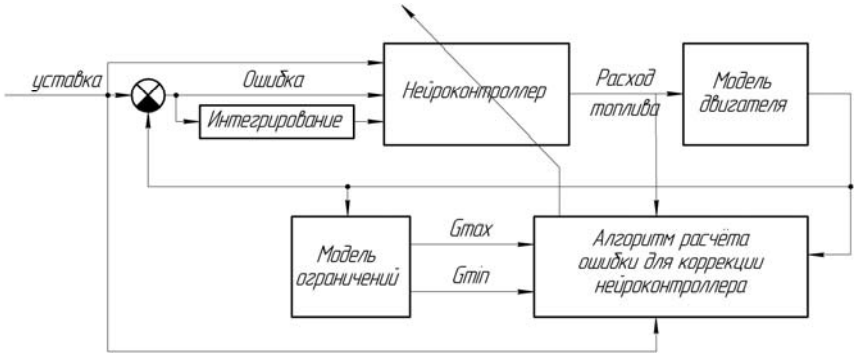


Рис. 3. Схема обучения нейроконтроллера

На схеме, приведённой на рис. 3, в каждый момент времени производится вычисление верхнего $G_{\max}$ и нижнего $G_{\min}$ допустимого значения расхода топлива и значения расхода топлива на установившемся режиме для текущего значения частоты вращения ротора. Ограничения берутся из динамической характеристики двигателя (рис. 4). Верхнее ограничение соответствует максимально допустимому ускорению ротора двигателя, при котором сохраняется устойчивая работа компрессора и не возникает недопустимого заброса температуры в камере сгорания. Нижнее ограничение соответствует поддержанию устойчивого процесса горения в камере сгорания.

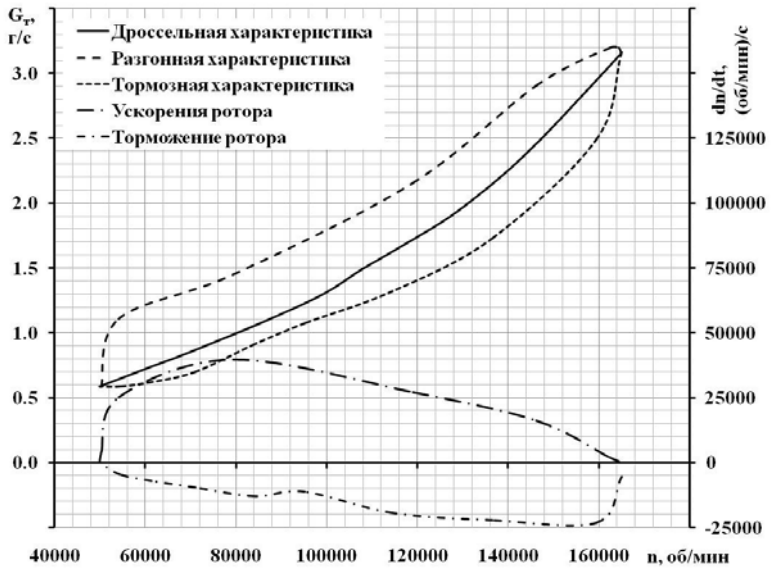


Рис. 4. Динамическая характеристика двигателя

Для первоначального приближения переходного процесса двигателя к допустимым по ограничениям значениям производилась модификация значений уставки по схеме, представленной на рис. 5.

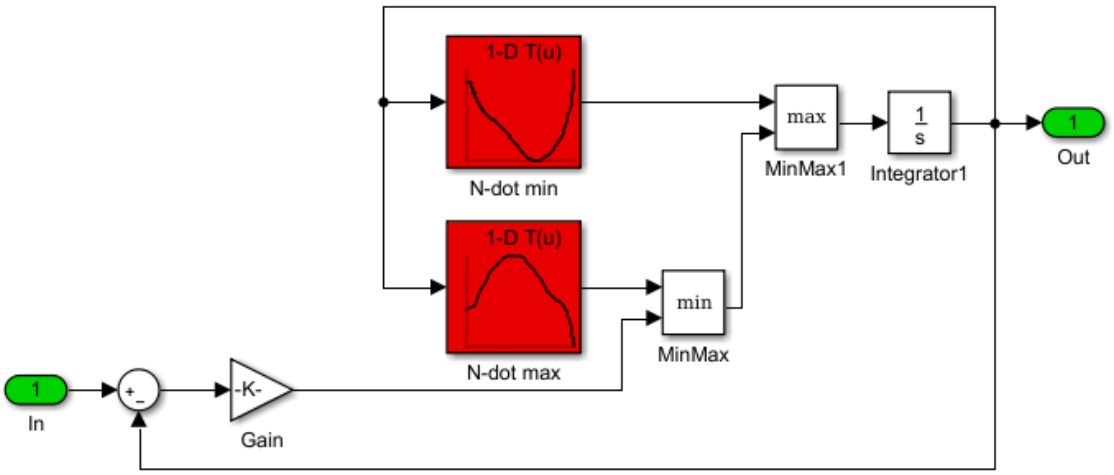


Рис. 5. Модификация значений уставки

Представленная на рис. 5 схема работает следующим образом. В интеграторе (Integrator1) в первоначальный момент времени задано значение частоты вращения ротора двигателя на режиме малого газа, а на вход (In) подаётся значение уставки. Разница между входом и выходом (Out), разделённым на шаг дискретизации системы в блоке Gain, представляет собой значение ускорения, которое нужно подать на интегратор, чтобы за один шаг по времени привести его значение к значению уставки. Полученное значение ускорения ограничивается максимально допустимыми для двигателя ускорениями сверху (N-dot max) и снизу (N-dot min), которые взяты из динамической характеристики двигателя. Результатом работы системы является приближенный к допустимому переходный процесс, который затем используется как значение уставки для алгоритма обучения нейронной сети регулятора. При этом сам регулятор использует первоначальное немодифицированное значение уставки.

Вычисление текущей ошибки рассогласования проводится на основании расположения в данный момент величины расхода топлива относительно его верхнего и нижнего значения. Если расход топлива лежит в допустимых пределах, то величина рассогласования остаётся неизменной и равной разности между уставкой и текущим значением частоты вращения, вычисленным в модели двигателя. Если значение расхода топлива больше максимально допустимого для данной частоты вращения, то алгоритм рассчитывает ошибку исходя из того, насколько было превышено допустимое значение:

$$err = err_n + \frac{G - G_{mean}}{G_{\max} - G_{mean}} \left| err_n \right|,$$

$$err_n = n_t - n_f ,$$

$$G_{mean} = \frac{G_{\max} + G_{\min}}{2},$$

где err – значение рассогласования для обучения нейронной сети; err_n – значение рассогласования между уставкой и фактической частотой вращения; n_t – уставка; n_f – фактическая частота вращения; G – текущий расход топлива.

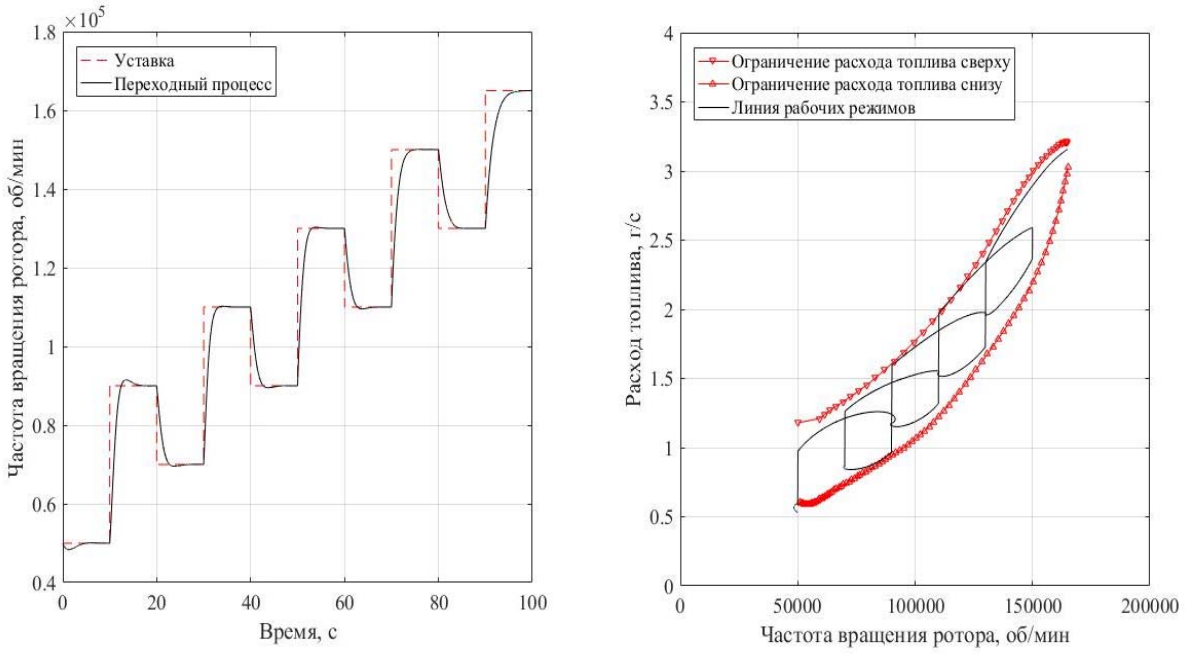
Если расход топлива меньше минимально допустимого, то рассогласование вычисляется по формуле:

$$err = err_n - \frac{G_{mean} - G}{G_{mean} - G_{\min}} \left| err_n \right| .$$

Обучение нейронной сети проводится циклически – сначала производится симуляция схемы, представленной на рис. 3. На следующем шаге производится коррекция весов на основе результатов работы блока алгоритма расчёта ошибок. Затем симуляция повторяется. Цикл заканчивается, когда среднеквадратичное значение ошибки станет меньше либо равным установленному значению.

Результаты моделирования

По результатам моделирования были получены графики переходных процессов и динамической характеристики двигателя с линией рабочих режимов (рис. 6).



а *б*

Рис. 6. Результат работы нейроконтроллера, обученного с учётом ограничений: а – график переходных процессов; б – динамическая характеристика двигателя

На рис. 6, *а* показано, что на установившихся режимах работы отсутствует статическая ошибка регулирования, при этом линии рабочих режимов двигателя (рис. 6, *б*) лежат в пределах допустимых значений по расходу топлива.

При обучении нейроконтроллера без учёта ограничений по расходу топлива были получены отрицательные значения расхода топлива на выходе регулятора. Поэтому обучение нейронной сети регулятора непосредственно на значении уставки не гарантирует обеспечение работы двигателя в области допустимых значений по расходу топлива.

Заключение

Разработанный метод позволяет синтезировать системы управления газотурбинных двигателей при помощи нейронных сетей, учитывающих ограничение по расходу топлива и нелинейную характеристику двигателя. Полученные результаты могут быть применимы для создания нейроконтроллеров двигателей различной тяги.

Библиографический список

1. Link C.J., Jack D.M. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. 397 p.

2. Евсюков В.Н. Нелинейные системы автоматического управления: учебное пособие для студентов вузов. Оренбург: ГОУ ОГУ, 2007. 172 с.

3. Чернодуб А.Н., Дзюба Д.А. Обзор методов нейроуправления // Проблемы программирования. 2011. № 2. С. 79-94.

4. Isermann R. Perspectives of automatic control // Control Engineering Practice. 2011. V. 19, Iss. 12. P. 1399-1407. DOI: 10.1016/j.conengprac.2011.08.004

5. Tao G. Multivariable adaptive control: A survey // Automatica. 2014. V. 50, Iss. 11. P. 2737-2764. DOI: 10.1016/j.automatica.2014.10.015

6. Wang X., Zhao J., Xi-M. S. Overshoot-free acceleration of aero-engines: An energy-based switching control method // Control Engineering Practice. 2016. V. 47. P. 28-36. DOI: 10.1016/j.conengprac.2015.12.007

7. Xiaofeng L., Jing S., Yiwen Q., Ye Y. Design for aircraft engine multi-objective controllers with switching characteristics // Chinese Journal of Aeronautics. 2014. V. 27, Iss. 5. P. 1097-1110. DOI: 10.1016/j.cja.2014.08.002

8. Agüero J.L., Beroqui M.C., Pasquo H.D. Gas turbine control. Modifications for: Availability and limitation of spinning reserve and limitation of non-desired unloading. 2002. 8 p.

9. Филлипс Ч., Харбор Р. Системы управления с обратной связью. М.: Лаборатория знаний, 2001. 616 с.

10. Nabney I.T., Cressy D.C. Neural network control of a gas turbine // Neural Computing and Applications. 1996. V. 4, Iss. 4. P. 198-208. DOI: 10.1007/BF01413818

11. Vasilyev V.I., Valeyev S.S., Shilonosov A.A. Design of neurocontroller for gas-turbine engine multi-mode control // Proceedings of the 8th International Conference on Neural Information Processing (ICONIP-2001) (Shanghai, Nov. 14-18, 2001). V. 2. P. 746-750.

12. Mu J., Rees D. Approximate model predictive control for gas turbine engines // Proceedings of the 2004 American Control Conference. 2004. V. 6. P. 5704-5709. DOI: 10.23919/acc.2004.1384765

13. Васильев В.И., Идрисов И.И. Алгоритмы проектирования и анализа устойчивости интеллектуальной системы управления ГТД // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2008. Т. 11, № 1. С. 34-42.

14. Bazazzadeh M., Badihi H., Shahriari A. Gas turbine engine control design using fuzzy logic and neural networks // International Journal of Aerospace Engineering. 2011. V. 2011. DOI: 10.1155/2011/156796

15. Васильев В.И., Валеев С.С. Проектирование интеллектуальных систем управления ГТД на основе принципа минимальной сложности // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2007. Т. 9, № 2. С. 32-41.

16. Sartori M.A., Antsaklis P.J. Implementations of learning control systems using neural networks // IEEE Control Systems Magazine. 1992. V. 12, Iss. 2. P. 49-57. DOI: 10.1109/37.126853

17. Jokar A., Zomorodian R., Ghofrani M.G., Khodaparast P. Active control of surge in centrifugal compressors using a brain emotional learning-based intelligent controller // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science. 2015. V. 230, Iss. 16. P. 2828-2839. DOI: 10.1177/0954406215602281

18. Gao W., Selmic R.R. Neural network control of a class of nonlinear systems with actuator saturation // Proceedings of the 2004 American Control Conference. 2004. V. 3. P. 2569-2574. DOI: 10.23919/acc.2004.1383852

19. Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74

20. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. 1104 с.

21. Осовский С. Нейронные сети для обработки информации. М.: Финансы и статистика, 2004. 344 с.

22. Cybenko G. Approximation by superpositions of a sigmoidal function // Mathematics of Control, Signals, and Systems. 1989. V. 2, Iss. 4. P. 303-314. DOI: 0.1007/bf02551274

DEVELOPMENT OF A PROCEDURE FOR THE SYNTHESIS OF A MICRO GAS TURBINE ENGINE NEURAL CONTROLLER WITH ACCOUNT FOR FUEL CONSUMPTION CONSTRAINTS

© 2018

A. V. Kuznetsov Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
a.v.kuznetsov91@mail.ru

G. M. Makaryants Doctor of Science (Engineering), Assistant Professor, Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
georgy.makaryants@gmail.com

Neural networks are often used to model dynamic processes in objects and to synthesize their control systems. However, their application in real systems is now rather limited due to insufficient research into the process of creating control systems. The issues of creating neural network control systems for gas turbine engines, taking into account both their nonlinear dynamics and the fuel consumption constraints depending on the engine operating mode, remain practically unexplored. To take into account the fuel consumption constraints, a method was developed for modifying the misalignment between the actual and target RPM values during the training of the neural controller. The resulting neural controller is characterized by implicit fuel consumption constraints and non-linear dynamics of the engine itself. The developed method for modifying the neural network training error allows one to synthesize a nonlinear control system, taking into account the requirements for limitations in the automatic mode.

Micro gas turbine engine; non-linear control system; fuel consumption constraints; neural controller; synthesis.

Citation: Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Development of a procedure for the synthesis of a micro gas turbine engine neural controller with account for fuel consumption constraints. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 93-102. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-93-102

References

1. Link C.J., Jack D.M. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. 397 p.

2. Evsyukov V.N. *Nelineynye sistemy avtomaticheskogo upravleniya: uchebnoe posobie dlya studentov vuzov* [Nonlinear automatic control systems: manual for university students]. Orenburg: GOU OGU Publ., 2007. 172 p.

3. Chernodub A.N., Dzyuba D.A. A review of methods of neuro management. *Problems in Programming*. 2011. No. 2. P. 79-94. (In Russ.)

4. Isermann R. Perspectives of automatic control. *Control Engineering Practice*. 2011. V. 19, Iss. 12. P. 1399-1407. DOI: 10.1016/j.conengprac.2011.08.004

5. Tao G. Multivariable adaptive control: A survey. *Automatica*. 2014. V. 50, Iss.11. P. 2737-2764. DOI: 10.1016/j.automatica.2014.10.015

6. Wang X., Zhao J., Xi-M. S. Overshoot-free acceleration of aero-engines: An energy-based switching control method. *Control Engineering Practice*. 2016. V. 47. P. 28-36. DOI: 10.1016/j.conengprac.2015.12.007

7. Xiaofeng L., Jing S., Yiwen Q., Ye Y. Design for aircraft engine multi-objective controllers with switching characteristics. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2014. V. 27, Iss. 5. P. 1097-1110. DOI: 10.1016/j.cja.2014.08.002

8. Agüero J.L., Beroqui M.C., Pasquo H.D. Gas turbine control. Modifications for: Availability and limitation of spinning reserve and limitation of non-desired unloading. 2002. 8 p.

9. Phillips Ch.L., Harbor R.D. Feedback Control systems. New Jersey: Prentice Hall, 2000. 664 p.

10. Nabney I.T., Cressy D.C. Neural network control of a gas turbine. *Neural Computing and Applications*. 1996. V. 4, Iss. 4. P. 198-208. DOI: 10.1007/BF01413818

11. Vasilyev V.I., Valeyev S.S., Shilonosov A.A. Design of neurocontroller for gas-turbine engine multi-mode control. *Proceedings of the 8th International Conference on Neural Information Processing (ICONIP-2001) (Shanghai, Nov. 14-18, 2001)*. V. 2. P. 746-750.

12. Mu J., Rees D. Approximate model predictive control for gas turbine engines. Proceedings of the 2004 American Control Conference. 2004. V. 6. P. 5704-5709. DOI: 10.23919/acc.2004.1384765

13. Vasilyev V.I., Idrisov I.I. Algorithms of design and analysis of intelligent gas-tubine engine (GTE) control system. *Vestnik UGATU*. 2008. V. 11, no. 1. P. 34-42. (In Russ.)

14. Bazazzadeh M., Badihi H., Shahriari A. Gas turbine engine control design using fuzzy logic and neural networks. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2011. V. 2011. DOI: 10.1155/2011/156796

15. Vasilyev V.I., Valeyev S.S. Design of intelligent control systems of gas-turbine engine on the basis of minimal complexity principle. *Vestnik UGATU*. 2007. V. 9, no. 2. P. 32-41. (In Russ.)

16. Sartori M.A., Antsaklis P.J. Implementations of learning control systems using neural networks. *IEEE Control Systems Magazine*. 1992. V. 12, Iss. 2. P. 49-57. DOI: 10.1109/37.126853

17. Jokar A., Zomorodian R., Ghofrani M.G., Khodaparast P. Active control of surge in centrifugal compressors using a brain emotional learning-based intelligent controller. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2015. V. 230, Iss.16. P. 2828-2839. DOI: 10.1177/0954406215602281

18. Gao W., Selmic R.R. Neural network control of a class of nonlinear systems with actuator saturation. *Proceedings of the 2004 American Control Conference*. 2004. V. 3. P. 2569-2574. DOI: 10.23919/acc.2004.1383852

19. Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Micro gas turbine engine imitation model. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no 2. P. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74. (In Russ.)

20. Haykin S. Neural networks. New Jersey: Prentice Hall, 1999. 896 p.

21. Osowski S. Sieci neuronowe do przetwarzania informacji. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2000. 325 p.

22. Cybenko G. Approximation by superpositions of a sigmoidal function. *Mathematics of Control, Signals, and Systems*. 1989. V. 2, Iss. 4. P. 303-314. DOI: 0.1007/bf02551274

УДК 621.454 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-103-115*

К ВОПРОСУ ВЫБОРА СХЕМЫ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2018

В. В. Рыжков кандидат технических наук, руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
ke_src@ssau.ru

И. И. Морозов младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
ke_src@ssau.ru

Представлены результаты сравнения расчётных данных по энергетическим параметрам рабочего процесса двигателей и тепловому состоянию конструкции, полученных для ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе, использующих различные схемы смесеобразования. Анализ эффективности организации рабочего процесса проведён на основе картин распределения температур продуктов сгорания в поперечных сечениях камер сгорания, эпюр температур, их значений в области стенки камеры двигателя и удельного импульса тяги. Показано, что выбранный инструментарий достаточно полно характеризует эффективность рабочего процесса, реализуемого при различных схемах смесеобразования в двигателях, и позволяет оценить качество той или иной схемы. Получено, что по большинству используемых параметров и дополнительных критериев оценки эффективности схемы смесеобразования для ракетных двигателей малой тяги предпочтение следует отдать схеме, реализующей в камере закрученный коаксиальный многокаскадный поток компонентов газообразного топлива.

Ракетные двигатели малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; схема смесеобразования; расчётные параметры рабочего процесса; распределения температуры продуктов сгорания; удельный импульс тяги.

Цитирование: Рыжков В.В., Морозов И.И. К вопросу выбора схемы смесеобразования ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 103-115. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-103-115

Одной из ключевых проблем при создании эффективных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) для систем управления космических аппаратов (КА) различного целевого назначения, разгонных блоков (РБ) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ) нового поколения является выбор основных технических решений и определяющих параметров, формирующих проектный облик разрабатываемых РДМТ, динамические, энергетические характеристики и тепловое состояние конструкции.

При проектировании ракетных двигателей малой тяги фирмы-разработчики часто применяют метод «от прототипа». В большинстве случаев это оправдано, поскольку существует возможность использовать отлаженное производство, технологии, стендовую базу и др. В совокупности поставленные перед разработчиками цели могут быть достигнуты.

Однако в случае технической реализации принципиально новых двигателей (к которым относятся РДМТ на топливе $H_{2Г}+O_{2Г}$) решение проблем, в частности смесеобразования, требует иных подходов, привлечения современных компьютерных техноло-

гий проектирования, специализированных программных продуктов и соответствующих баз знаний.

Процессы, протекающие в камерах сгорания РДМТ, достаточно сложны. Организация высокоэффективного рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги базируется на современных достижениях термогазодинамики, тепломассообмена, горения, химической кинетики и других фундаментальных наук.

С учётом того, что возможности экспериментальных методов исследования параметров в объёме камеры ограничены (из-за высоких температур, химической активности, многокомпонентности, переменности состава продуктов сгорания различных топлив и других факторов), достоверную информацию о совершенстве внурикамерных процессов можно получить лишь по интегральным экспериментальным параметрам, определённым в результате натурных испытаний.

Чтобы снизить временные, материальные и финансовые затраты на разработку РДМТ в целом, представляется целесообразным использовать специализированные методы, модели и технологии, создающие основу для принятия обоснованных конструктивных решений на начальных этапах проектирования, когда формируется облик двигателя и закладываются его основные параметры.

Для этой цели в работе используется компьютерная среда ANSYS CFX, в которой разработана математическая модель, учитывающая реальные процессы смешения газообразных компонентов топлива в камере сгорания двигателя.

Практически все значимые потери удельного импульса тяги РДМТ можно свести к минимуму на этапе проектирования ракетного двигателя малой тяги, выбора рациональной схемы смесеобразования с учётом, в том числе, размещения элементов тепловой защиты изделия.

Создание эффективных и надёжных РДМТ на топливе $H_{2Г}+O_{2Г}$, несмотря на кажущуюся простоту организации рабочего процесса по сравнению с ЖРДМТ, представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу. Это обусловлено рядом причин, одной из которых является проблема смесеобразования в условиях малой размерности РДМТ (малых объёмов камер сгорания); необходимостью одновременно решать задачу эффективного воспламенения компонентов топлива и обеспечения тепловой защиты двигателей.

Апробация различных способов организации рабочего процесса в двигателях на газообразных компонентах топлива, проведённая в одинаковых условиях, позволит выявить наиболее перспективные из них.

По подходам к организации смесеобразования топливных композиций типа газ + газ целесообразно рассмотреть ряд схем:

схема 1 – на основе взаимодействия коаксиальных закрученных потоков «Г» и «О», выполненных в несколько каскадов [1];

схема 2 – столкновения осесимметричных газовых потоков «Г» и «О», направленных от оси двигателя к периферии и от периферии к оси под некоторым углом [2];

схема 3 – взаимодействия потоков, истекающих из центробежных двухкомпонентных (однокомпонентных окислительных) газовых форсунок, размещённых равномерно в окружном направлении, и центральной форсунки горючего [2];

схема 4 – смешения газов посредством подачи «Г» и «О» по схеме «струя в сносящем потоке» [3];

схема 5 – формирование смеси газообразных «Г» и «О» в головке двигателя в специальных ячейках [4] и некоторые другие.

Перечисленные схемы имеют понятные ограничения в случае применения в двигателях различной размерности, но с точки зрения достижения максимальных прогнозных значений коэффициентов полноты сгорания топлива в камере ($\varphi_к$) и удельного

импульса тяги (φ_I) имеет смысл оценить их потенциальные возможности и в дальнейшем ориентироваться на эти результаты при создании РДМТ для новых объектов РКТ.

Эту задачу удобно решать на моделях ракетных двигателей малой тяги $P \sim 100$ Н.

В обеспечение технологии расчёта параметров и характеристик РДМТ необходимо создать трёхмерные электронные модели исследуемых двигателей и импортировать эти модели в среду ANSYS CFX для получения результатов.

Исходные данные, необходимые для расчёта:

- тяга РДМТ ~ 100 Н;
- компоненты ракетного топлива – газообразные кислород и водород;
- массовое соотношение компонентов топлива – $k_m = 5{,}0$ (8,0);
- расход окислителя (кислорода) – $\dot{m}_0 = 20$ г/с (21,33 г/с);
- расход горючего (водорода) – $\dot{m}_г = 4{,}0$ г/с (2,67 г/с);
- расход топлива – $\dot{m}_\Sigma = 24{,}0$ г/с;
- давление в камере сгорания – $p_к \le 1{,}0$ МПа;
- приведённая длина камеры сгорания – $L_* \ge 0{,}4$ м;
- диаметр камеры сгорания – $d_к = 24$ мм;
- диаметр минимального сечения сопла – $d_* = 10$ мм;
- диаметр среза сопла – $d_c = 160$ мм;
- геометрическая степень расширения сопла – $\overline{F}_c = 250$;
- допустимая температура стенки – $T_{ст}^{доп} \le 2000$°С.

Проектный облик РДМТ дополняют: электроискровая система зажигания и специальное воспламенительное устройство, способ обеспечения тепловой защиты двигателей в виде газовых завес [5] и быстродействующие электропневмоклапаны подачи газообразных компонентов топлива в камеру изделия, поскольку двигатели в основном работают в импульсном режиме.

Характерными особенностями РДМТ, выполненного по схеме 1, на основе взаимодействия коаксиальных закрученных многокаскадных потоков горючего и окислителя [6] являются: организация смешения компонентов в высокотурбулентной среде – следствие течения закрученных потоков; возможность варьирования числом каскадов, а значит и размерностью двигателей малой тяги; сочетание организации горения в камере, воспламенения и охлаждения стенок конструкции на основе свойств закрученных течений.

В исследуемом РДМТ, с учётом принятых геометрических соотношений, совершенство рабочего процесса можно оценить по результатам, приведённым на рис. 1, где показано распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении цилиндрического участка камеры двигателя в виде картины распределения и эпюры $T_{пс}^* = f\left(r_к\right)$.

Видна характерная для этого способа смешения газообразных компонентов топлива неравномерность распределения температуры в поперечном сечении камеры. Если в пристенной области это связано с необходимостью снижения температуры продуктов сгорания до величин $T_{пс} \le T_{ст}^{доп}$, в периферийной области температура соответствует практически предельной для топливной композиции $H_{2Г}+O_{2Г}$, то в центральной части камеры необходимо интенсифицировать процесс смешения компонентов топлива. В принятой схеме двигателя это возможно путём либо увеличения приведённой длины

камеры сгорания либо перераспределением компонентов топлива между каскадами, что является более предпочтительным.

К преимуществам рассматриваемой схемы, в которую изначально заложены две газовые завесы, направленные, в том числе, на обеспечение заданного теплового состояния конструкции, в области головки РДМТ и в конце цилиндрического участка камеры сгорания, следует отнести и то обстоятельство, что в расчётах (в удельном импульсе тяги) уже учтено это распределение компонентов и при возможном перераспределении горючего это незначительно скажется на полученных результатах. Таким образом, сама схема является устойчивой к предполагаемым изменениям.

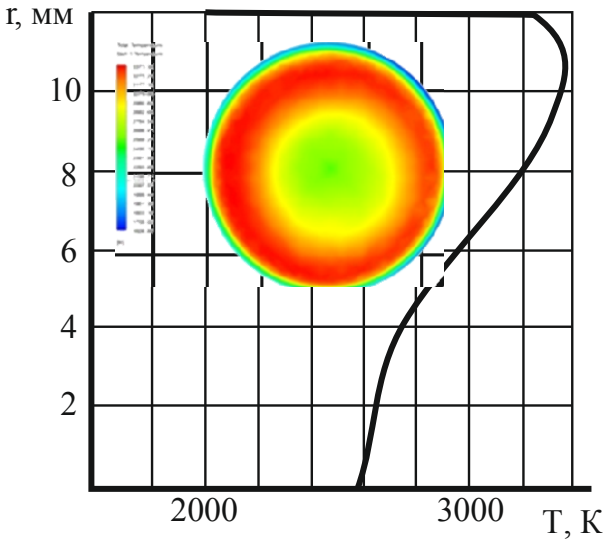


Рис. 1. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры РДМТ 100 (схема 1)

На рис. 2 представлена картина распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры двигателя на каркасной модели РДМТ для оценки теплового состояния конструкции.

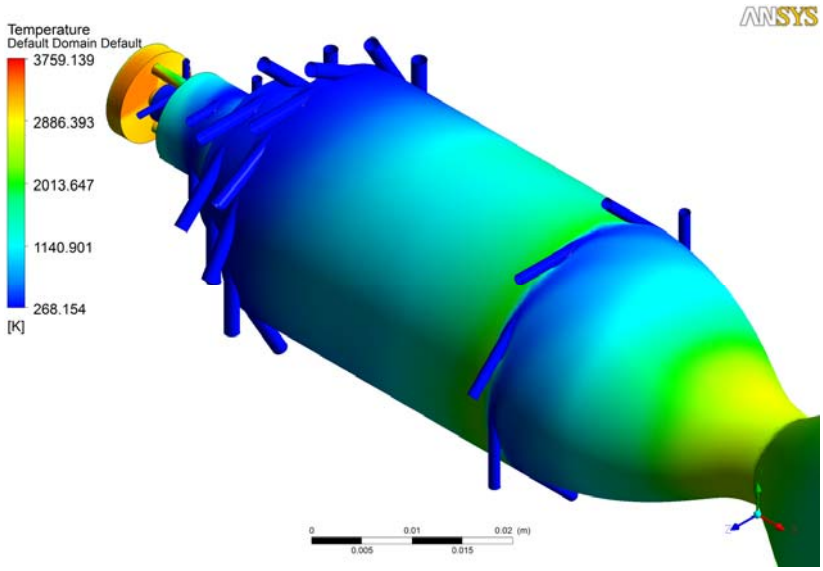


Рис. 2. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 1)

Картину распределения температуры продуктов сгорания вдоль камеры сгорания и сопла ракетного двигателя малой тяги характеризуют области повышенной температуры перед завесой в конце цилиндрического участка камеры сгорания и далее вдоль сопла. Максимальный уровень температуры в основной области течения не превышает величины порядка $T \sim 2000$ К. Это означает, что при использовании конструкционного материала с допустимой температурой стенки $T_{ст}^{доп} \geq 2000$ К будут выполнены условия обеспечения ресурса работы РДМТ в непрерывном режиме.

Удельный импульс тяги РДМТ при этом составляет $I_y^и \sim 4280$ м/с ($\varphi_y \sim 0{,}875$).

Смесеобразование газообразных горючего и окислителя в двигателе по схеме 2 организовано таким образом, что взаимодействие под некоторым углом потоков водорода, истекающего из центробежной форсунки «Г», направленного от оси к периферии, и кислорода, истекающего из щели, направленной к оси двигателя [7], обеспечивают эффективность процесса за счёт существенной разницы в импульсе потоков «Г» и «О», а также равномерности распределения компонентов топлива в окружном направлении. Причём суммарный вектор потока после взаимодействия направлен вдоль оси двигателя (либо в сторону к оси двигателя), формируя центральную область сечения камеры сгорания составом топлива, близким к оптимальному. Учитывая, что охлаждение РДМТ от смесительной головки двигателя обеспечивается закрученным потоком водорода, то он, взаимодействуя с потоком кислорода, наполняет и пристенную область составом топлива по k_m, близким к величинам, учитывающим возможности материала стенки камеры РДМТ.

Сказанное иллюстрируется результатами расчёта, представленными на рис. 3.

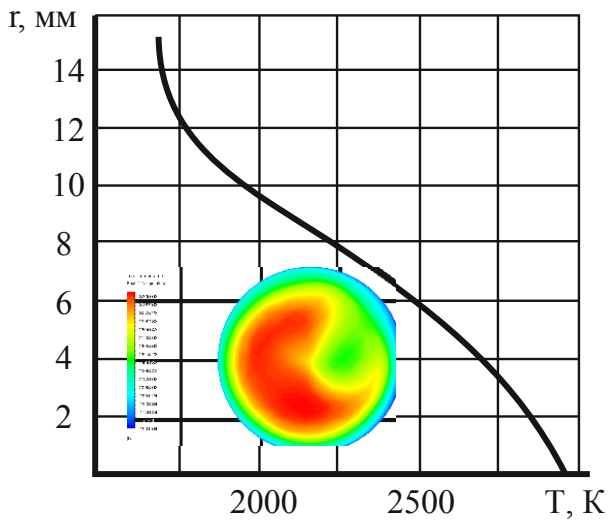


Рис. 3. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 2)

Отметим неравномерность температуры в камере сгорания РДМТ (схема 2), которая сохраняется и далее по потоку. Зарегистрированная неравномерность параметров продуктов сгорания при полной осесимметричности, заложенной в схеме смесеобразования двигателя, связана с неравномерным распределением «Г» и «О» в окружном направлении из-за точечного подвода топлива в коллекторы двигателя.

В случае распределённого подвода компонентов в соответствующие коллекторы РДМТ положение может быть принципиально изменено.

Для оценки эффективности процесса смесеобразования отметим, что в пределах камеры сгорания от начального до конечного сечений имеет место выравнивание температуры в центральной приосевой области течения, что положительным образом влияет на энергетические параметры двигателя.

Количественная информация о температуре продуктов сгорания в камере сгорания в виде зависимости $T^* = f(r)$ представлена на рис. 3.

Видно, что в центральной области камеры в конце её цилиндрической части температура близка к предельной для газообразного топлива «водород + кислород» и используемого соотношения компонентов.

Снижение T^* в периферийной и пристенной областях обусловлено возможностями используемого конструкционного материала.

Более наглядно это подтверждается результатами, представленными на рис. 4, где показано, что температура продуктов сгорания в области стенки РДМТ не превышает 2000° С.

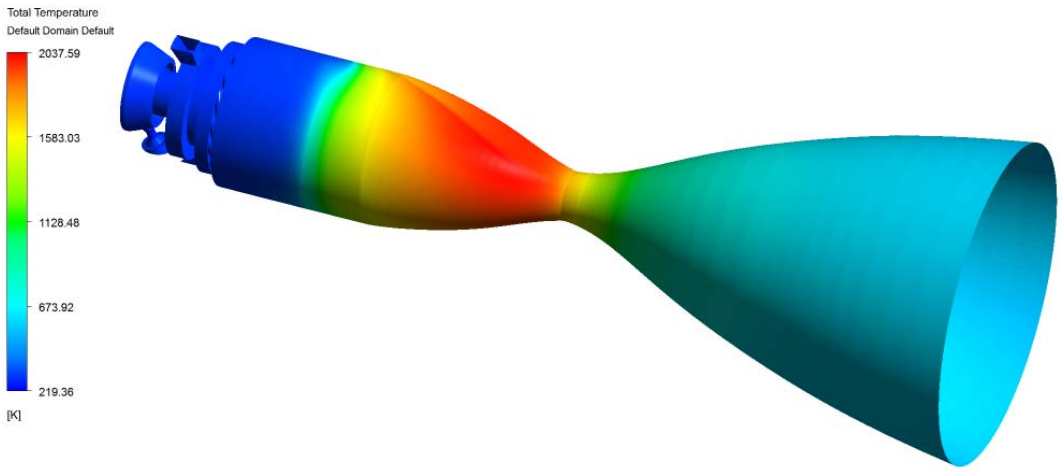


Рис. 4. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 2)

Наиболее теплонапряжённые участки РДМТ этой схемы – конфузорная часть сопла Лаваля и область минимального сечения сопла.

Несмотря на зарегистрированную в расчётном исследовании неравномерность распределения компонентов топлива в поперечном сечении камеры ожидаемое значение удельного импульса тяги для РДМТ 100 (схема 2) составляет $I_y^{\text{и}} \sim 4200$ м/с ($\varphi_y \sim 0{,}86$).

Представляет интерес рассмотрение схемы РДМТ близкой к классической (схема 3), основанной на взаимодействии факелов двухкомпонентных (однокомпонентных) центробежных газовых форсунок, расположенных равномерно в окружном направлении в головке ракетного двигателя малой тяги и центральной центробежной форсунки горючего [8].

Пристенок в двигателе организован с помощью тангенциальных каналов газообразного горючего в плоскости смесительной головки РДМТ.

Несмотря на предсказуемую окружную неравномерность массового соотношения компонентов топлива (температуры торможения) в начальном поперечном сечении камеры двигателя за счёт эффективного взаимодействия потоков, истекающих из пери-

ферийных двухкомпонентных газовых форсунок, между собой и с потоком центральной форсунки горючего, а также пристенной газовой завесой в пределах камеры сгорания двигателя ожидается наполнение эпюры температуры продуктов сгорания до приемлемого уровня равномерности и величины.

На рис. 5 представлены результаты расчёта параметров рабочего процесса РДМТ, которые подтвердили предположение об относительно равномерном распределении температуры в основной области камеры сгорания ($T^* \leq 3350$ К) за исключением пристенной, где $T^* \leq 1000$ К.

О тепловом состоянии конструкции РДМТ 100 (схема 3) можно судить по результатам, представленным на рис. 6, где показана картина распределения расчётной температуры продуктов сгорания вдоль тракта двигателя.

Полученные результаты позволяют увидеть наличие теплонапряжённой области, примыкающей к минимальному сечению сопла со стороны камеры сгорания.

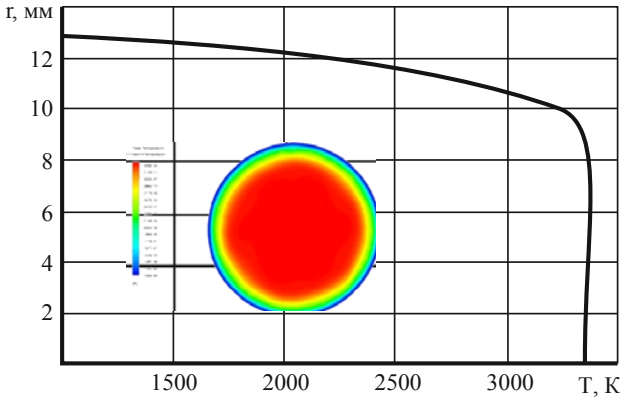


Рис. 5. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 3)

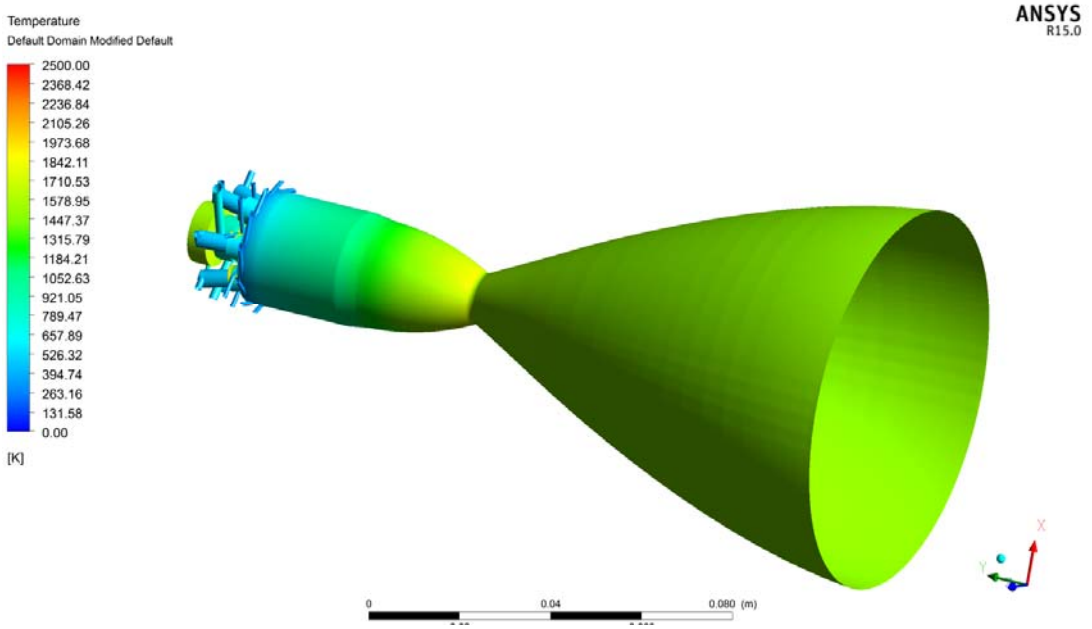


Рис. 6. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 3)

Но уровень температуры в этой области не превышает 1800 К, что существенно ниже заданной допустимой температуры стенки камеры РДМТ $T_{ст}^{доп} \sim 2000°C$.

Значение удельного импульса тяги при приведённой длине $L_* \sim 0{,}4$ м и геометрической степени расширения сопла $\overline{F}_c = 250$ составляет $I_y^и \sim 4200$ м/с ($\varphi_y \sim 0{,}86$).

Отличительная особенность двигателя (схема 4) – смешение компонентов газообразного топлива на известном принципе «струя в сносящем потоке» [9].

Конструктивно это реализовано в виде двух коаксиальных каналов, причём струя «Г» подаётся на вход в общий канал смешения, туда же подаётся и «О» из кругового коллектора вокруг канала «Г».

После смешения в шести описанных элементах компоненты подаются радиально в предкамеру РДМТ, где происходит их вторичное смешение перед поступлением в камеру сгорания. Тепловое состояние конструкции обеспечивается газовой завесой от плоскости головки двигателя.

Эффективность такого способа организации смешения газообразных компонентов топлива определена расчётным методом, результаты представлены на рис. 7 в виде картины и эпюры распределения полной температуры продуктов сгорания в характерном поперечном сечении камеры сгорания РДМТ.

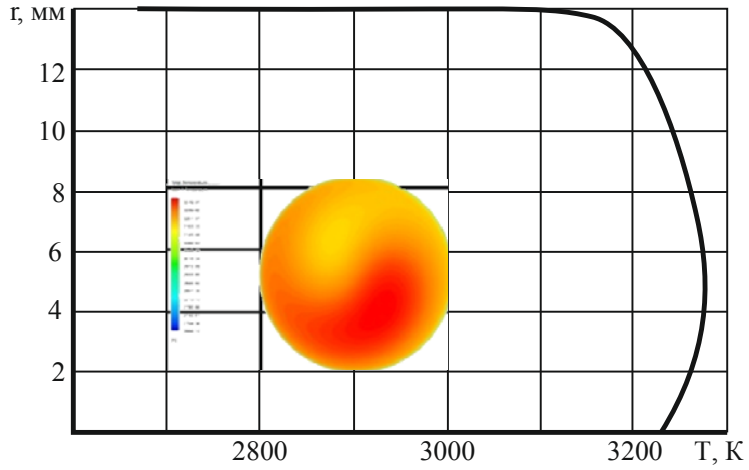


Рис. 7. Распределение температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100 (схема 4)

Можно видеть достаточно равномерное поле температуры продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания с незначительным снижением $T_{пс}^*$ в области оси двигателя и более существенное снижение температуры продуктов сгорания в пристенной области камеры по всему её периметру и длине. Но без дополнительных средств тепловой защиты конструкции двигателя, например в виде газовой завесы перед соплом, температура рабочего тела вблизи стенки камеры превышает допустимую температуру $T_{ст}^{доп}$ на величину $\Delta T_{пс}^* \sim 500$К.

Очевидно, необходимы конструктивные изменения в РДМТ 100 (схема 4) в части приведения теплового состояния двигателя в соответствие с возможностями конструкционных материалов.

Более наглядно это иллюстрируется на рис. 8, где представлены результаты расчёта распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ.

Отметим, что параметры двигателя, полученные расчётным путём, составляют: максимальная температура продуктов сгорания в области стенки $T_{пс} \sim 2500$ К, удельный импульс двигателя $I_y^n \sim 4540$ м/с ($\varphi_y \sim 0{,}92$).

После проведения перераспределения газообразного горючего на цели защиты камеры и, таким образом, снижения его доли в ядре потока, ожидается снижение удельного импульса тяги до величины $I_y^n \sim 4300$ м/с при температуре $T_{пс}^{ст} \le 2000$ К.

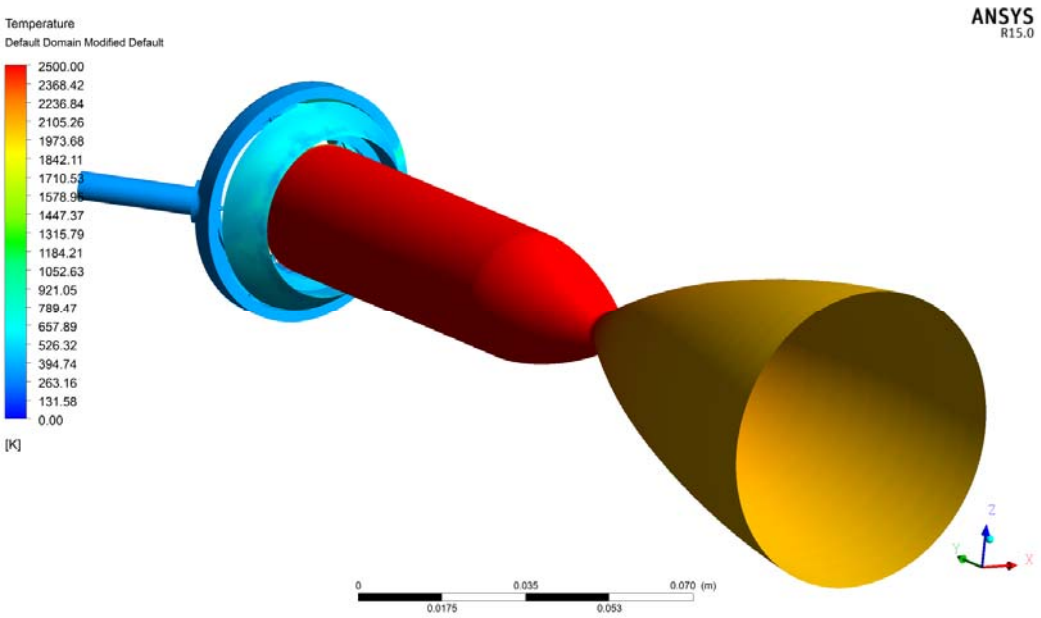


Рис. 8. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 (схема 4)

Представляет интерес оценка эффективности смесеобразования газообразных компонентов (схема 5), в которой в головке РДМТ формируются ячейки, образованные пересекающимися прямоугольными каналами горючего и окислителя [10] (аналог – наложенные гофрированные листы со скосом один относительно другого). При этом образуются области (ячейки), в которые компоненты поступают с различными скоростями как по величине, так и по направлению, интенсивно смешиваются и далее по своим каналам подаются в предкамеру двигателя перпендикулярно его оси.

На результативность смешения оказывают влияние значения скорости компонентов на входе в ячейку, разница скоростей и угол их взаимодействия, геометрия собственно ячейки смешения, свойства компонентов и некоторые другие факторы.

Результаты расчёта параметров рабочего процесса РДМТ, разработанного по схеме 5, имеет достаточно близкие значения с РДМТ (схема 4) как в части распределения температуры продуктов сгорания в поперечном сечении камеры сгорания (рис. 7), так и в области стенки камеры двигателя (рис. 8). На результаты оказывает влияние, кроме применения в сравниваемых случаях принципа внутреннего смешения компонентов газообразного топлива, последующая подача частично смешанных компонентов сначала в предкамеру РДМТ, а затем в камеру сгорания двигателя. Тем не менее, смесеобразование $H_{2Г}$+$O_{2Г}$ по схеме 5 также характеризуется сравнительно равномерным распределением температуры продуктов сгорания в поперечном сечении камеры (в конеч-

ном сечении цилиндрического её участка) в приосевой области и значительным снижением в области пристенка двигателя.

В обеспечение теплового состояния конструкции (схема 5) следует либо организовать дополнительную газовую завесу горючими в конце камеры сгорания, либо использовать конструкционный материал с допустимой температурой стенки более высокой, чем принятая в работе ($T_{ст}^{ст} \geq 2500°$ С).

Для удобства сравнения эффективности рассмотренных схем смесеобразования РДМТ 100 сведём данные расчётов в таблицу.

Таблица. Значения удельного импульса тяги РДМТ 100 с различными схемами смесеобразования

Схема смесеобразования / Параметр	Схема 1	Схема 2	Схема 3	Схема 4	Схема 5
I_y^n, м/с	4280	4200	4200	4300	4350

Результаты, представленные в таблице, приведены к геометрической степени расширения сопла – $\overline{F}_a = 250$, приведённой длине камеры сгорания – $L_* \sim 0{,}4$ м, максимальной температуре продуктов сгорания в области стенки конструкции двигателя – $T_{пс}^{ст} \leq 2000°$ С.

После приведения к единым условиям сравнения по критерию максимального удельного импульса тяги РДМТ 100 с различными схемами смесеобразования можно выстроить следующую последовательность: РДМТ 100 (схема 4), (схема 5), РДМТ 100 (схема 1), РДМТ 100 (схемы 2, 3).

Поскольку между максимальным значением удельного импульса тяги в этой последовательности и минимальным его значением разница составляет величину порядка $\Delta I_y^n \sim 150$ м/с ($\leq \pm 1{,}75\%$), то можно считать, что эффективность рабочего процесса близка для всех рассмотренных схем.

Оценить разницу экспериментальным способом, как наиболее достоверным, не представляется возможным, поскольку точность определения удельного импульса тяги, как правило, составляет ± 2%.

Поэтому воспользуемся другими критериями, важными для создания РДМТ.

Известно, что двигатели с форсунками внутреннего смешения (РДМТ 100 (схема 4, схема 5)) менее надёжны и требуют для отработки рабочего процесса существенно большего времени, особенно если учесть необходимость работы РДМТ в импульсном режиме.

Следовательно несмотря на то, что РДМТ с этой схемой смесеобразования имеет максимальный расчётный удельный импульс тяги, при выборе схемы двигателя предпочтение должно быть отдано другим схемам, например, с форсунками внешнего смешения. РДМТ (схема 2, схема 3), в которых рабочий процесс организован такого типа форсуночными элементами, имеет ограничения по критерию обеспечения теплового состояния конструкции, поскольку газовая завеса расположена в плоскости днища форсуночной головки и требует для выполнения своей функции достаточно большого расхода горючего на цели охлаждения двигателя. Эти схемы РДМТ перспективно исполь-

зовать при более высоких, чем в настоящее время, допустимых температурах стенки двигателей $T_{ст}^{доп} \geq 2500°$ С.

С точки зрения управления рабочим процессом РДМТ наиболее универсальной является схема 1, которая позволяет, кроме процессов в камере сгорания, достаточно просто, используя принцип циркуляции топливной смеси в области искрового разряда свечи зажигания, организовать процесс воспламенения, основываясь на свойствах закрученных потоков. На эффективность рабочего процесса в камере сгорания можно влиять через высокотурбулентную среду, меняя интенсивность закрутки рабочего тела и геометрические соотношения каскадов, организующих закрученное течение в камере.

Поддержанию допустимого теплового состояния конструкции при современных материалах способствует газовая завеса, выполненная в двух уровнях: от смесительной головки и перед соплом Лаваля.

Таким образом, исходя из рассмотренных в работе критериев, важных при создании РДМТ на газообразных компонентах $H_{2Г}+O_{2Г}$, в дальнейшем целесообразно ориентироваться на РДМТ 100 (схема 1), в который заложены не полностью реализованные потенциальные возможности в области совершенствования рабочего процесса в камере сгорания и обеспечения теплового состояния конструкции двигателя.

Библиографический список

1. Гупта А., Лили Д., Сайред Н. Закрученные потоки. М.: Мир, 1987. 588 с.

2. ГОСТ 21980-76. Форсунки центробежные газовые с тангенциальным входом. Номенклатура основных параметров и методы расчёта. М.: Издательство стандартов, 1976. 22 с.

3. Палатник И.Б., Темирбаев Д.Ж. Закономерности распространения осесимметричной воздушной струи в сносящем однородном потоке // В книге: «Проблемы теплоэнергетики и прикладной теплофизики». Вып. 4. Алма-Ата: Наука, 1967. С. 68-82.

4. Говард С.П. Характеристики теплопередачи и гидравлического сопротивления теплообменных поверхностей со скошенными каналами и поверхностей из стеклокерамики // Труды американского общества инженеров-механиков. Серия А: энергетические машины и установки. 1967. Т. 89, № 1. С. 85-101.

5. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.

6. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокаскадной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде: патент РФ № 2615883; опубл. 11.04.2017; бюл. № 11.

7. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразных водороде и кислороде со щелевой форсункой: патент РФ № 2624419; опубл. 03.07.2017; бюл. № 19.

8. Градов В.Н., Гуляев Ю.И., Рыжков В.В. Водородно-кислородный ракетный двигатель малой тяги: патент РФ № 2623610; опубл. 28.06.2017; бюл. № 19.

9. Градов В.Н., Гуляев Ю.И., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с форсунками типа струя в сносящем потоке: патент РФ № 2641785; опубл. 22.01.2018, бюл. № 3.

10. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги на газообразном водороде и кислороде с предварительным смешением компонентов в смесительной головке: патент РФ № 2648040; опубл. 21.03.2018, бюл. № 2.

CHOOSING THE MIXING PATTERN FOR OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES

© 2018

V. V. Ryzhkov Candidate of Science (Engineering), Head of the Research Center of Space Power; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

I. I. Morozov Junior Researcher, Research Center of Space Power; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

The article presents the results of comparison of computation data on the energy parameters of the working process of engines and the thermal condition of the structure obtained for low-thrust rocket engines fueled by gaseous oxygen-hydrogen, using various schemes of mixture formation. The analysis of the efficiency of the working process is carried out on the basis of the patterns of distribution of combustion products temperature in the cross sections of combustion chambers, temperature diagrams, their values in the area of the engine chamber wall and the specific thrust impulse. It is shown that the chosen tools fully characterize the efficiency of the working process implemented in various schemes of mixing in engines and make it possible to assess the quality of a particular scheme. It was found that for most of the parameters used and additional criteria for evaluating the efficiency of the mixture formation scheme for low-thrust rocket engines, the scheme implementing a rotational coaxial multistage flow of gaseous fuel components in the chamber is preferable.

Low-thrust rocket engines; gaseous oxygen-hydrogen fuel; mixing pattern; design parameters of the working process; combustion products temperature distribution; specific thrust impulse.

Citation: Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Choosing the mixing pattern for oxygen-hydrogen low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 103-115.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-103-115

References

1. Gupta A.K., Lilley L.G., Syred N. Swirl flows. Tunbridge Wells: Abacus Press, 1984. 475 p.

2. GOST 21980-76. Gas centrifugal burners with tangential iniet basic indexes nomenklature and methods of computation. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1976. 22 p.

3. Palatnik I.B., Temirbaev D.Zh. Zakonomernosti rasprostraneniya osesimmetrichnoy vozdushnoy strui v snosyashchem odnorodnom potoke. *V knige: «Problemy teploenergetiki i prikladnoy teplofiziki»*. Iss. 4. Alma-Ata: Nauka Publ., 1967. P. 68-82. (In Russ.)

4. Howard S.P. Characteristics of heat transfer and hydraulic resistance of heat exchange surfaces with beveled channels and surfaces made of glass mica ceramics. *Transactions of the ASME. Series A*. 1967. V. 89, no. 1. P. 85-101.

5. Volchkov E.P. *Pristennye gazovye zavesy* [Near-wall gas film]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239 p.

6. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi (RDMT) s mnogokaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with a multistage combustion chamber]. Patent RF, no. 2615883, 2017. (Publ. 11.04.2017, bull. no. 11)

7. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznykh vodorode i kislorode so shchelevoy forsunkoy* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with a slit injector]. Patent RF, no. 2624419, 2017. (Publ. 03.07.2017, bull. no. 19)

8. Gradov V.N., Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V. *Vodorodno-kislorodnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine]. Patent RF, no. 2623610, 2017. (Publ. 28.06.2017, bull. no. 19).

9. Gradov V.N., Gulyaev Yu.I., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s forsunkami tipa struya v snosyashchem potoke* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with injectors of the jet type in the cross flow]. Patent RF, no. 2641785, 2018. (Publ. 22.01.2018, bull. no. 3)

10. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi na gazoobraznom vodorode i kislorode s predvaritel'nym smesheniem komponentov v smesitel'noy golovke* [Hydrogen-oxygen low-thrust rocket engine with premixing in the mixing head]. Patent RF, no. 2648040, 2018. (Publ. 21.03.2018, bull. no. 2)

УДК 629.7.014 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-116-126*

МЕТОДИКА И МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К БОЕВОМУ САМОЛЁТУ С УЧЁТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО ЖИВУЧЕСТИ И ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ

© 2018

А. Н. Сажин кандидат технических наук, заместитель начальника кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
72_sazhin1981@mail.ru

Д. В. Ковальчук бортовой авиационный техник (вертолёта) авиационной эскадрильи испытаний и отработки бортовых средств РЭБ;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
kovalchuck.dima@mail.ru

В. Н. Колодежнов доктор технических наук, профессор;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
kvn117@mail.ru

В. А. Малышев доктор технических наук, профессор;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
vamalyshev@list.ru

Р. Р. Шатовкин доктор технических наук;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
Shatovkin@yandex.ru

Обосновывается необходимость создания комплекса математических моделей функционирования боевого самолёта в условиях воздействия средств поражения для разрешения возможной несогласованности его лётно-тактических свойств и эксплуатационных характеристик. Представлена разработанная схема методики оценки воздействия средств поражения по самолёту, позволяющая производить обоснование конструктивно-компоновочных и схемных решений по обеспечению боевой живучести, исследование и анализ повреждаемости элементов планера при различных условиях встречи средства поражения и самолёта, в том числе и на ранних стадиях проектирования. Изложены принципы, положенные в разработку математических моделей по формированию пространственно-геометрической структуры самолёта на основании его трёхмерной твёрдотельной компоновки, имитации подрыва боевой части средства поражения с формированием поля поражающих элементов, накрытия самолёта поражающими элементами с определением фактов их попадания. Методика позволяет производить многократное статистическое моделирование процесса воздействия типовых средств поражения по самолёту с оценкой характеристик боевой повреждаемости конструкций планера. Рассчитываются индивидуальные кинематические характеристики каждого поражающего элемента из состава боевой части средства поражения при встрече с элементами конструкции самолёта с учётом массовых и аэродинамических сил. Приведены примеры работы разработанных математических моделей.

Боевая живучесть; повреждаемость; средства поражения; поражающий элемент.

Цитирование: Сажин А.Н., Ковальчук Д.В., Колодежнов В.Н., Малышев В.А., Шатовкин Р.Р. Методика и математические модели для обоснования требований к боевому самолёту с учётом обеспечения его живучести и повреждаемости при воздействии средств поражения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 116-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-116-126

Введение

Современный боевой самолёт, наделённый высокими техническими и лётно-тактическими характеристиками, подтверждёнными в процессе проведения лётных испытаний, в течение жизненного цикла попадает в условия боевого применения при воздействии различных средств поражения (СП) противника. Это приводит к проявлению эксплуатационных свойств самолёта, основными из которых в таких условиях являются боевая живучесть, боевая повреждаемость, а также возможность оперативного восстановления боевых повреждений (ремонтопригодность) для обеспечения боеготовности. В результате воздействия СП при решении боевой задачи самолёт может оказаться в различных состояниях (рис. 1). Он может быть поражён или по тяжести боевых повреждений отнесён к капитальному, среднему или текущему виду ремонта.



Рис. 1. Возможные состояния самолёта в условиях воздействия средств поражения

Поражённые самолёты и, как правило, отошедшие в капитальный ремонт являются объектами глубокого изучения их уязвимости с точки зрения обеспечения требований боевой живучести. Самолёты, отошедшие в средний и текущий вид ремонта, являются объектами исследования повреждаемости и ремонтопригодности их элементов с доведением их до исправного состояния.

Требования к эксплуатационным свойствам качественно и количественно задаются в тактико-техническом задании при проектировании, однако реализовать соответствие им самолёта при испытаниях затруднительно. Это вызвано высокой сложностью и стоимостью создания физических моделей и проведения экспериментальных обстрелов по оценке боевой живучести летательного аппарата (ЛА), повреждаемости элементов планера, их несущей способности при наличии боевых повреждений, а также невозможностью учёта многовариантности условий встречи самолёта и СП вследствие их случайности.

Недостаточная проработка по реализации этих требований может привести к несогласованности обоснованных лётно-тактических свойств и эксплуатационных характеристик современного самолёта в условиях боевого применения [1], особенно если последний имеет новую компоновку и новые конструкционные материалы в силовых элементах планера, что в конечном итоге влечёт за собой снижение заявленной эффективности и необоснованные затраты.

Разрешить эту несогласованность можно за счёт создания комплекса математических моделей, описывающих боевой самолёт в условиях воздействия СП.

Такие модели должны учитывать:

– состав характеристик самолёта как ЛА, способного решать типовые задачи;

– возможность представления самолёта в виде пространственно-геометрической модели как объекта поражения и ремонта после воздействия средств противника;

– состав характеристик СП, его боевой части (БЧ) с возможностью осуществления воздействия по самолёту заданной компоновки.

Моделирование процесса функционирования самолёта в условиях воздействия СП позволит решить комплекс задач органичного сочетания имеющихся лётно-технических характеристик и эксплуатационных свойств, проявляющихся в условиях противодействия.

К таким задачам можно отнести:

– оценку эффективности компоновочных решений самолёта (схема, размещение элементов систем внутри компоновки), закладываемых на ранних стадиях проектирования в угоду обеспечения требованиям боевой живучести;

– исследование, анализ уязвимости и повреждаемости отдельных элементов систем и планера самолёта, особенно при применении новых конструктивных решений (применение новых схем, новых конструкционных материалов в силовых элементах);

– исследование влияния условий встречи СП с самолётом на характеристики его уязвимости.

Общая схема методики воздействия средств поражения по самолёту

На рис. 2 представлена схема методики по оценке воздействия поражающих элементов (ПЭ), образующихся при подрыве БЧ управляемого СП, по конструкции самолёта. Структурно методика состоит из блока исходных данных *1*, где кинематические характеристики встречи ЛА и СП определяются на основании [2], а параметры БЧ задаются согласно [3]. В блоке *2* формализуется пространственно-геометрическая модель (ПГМ) компоновки самолёта, формируется полигональная модель элементов конструкции ЛА с целью дальнейшей оценки фактов попадания ПЭ.

В блоке *3* реализована имитационная модель подрыва БЧ управляемого СП с формированием осесимметричного поля ПЭ. Производится оценка кинематических параметров ПЭ. Организуется преобразование системы координат, в которых рассматривается движение ПЭ, в систему координат самолёта и производится проверка факта попадания ПЭ в конструкцию.

В блоке *4* организован вывод результатов воздействия СП по ЛА в виде общей картины накрытия, а также кинематических параметров каждого попавшего ПЭ. Эти данные являются исходными для исследования и обоснования требований живучести и повреждаемости боевого самолёта.

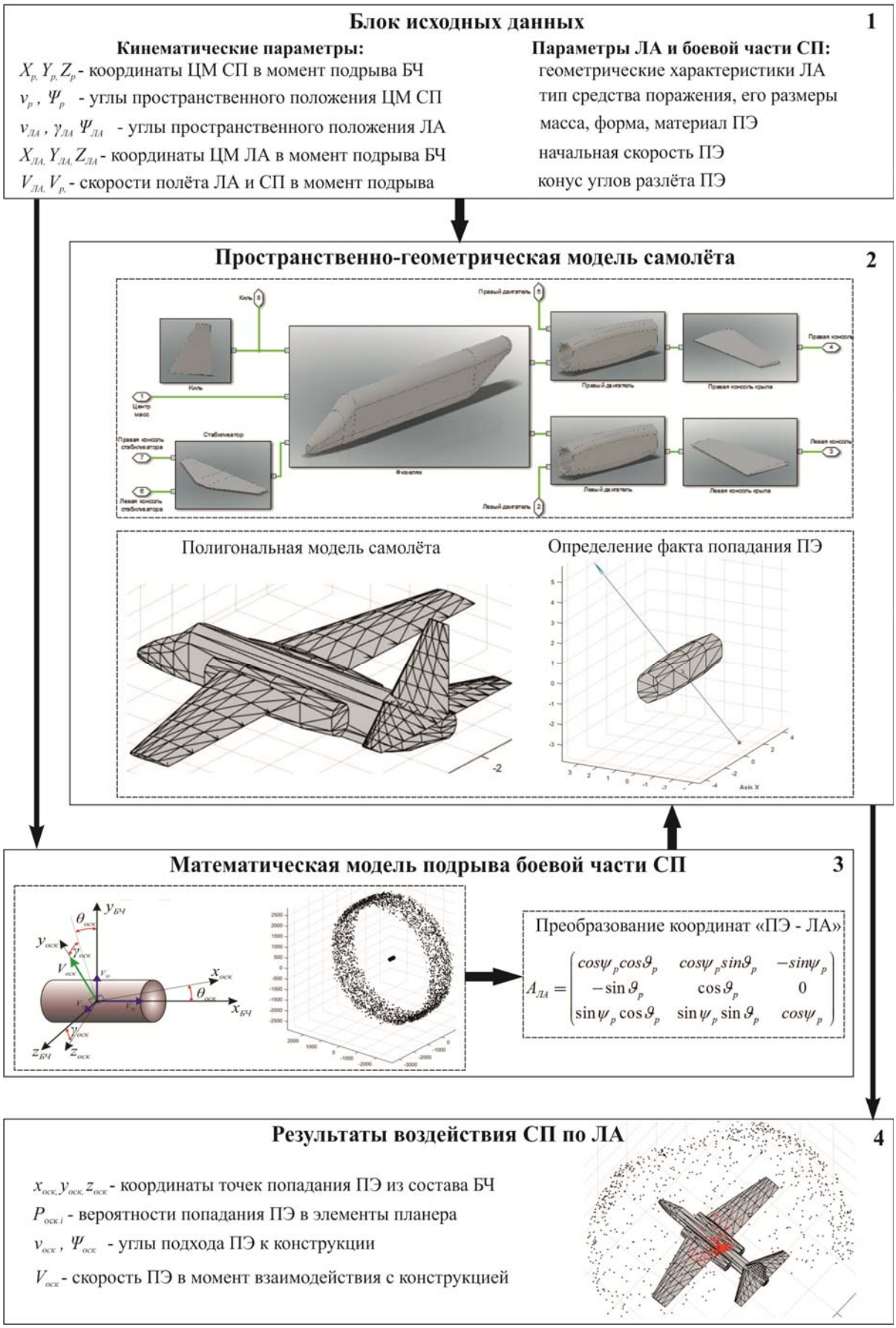


Рис. 2. Общая схема методики

Формирование пространственно-геометрической модели самолёта

В [4] указывается, что ПГМ самолёта для исследования его живучести и повреждаемости при моделировании воздействия СП должна соответствовать геометрическим и функциональным характеристикам реального ЛА. При этом ПГМ компоновки самолёта представлялась в виде пространственных прямолинейных функциональных блоков (крыло, элероны, механизация, оперение, фюзеляж, двигатели и т.д.). В целях соответствия ПГМ реальному объекту и по аэродинамическим признакам в работе в основе ПГМ ЛА лежит его трёхмерная твёрдотельная модель, наиболее полно описывающая аэродинамические обводы элементов планера. На рис. 3 показан пример формализации ПГМ крыла самолёта.

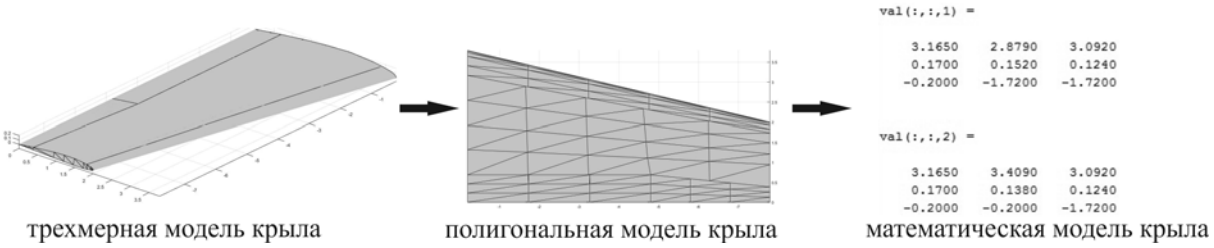


Рис. 3. Формализация ПГМ крыла самолёта

Математическое описания ПГМ крыла предполагает её представление в виде совокупности полигонов треугольной формы (рис.3), каждый из которых описывается матрицей координат вида

$$T_1 = \begin{pmatrix} x_{12} & x_{22} & x_{32} \\ y_{12} & y_{22} & y_{32} \\ z_{12} & z_{22} & z_{32} \end{pmatrix},$$

где x_{ij}, y_{ij}, z_{ij} – координаты вершин полигона относительно центра масс (ЦМ) ЛА.

Таким образом, ПГМ самолёта – многомерный массив данных координат полигонов, на которые разбиваются трёхмерные поверхности его составных частей. Увязка функциональных частей самолёта в ПГМ реализована в среде MatLab@Simulink в приложении SimMechanics (рис. 4).

Такое представление самолёта позволяет детально представить параметры его аэродинамической компоновки и однозначно учесть параметры объёмно-массового проектирования агрегатов внутри ПГМ.

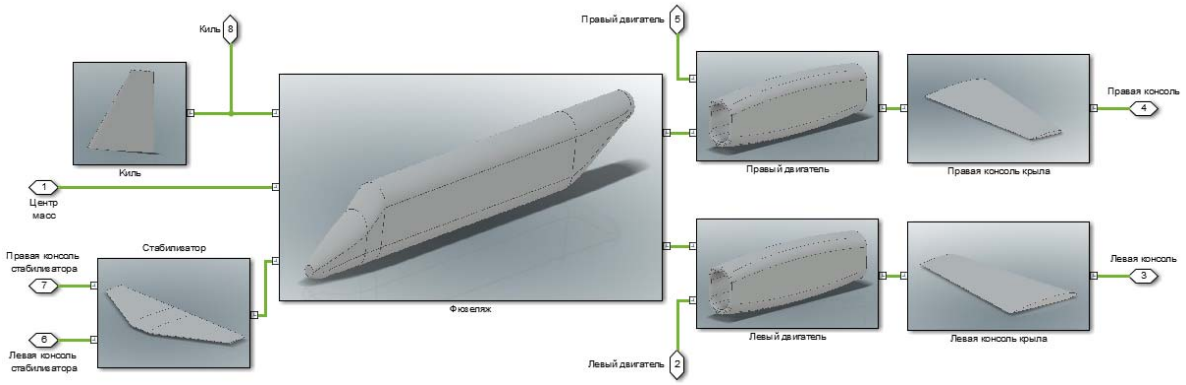


Рис. 4. Структурная схема ПГМ самолёта

Математическая модель подрыва боевой части средства поражения

Структурная схема модели подрыва БЧ и формирования поля ПЭ СП показана на рис. 5. Она состоит из блока формирования массово-геометрической модели ПЭ, имитационного блока разлёта ПЭ из состава БЧ, блока расчёта динамики полёта ПЭ с учётом массовых и аэродинамических сил, блока преобразования систем координат БЧ и ПЭ и блока формирования поля ПЭ.

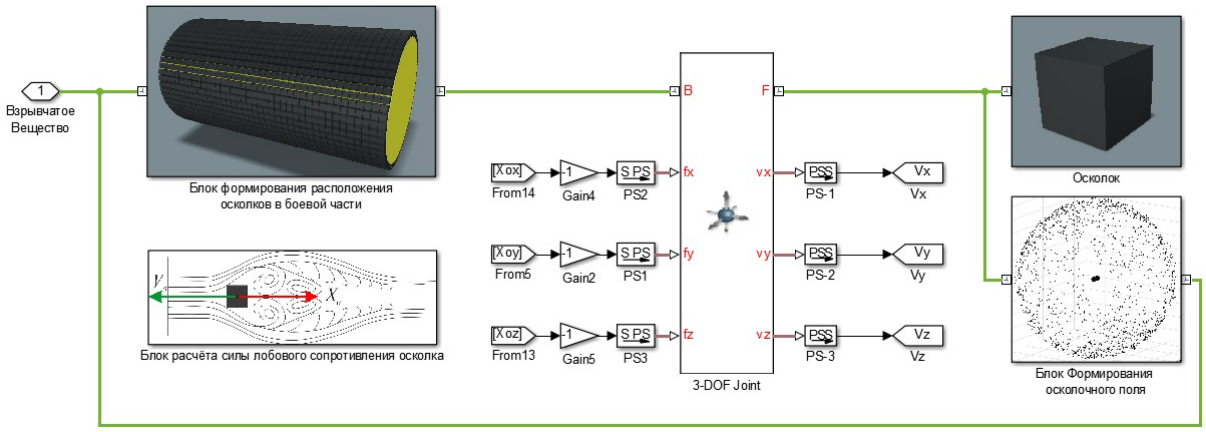


Рис. 5. Структурная схема модели формирования подрыва БЧ СП

В процессе функционирования математической модели производится случайная по распределению ПЭ на поверхности БЧ имитация их разлёта. Положение ПЭ относительно БЧ определяется двумя углами: углом бросания $\theta_{ПЭ}$ и крена $\gamma_{ПЭ}$. При этом на каждый ПЭ действуют силы тяжести и лобового сопротивления (рис. 6).

Уравнение для скорости полёта ПЭ имеет вид:

$$m_{ПЭ}\frac{dV_{ПЭ}}{dt} = -m_{ПЭ}g\sin\theta_{ПЭ} - c_x\frac{\rho V_{ПЭ}^2}{2}S,$$

где $m_{ПЭ}$ – масса ПЭ; $V_{ПЭ}$ – скорость ПЭ; ρ – плотность воздуха; S – площадь миделя ПЭ; c_x – коэффициент лобового сопротивления ПЭ; g – ускорение свободного падения; $\theta_{ПЭ}$ – угол наклона траектории вектора скорости $\overline{V}_{ПЭ} = \sqrt{V_{x_{ПЭ}}^2 + V_{y_{ПЭ}}^2 + V_{z_{ПЭ}}^2}$ к горизонту.

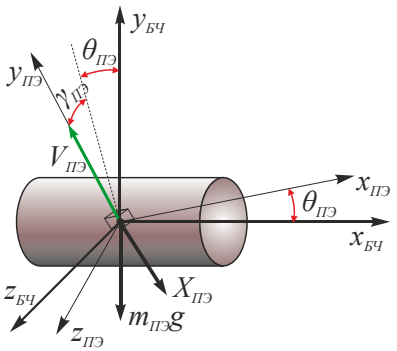


Рис. 6. Силы, действующие на ПЭ

Коэффициент лобового сопротивления ПЭ зависит от его формы и скорости полёта. В работе для определения коэффициента лобового сопротивления ПЭ используются аналитические выражения, полученные на основании аппроксимации экспериментальных данных для осколка-шарика [3].

На рис. 7 показаны результаты моделирования подрыва БЧ СП с формированием поля ПЭ. Результаты получены при следующих исходных данных: поступательная скорость СП $V_{СП} = 600$ $м/с$; количество ПЭ в составе БЧ – 3600, конус разлёта ПЭ с углами $\varphi_{ПЭ} \approx 55^0, \gamma_{ПЭ} = 0...360^0$, т.е. формируется осесимметричное поле ПЭ; начальная скорость ПЭ $V_{ПЭ} = 1800$ м/с; ПЭ имеет форму куба размером $7 \times 7 \times 7$ мм и массу 2,7 г.

Результаты моделирования показывают, что вследствие влияния скорости полёта средства поражения на скорость движения ПЭ относительно БЧ наблюдается сдвиг всего поля ПЭ относительно центра масс БЧ (рис. 7).

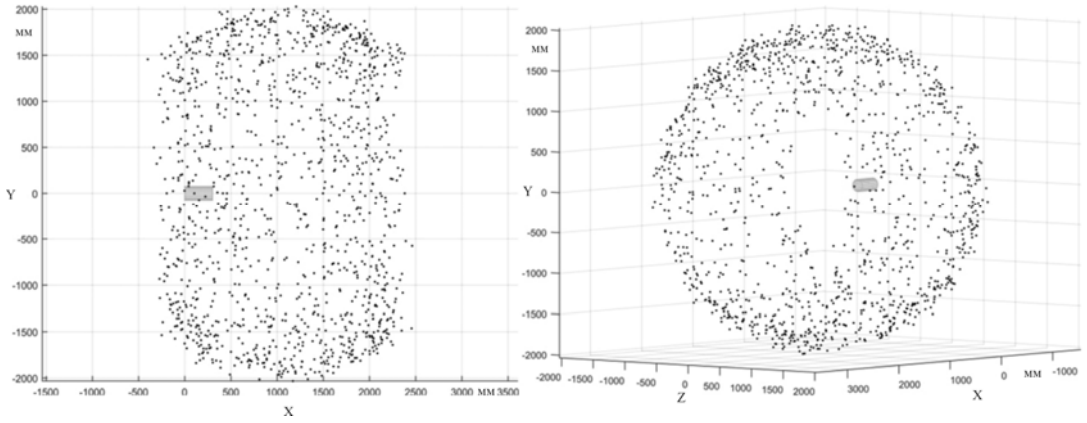


Рис. 7. Результаты моделирования по формированию поля ПЭ

Модель накрытия самолёта полем ПЭ

Уравнения движения ПЭ относительно элемента ЛА имеют вид:

$$\frac{dX_{ПЭ}}{dt} = V_{x_{ПЭ}} \cdot \cos\psi_{СП} \cdot \cos\vartheta_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \sin\vartheta_{СП} \cdot \cos\psi_{СП} - V_{z_{ПЭ}} \cdot \sin\psi_{СП},$$

$$\frac{dY_{ПЭ}}{dt} = -V_{x_{ПЭ}} \cdot \sin\vartheta_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \cos\vartheta_{СП},$$

$$\frac{dZ_{ПЭ}}{dt} = V_{x_{ПЭ}} \cdot \cos\vartheta_{СП} \cdot \sin\psi_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \sin\vartheta_{СП} \cdot \sin\psi_{СП} + V_{z_{ПЭ}} \cdot \cos\psi_{СП},$$

где $V_{x_{ПЭ}}$, $V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$ – составляющие скоростей движения ПЭ в связанной системе координат БЧСП; $X_{ПЭ}$, $Y_{ПЭ}$ и $Z_{ПЭ}$ – координаты ПЭ в связанной системе координат элемента ЛА.

В процессе моделирования вычисляются координаты каждого ПЭ в системе координат ЛА, производится сравнение их значений с координатами полигонов ПГМ элементов самолёта. При численной близости координат ПЭ к координатам полигонов ПГМ происходит остановка процесса моделирования с выводом значений координат X, Y и Z предполагаемого попадания ПЭ в элемент ЛА и значений составляющих его скорости $V_{x_{ПЭ}}$, $V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$ в этой точке. На рис. 8 приведена структурная схема модели оценки попадания ПЭ в конструкцию фюзеляжа самолёта.

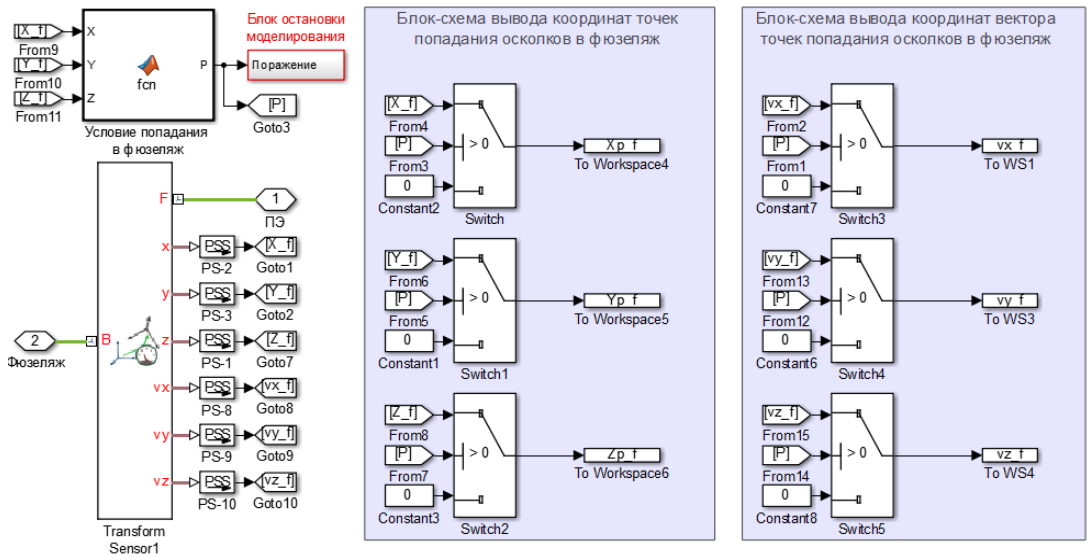


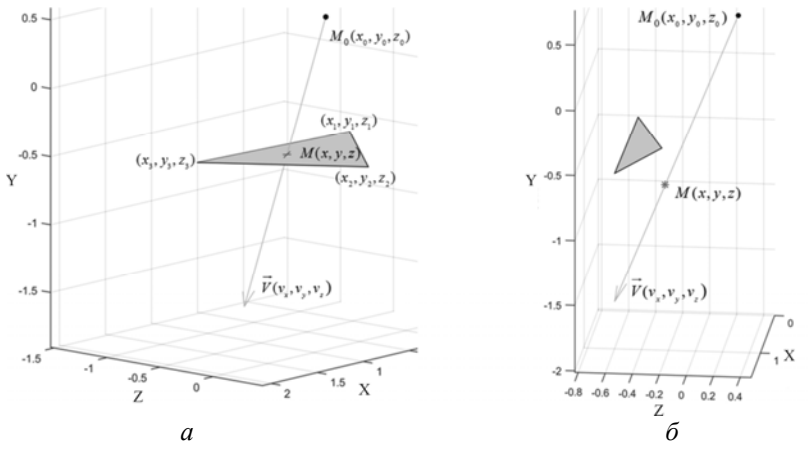
Рис. 8. Структурная схема модели по оценке попаданий ПЭ из состава БЧ в фюзеляж

Итогом работы модели является массив координат ПЭ, лежащих в непосредственной близости от элементов ПГМ самолёта. Каждой такой точке с координатами ПЭ соответствуют составляющие абсолютной его скорости $V_{x_{ПЭ}}$, $V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$, однозначно определяющие ориентацию ПЭ относительно соответствующего полигона ПГМ.

Определение факта попадания ПЭ в конструкцию самолёта

Вычисление координат точек пересечения траектории ПЭ с поверхностью ПГМ самолёта реализовано в работе методом трассировки луча, в основе которого лежит вычисление координат точки пересечения луча, выпущенного из точки предполагаемого попадания с плоскостью, в которой находится треугольный полигон [5].

На рис. 9 точке $M_0(x_0, y_0, z_0)$ соответствует точка с координатами $(X_{ПЭ}, Y_{ПЭ}, Z_{ПЭ})$ возможного попадания осколка в элементы ПГМ самолёта. Координаты вершин треугольного полигона (x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2), (x_3, y_3, z_3) – данные из числового многомерного массива ПГМ ЛА. Луч в пространстве задаётся начальной точкой $M_0(x_0, y_0, z_0)$ и направляющим вектором $\vec{V}(V_{x_{ПЭ}}, V_{y_{ПЭ}}, V_{z_{ПЭ}})$, выпущенным из этой точки.



а *б*

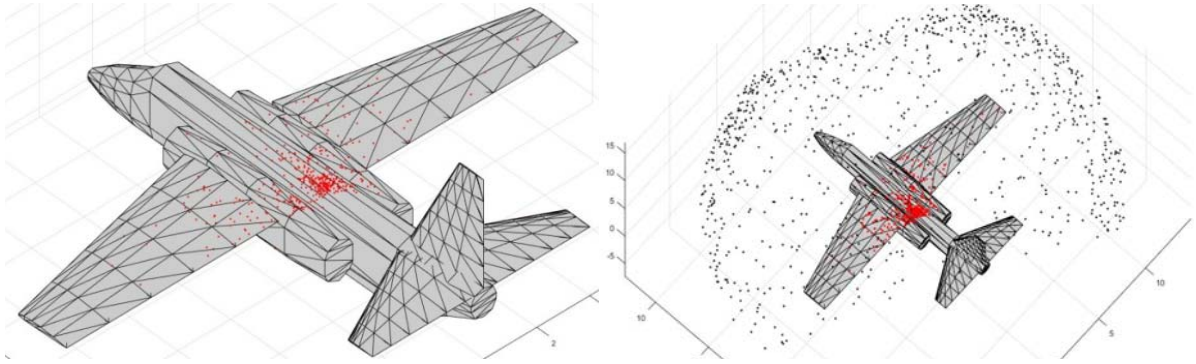
Рис. 9. Структурная схема модели по оценке попаданий ПЭ из состава БЧ в фюзеляж: а – попадание; б – промах

Алгоритм предполагает поиск точки пересечения луча с плоскостью, в которой лежит полигон, заданный координатами его вершин, и проверку принадлежности точки пересечения луча и плоскости полигону, реализованной по правилу «площадей треугольников» [5].

В процессе вычисления точек попадания осколков их координаты записываются в массив данных для каждого элемента ЛА. Производится построение графического отображения картины накрытия ЛА полем ПЭ и вычисляются числовые значения попаданий в элементы самолёта.

На рис. 10 показано частное решение по получению картины накрытия ЛА полем ПЭ при полёте СП со скоростью $V_{СП} = 600\,м/с$. Углы атаки и скольжения СП: $\alpha_{СП} = 0^0$, $\beta_{СП} = 0^0$. Координаты центра масс СП относительно ЛА: $X_{СП} = -2,0\,м$, $Y_{СП} = 1,8\,м$, $Z_{СП} = -0,5\,м$. Углы пространственного положения СП относительно центра масс ЛА: $\vartheta_{СП} = 10^0$, $\psi_{СП} = 30^0$.

Количество попавших в элементы ЛА осколков приведено в таблице.



а *б*

Рис. 10. Картина накрытия самолёта полем ПЭ СП:
а – точки попадания ПЭ; б – характер накрытия ЛА ПЭ с учётом промахов

Таблица. Характеристики накрытия ЛА полем ПЭ

№ п/п	Элемент ЛА	Количество попавших осколков
1	ЛА	453
2	Фюзеляж	241
3	Левая консоль крыла	53
4	Правая консоль крыла	43
5	Левый двигатель	82
6	Правый двигатель	33
7	Стабилизатор	1
8	Киль	0

Заключение

Представленная методика и математические модели позволяют получать характеристики накрытия самолёта средствами поражения, определять кинематические характеристики ПЭ в момент встречи с конструкцией. Эти данные являются исходными для обоснования требований обеспечения боевой живучести самолёта, повреждаемости его элементов и необходимы для последующего прогноза технического состояния ЛА.

Библиографический список

1. Попович К.Ф., Подобедов В.А., Левицкий С.В., Шапиро Н.С. Обоснование технического облика лёгкого многофункционального боевого самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 1. С. 22-29.

2. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полёта. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.

3. Миропольский В.Ф., Пырьев Е.В., Головенкин В.В., Хрулин С.В. Авиационные боеприпасы. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. 407 с.

4. Болховитинов О.В., Вольнов И.И., Захарченко В.С., Калашников В.И., Константинов С.Д., Михалёв Г.Е., Павлов С.Н., Подоляк М.П., Румянцев С.С., Хайров А.М. Конструкция и прочность летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 678 с.

5. Постников М.М. Лекции по геометрии. Семестр I. Аналитическая геометрия: учебное пособие для вузов. М.: Наука, 1986. 416 с.

PROCEDURE AND MATHEMATICAL MODELS FOR THE VALIDATION OF REQUIREMENTS TO COMBAT AIRCRAFT WITH ACCOUNT OF ENSURING ITS SURVIVABILITY AND DAMAGE TOLERANCE ON EXPOSURE TO MEANS OF DESTRUCTION

© 2018

A. N. Sazhin Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of the Department of Aviation Complexes and Aircraft Design;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
72_sazhin1981@mail.ru

D. V. Kovalchuk Infligft Aircraft Maintenance Technician (helicopter) of the air squadron of tests and development of airborne EW equipment;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
kovalchuck.dima@mail.ru

V. N. Kolodezhnov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
kvn117@mail.ru

V. A. Malyshev Doctor of Science (Engineering), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
vamalyshev@list.ru

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

The necessity of creating a complex of mathematical models of the functioning of a combat plane in conditions of exposure to means of destruction to resolve the possible inconsistency of the plane's tactical flight properties and performance characteristics is validated in the article. The developed scheme of the procedure of assessing the impact of weapons on the aircraft is presented. The scheme allows justification of the design and layout solutions and circuitry to ensure combat survivability, research and analysis of the damage tolerance of the airframe elements under various conditions of the weapon-aircraft rendezvous, including the early stages of design. The principles underlying the development of mathematical models for the formation of the spatial-geometric structure of the aircraft

on the basis of its three-dimensional solid-state configuration, simulation of the weapon warhead detonation with the formation of the field of damage agents, aircraft coverage with damage agents with the definition of the facts of their hitting the aircraft are outlined. The technique makes it possible to produce multiple statistical modeling of the process of impact of standard means of destruction on the aircraft with the assessment of characteristics of combat damage of the airframe structures. The individual kinematic characteristics of each damage agent of the weapon warhead in the contact with the elements of the aircraft structure, taking into account the mass and aerodynamic forces are calculated. Examples of the developed mathematical models are given.

Combat survivability; damageability; means of destruction; damage agent.

Citation: Sazhin A.N., Kovalchuk D.V., Kolodezhnov V.N., Malyshev V.A., Shatovkin R.R. Procedure and mathematical models for the validation of requirements to combat aircraft with account of ensuring its survivability and damage tolerance on exposure to means of destruction. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 116-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-116-126

References

1. Popovich K.F., Podobedov V.A., Levitskiy S.V., Shapiro N.S. To Determination of basic technical features of the lightweight multipurpose combat aircraft. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2015. No. 1. P. 22-29. (In Russ.)

2. Levitskiy S.V., Sviridov N.A. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2008. 527 p.

3. Miropol'skiy V.F., Pyr'ev E.V., Golovenkin V.V., Khrulin S.V. *Aviatsionnye boepripasy* [Aircraft ammunition]. Moscow: VUNTS VVS «VVA im. prof. N.E. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina» Publ., 2010. 407 p.

4. Bolkhovitinov O.V., Vol'nov I.I., Zakharchenko V.S., Kalashnikov V.I., Konstantinov S.D., Mikhalev G.E., Pavlov S.N., Podolyak M.P., Rumyantsev S.S., Khayrov A.M. *Konstruktsiya i prochnost' letatel'nykh apparatov* [Aircraft design and strength]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2004. 678 p.

5. Postnikov M.M. *Lektsii po geometrii. Semestr I. Analiticheskaya geometriya: uchebnoe posobie dlya vuzov* [Lectures on geometry. Semester I. Analytical geometry]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 416 p.

УДК 629.735-519 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-127-137*

ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ БЕСПИЛОТНИКОВ: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ

© 2018

А. Н. Черкасов кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
gliden@inbox.ru

Д. С. Легконогих кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
stav-leg@mail.ru

Ю. В. Зиненков кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
yura2105@mail.ru

С. Ю. Панов доктор технических наук, профессор кафедры математики;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
su-panov@yandex.ru

Приводится аналитический обзор ранее созданных, стоящих на вооружении и разрабатываемых двигателей для беспилотных летательных аппаратов военного назначения. Описано сегодняшнее состояние двигательного парка, современные проблемные вопросы разработки и производства отечественных двигателей. Показано, что на современных беспилотных летательных аппаратах военного назначения применяются самые разнообразные типы силовых установок, для которых приводятся основные их технические характеристики, конструктивно-компоновочные схемы. Раскрыты некоторые проекты по программе импортозамещения. Приводятся результаты работ, проводимых на кафедре авиационных двигателей «Военно-воздушной академии имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». Обозначены критические технологии создания полноразмерных газотурбинных двигателей для сложного и дорогостоящего класса тяжёлых ударных беспилотных комплексов с взлётной массой более 10 000 кг, предназначенных для решения широкого спектра задач. На основе проведённого анализа существующих беспилотных комплексов сделаны выводы по выбору типа двигателя в зависимости от взлётной массы. Прогнозируются основные направления дальнейшего развития силовых установок для беспилотной авиации.

Беспилотный летательный аппарат; силовая установка; авиационный двигатель; технические характеристики; конструктивно-компоновочные схемы.

Цитирование: Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Панов С.Ю. Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 127-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-127-137

Введение

Каким бы ни был беспилотный летательный аппарат (БЛА) по целевому назначению, размерам, аэродинамической компоновке, его лётно-тактические характеристики (дальность и продолжительность, диапазон высот и скоростей полёта) во многом определяются эффективностью силовой установки. Именно поэтому при проектировании БЛА особое внимание уделяется выбору двигателя, и порой отсутствие такового ставит под угрозу создание всего беспилотного комплекса. Так, например, комплекс воздушной разведки «Типчак» не прошёл войсковые испытания и не был принят на вооруже-

ние только потому, что его двухтактный поршневой двигатель немецкого производства (мощностью 9,6 кВт) не соответствовал требованиям по уровню шума.

В известных источниках [1; 2], значительное внимание уделено вопросам классификации, разработки, компоновкам планеров (фюзеляжей) БЛА. Однако проблематика создания их силовых установок, особенно для БЛА военного назначения, рассмотрена достаточно узко. Поэтому целью настоящей статьи является проведение аналитического обзора ранее созданных, стоящих на вооружении и разрабатываемых двигателей для БЛА, позволяющего сделать прогноз на 10-15 лет о перспективах отечественного двигателестроения для беспилотной авиации.

История создания отечественных БЛА и их двигателей

В середине 1950-х годов в СССР под руководством С.А. Лавочкина был разработан прямоточный воздушно-реактивный двигатель РД-012У (рис. 1), предназначенный для сверхзвуковой двухступенчатой межконтинентальной крылатой ракеты наземного базирования «Буря». По программе полёта ракета на двигателях первой ступени стартует с пусковой установки вертикально, постепенно переходит в горизонтальный полёт и на высоте 17 500 м разгоняется до скорости, соответствующей числу Маха M = 3, при которой включается двигатель РД-012У маршевой ступени тягой 7 650 кгс и происходит разделение ступеней.



Рис. 1. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель РД-012У

В 70-е годы ОКБ Туполева разработало для вооружённых сил СССР два, на тот момент уникальных по характеристикам, БЛА: Ту-141 «Стриж» (рис. 2, *а*) и Ту-143 «Рейс» (рис. 2, *б*).



а *б*

Рис. 2. Разведывательные БЛА: а – «Стриж» (Ту-141); б – «Рейс» (Ту-143)

В состав силовой установки (СУ) Ту-141 входил короткоресурсный турбореактивный двигатель (ТРД) КР-17А. СУ Ту-143 имела ТРД ТР3-117, который создали в КБ Климова на базе вертолётного турбовального двигателя ТВ3-117 путём исключения свободной турбины и замены выхлопного патрубка на нерегулируемое дозвуковое сопло (рис. 3).

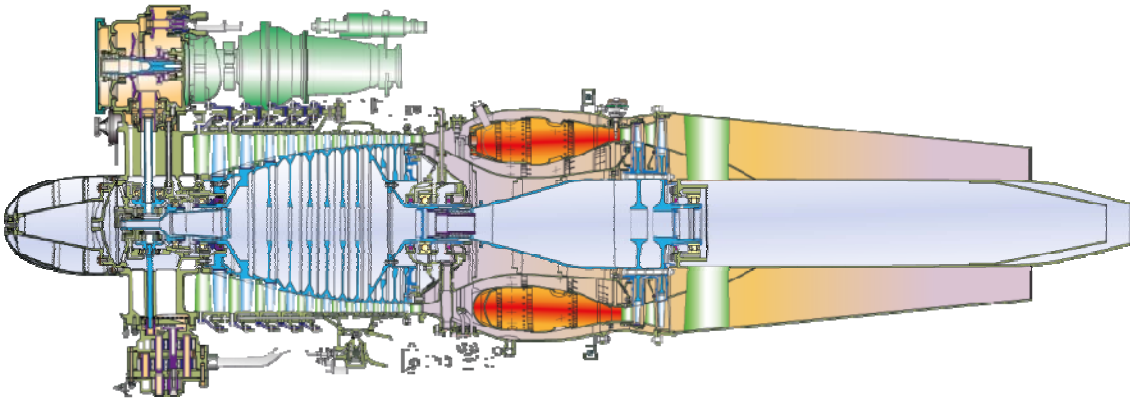
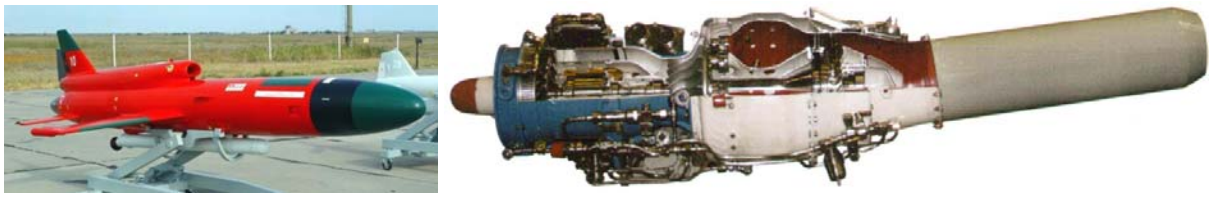


Рис. 3. Конструктивная схема ТРД ТР3-117

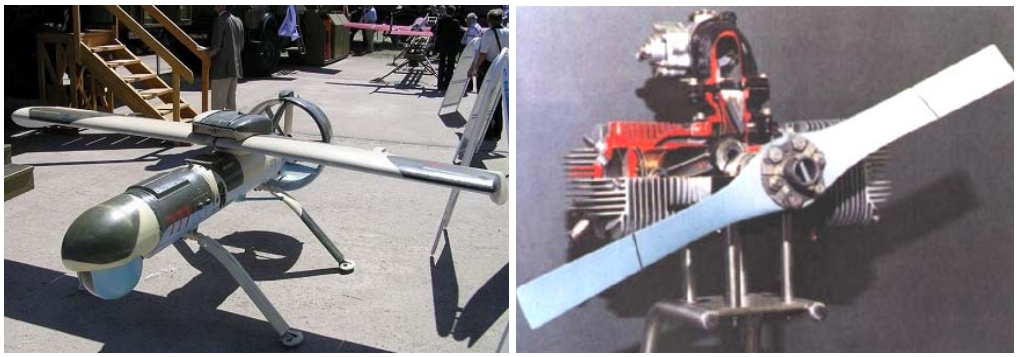
В начале 90-х ОКБ «Сокол» разработало БЛА-мишень многоразового использования «Дань» (рис. 4, *а*). Для СУ был взят двигатель МД-120 (рис. 4, *б*) многоразового использования, который стал последующей модификацией МД-45 с повышенной мощностью.



а *б*

Рис. 4. Беспилотный летательный аппарат-мишень «Дань» с двигателем

В конце 90-х годов ОКБ им. А.С. Яковлева разработало оперативно-тактический разведывательный БЛА «Пчела-1Т» (рис. 5, *а*) с СУ на базе двухцилиндрового оппозитного двухтактного бензинового двигателя производства НПО «Труд» (г. Самара) П-032 (рис. 5, *б*). Данный двигатель для своего времени обладал конкурентными характеристиками и обеспечивал полёт БЛА на высоте до 3 000 м.



а *б*

Рис. 5. Беспилотный летательный аппарат «Пчела-1Т» с двигателем:
а – внешний вид БЛА «Пчела-1Т»; б – двигатель П-032 с винтом

Закупка в Израиле двух типов БЛА «BirdEye 400» и «Searcher MkII» привела к созданию на их базе отечественных разведывательных комплексов «Застава» (рис. 6, *а*) и «Форпост» (рис. 6, *б*), которые в настоящее время стоят на вооружении. БЛА «Застава» имеет взлётную массу 5,5 кг, при этом его СУ оснащена импортными электрическим двигателем и аккумуляторной батареей. Взлётная масса БЛА «Форпост» составляет 130 кг и его СУ в составе имеет зарубежный поршневой двигатель мощностью 33 кВт.



а *б*

Рис. 6. Разведывательные беспилотные летательные аппараты: а – «Форпост»; б – «Застава»

Современное состояние и перспективы беспилотных комплексов

По инициативе Министерства обороны, начиная с 2011 года в Вооруженных силах РФ проводится ряд научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию комплексов с БЛА различного назначения: «Корсар» (рис. 7, *а*) с взлётной массой около 200 кг; «Иноходец» (рис. 7, *б*) с взлётной массой около 1000 кг и «Альтаир» (рис. 7, *в*) с взлётной массой около 5 000 кг.



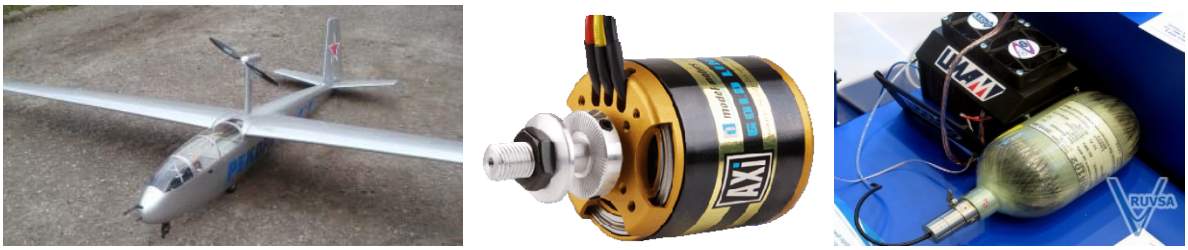
а *б* *в*

Рис. 7. Отечественные беспилотные летательные аппараты:
а – «Корсар»; б – «Иноходец»; в – «Альтаир»

Каждый из представленных беспилотников в составе своей СУ имеет поршневой двигатель иностранного производства: «Корсар» – бензиновый Zanzoterra 498 мощностью около 36,8 кВт производства Италии; «Иноходец» – бензиновый Rotax 912 IS мощностью около 66 кВт производства Австрии; «Альтаир» – два немецких турбодизельных двигателя RED A03 мощностью около 368 кВт.

В последние годы в Центральном институте авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ) ведётся комплекс работ по разработке, созданию и модернизации авиадвигателей. Разработан БЛА ЦИАМ-Рекорд (рис. 8, *а*), совершивший первый полёт в 2014 г. Он имеет в своём составе гибридную СУ на твёрдополимерном топливном элементе (рис. 8, *б*), впервые созданном в нашей стране, при этом воздушный винт приводится электродвигателем (рис. 8, *в*) иностранного производства.

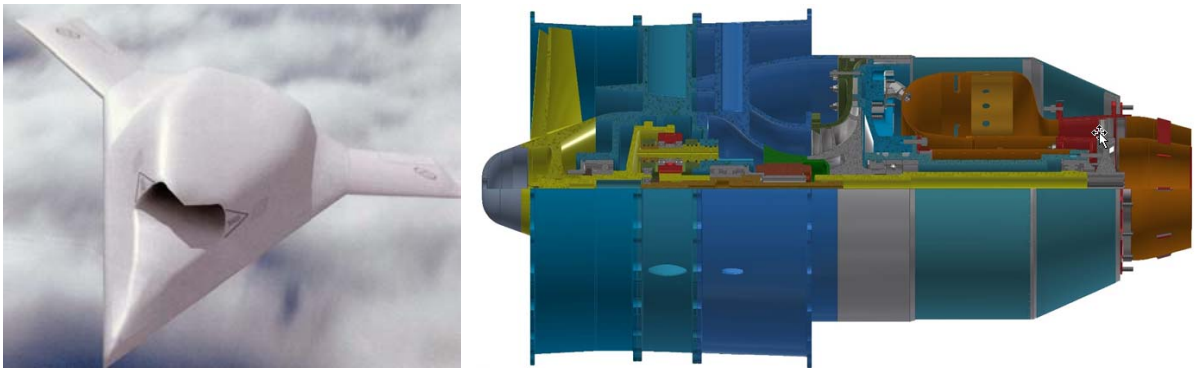
В ЦИАМ создан демонстрационный унифицированный газогенератор, на базе которого разрабатывается линейка двигателей: ТРД, турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД), турбовинтовые двигатели (ТВД) и турбовальные двигатели (ТВаД). Среди этой линейки рассматривается вариант ТРДД-300 (рис. 9, *б*) с тягой 295 кгс для перспективного лёгкого ударного БЛА (рис. 9, *а*). Проводимые испытания обещают обнадёживающие перспективы этого проекта [3].



а *б* *в*

Рис. 8. Беспилотный летательный аппарат ЦИАМ-Рекорд:
а – внешний вид; б – электродвигатель; в – твёрдополимерная топливная батарея

ОАО «Научно-производственное предприятие «Аэросила» уже многие годы создаёт для самолётов вспомогательные силовые установки. В настоящее время в рамках программы импортозамещения разрабатывается семейство перспективных малоразмерных турбовальных газотурбинных двигателей (ГТД) в классе мощностей от 200 до 1 200 кВт.



а *б*

Рис. 9. Перспективный ударный беспилотный летательный аппарат:
а – внешний вид; б – ТРДД-300

На рис. 10 представлена конструктивно-компоновочная схема турбовального ГТД-250 «Роллер», который предназначен для установки на перспективные БЛА вертолётного типа в качестве маршевого двигателя [4].

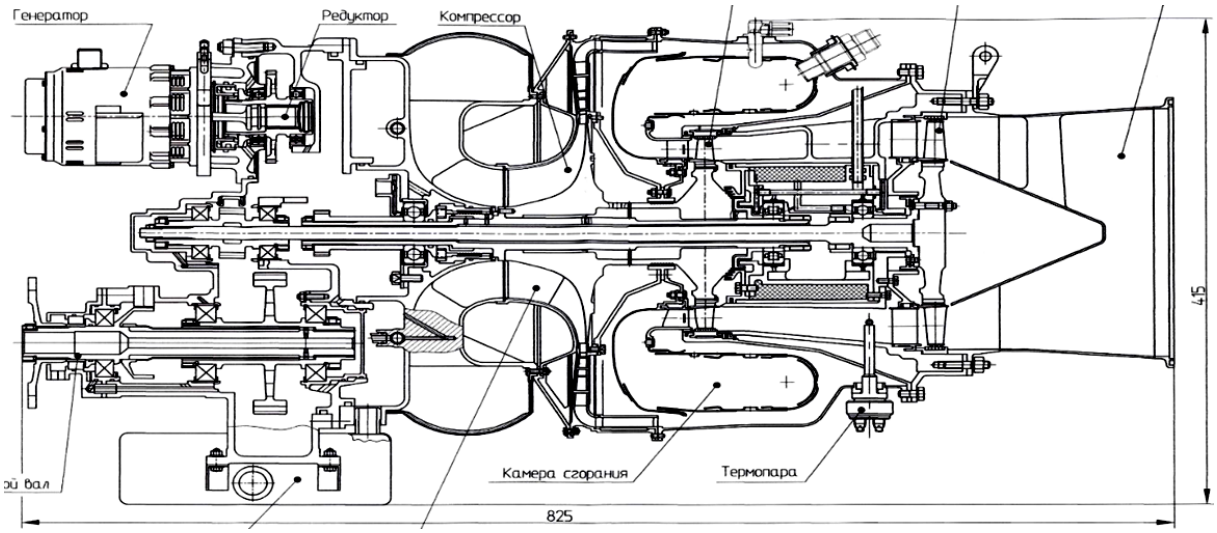
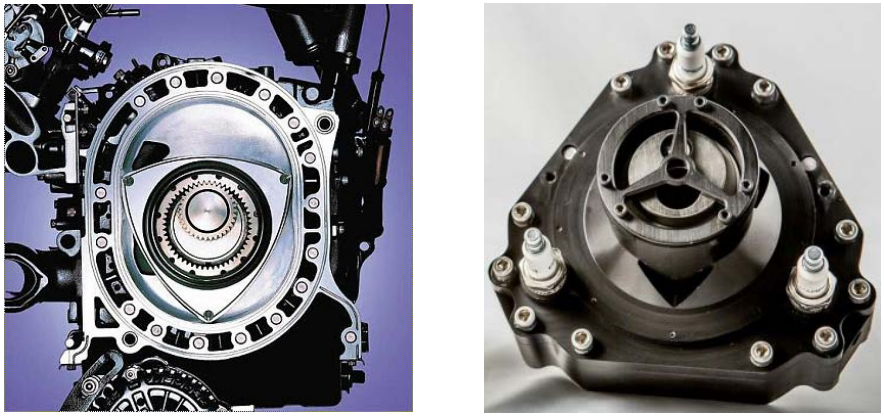


Рис. 10. Конструктивно-компоновочная схема турбовального ГТД-250 «Роллер»

Роторные и роторно-поршневые двигатели (РПД) можно считать перспективными для применения в беспилотной авиации в классе мощности от 100 до 300 кВт, так как они обладают рядом преимуществ по сравнению с традиционными поршневыми двигателями: значительно меньшими габаритами, массой, количеством деталей, уровнем вибрации и шума, низким удельным расходом топлива. При этом наибольшее практическое применение нашли роторные двигатели Ванкеля (рис. 11).

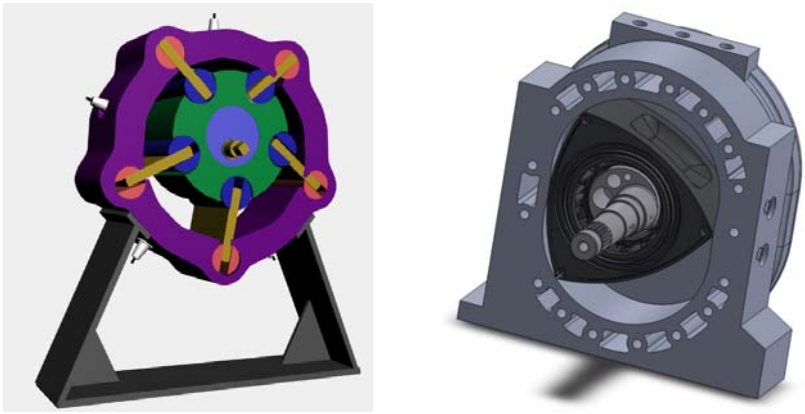
Известен малоразмерный РПД X-Mini, работающий практически без вибрации и тише, чем аналогичные установки (рис. 11, *б*). Его объём составляет всего 70 см^3, а мощность достигает 2,6 кВт при 10 000 об/мин. После множества циклов оптимизации и доработок конструкции инженерам удалось устранить и повышенный расход масла.



а *б*

Рис. 11. Роторные двигатели Ванкеля:
а – разрез роторного двигателя; б – двигатель X-Mini

Разработка и создание РПД является перспективным направлением, поэтому в ряде зарубежных и отечественных организаций этому вопросу уделяется повышенное внимание и есть некоторые успешные решения. На рис. 12, *а* приведена трёхмерная модель роторного двигателя орбитального типа, работа над которым ведётся на кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА», а на рис. 12, *б* – трёхмерная модель РПД, разрабатываемого в ЦИАМ. В настоящее время есть опытный образец мощностью 73,5 кВт, который проходит испытания [5].



а *б*

Рис. 12. Трёхмерные модели роторных двигателей:
а – разработка ВУНЦ ВВС; б – разработка ЦИАМ

На малоразмерных скоростных БЛА находят применение микроТРД, с конструктивной точки зрения имеющие простейшее устройство: одноступенчатый центробежный компрессор, испарительную камеру сгорания, одноступенчатую осевую газовую турбину (рис. 13, *а*). Ввиду малых размеров такие двигатели не имеют сложной и эффективной системы автоматического управления с элементами регулирования и поэтому обладают достаточно скромными удельными параметрами, низким запасом газодинамической устойчивости компрессора и срывными характеристиками камеры сгорания (рис. 13, *б*).



а *б*

Рис. 13. МикроТРД:
а – модель двигателя; б – неустановившийся режим работы (запуск)

На беспилотных самолётах-мишенях E95, E2 и E08 фирмы «Эникс» применяется пульсирующий воздушно-реактивный двигатель M135 (рис. 14) тягой 20 кгс, использующий в качестве топлива бензин [6].



Рис. 14. Самолёт-мишень
с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем M135

Самый сложный и дорогостоящий класс БЛА – это тяжёлые аппараты с взлётной массой более 10 000 кг, предназначенные для решения широкого спектра задач, в том числе стратегических.

Подобным примером может служить перспективный отечественный ударный беспилотный комплекс «Охотник», разрабатываемый ПАО «Компания Сухой». При его создании использован задел, накопленный в РСК «МиГ» при разработке БЛА «Скат», СУ которого предполагалось оснащать двигателем РД-5000Б тягой 5040 кгс (бесфорсажный вариант двухконтурного форсажного ТРД РД-33).

Для реализации требований к таким БЛА необходимо создавать эффективные ТРД нового поколения, аналогичные применяемым на боевых пилотируемых самолётах. На рис. 15 представлены основные критические технологии, требующие разработки и внедрения на перспективных двигателях.

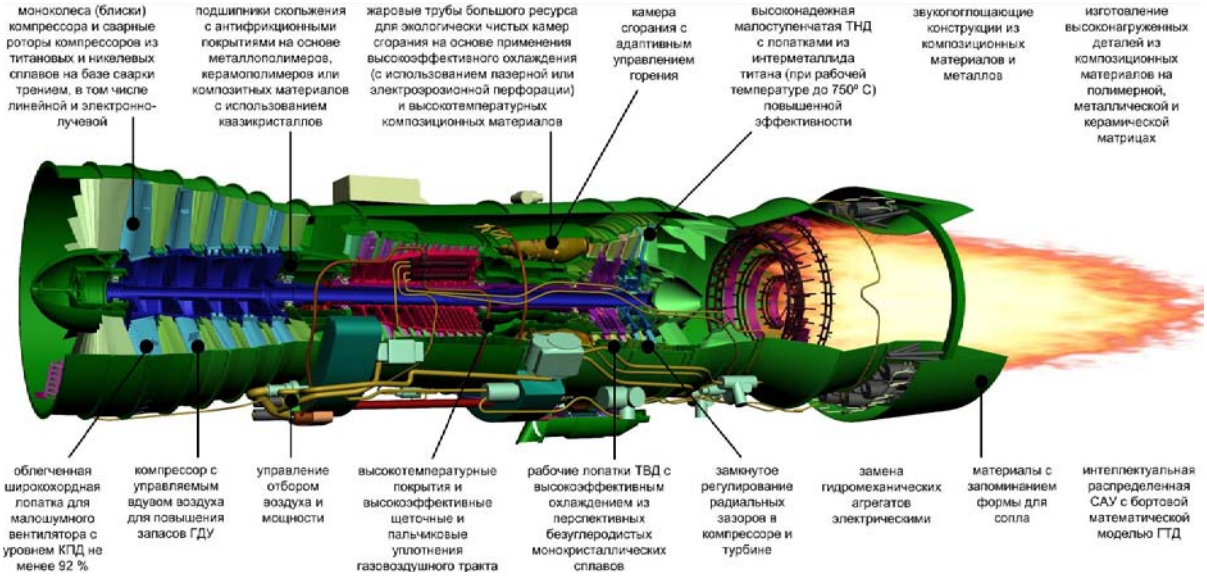


Рис. 15. Критические технологии создания перспективных двигателей для ударных БЛА

Воздушно-космическим силам России для решения разведывательных задач на стратегическом уровне необходим также высотный БЛА большой дальности полёта. На кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА» решена задача по формированию предварительного технического облика СУ перспективного высотного БЛА военного назначения. Получен обширный банк характеристик, определены тип, схема и размерность двигателя, способного удовлетворить противоречивым требованиям к СУ по экономичности, заметности, уровню шума и т.д.

На рис. 16 представлена конструктивно-компоновочная схема двигателя, который в результате решения многокритериальной задачи оптимизации определён как двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков контуров за турбиной, с большой степенью двухконтурности и с тягой 34 кН [7].

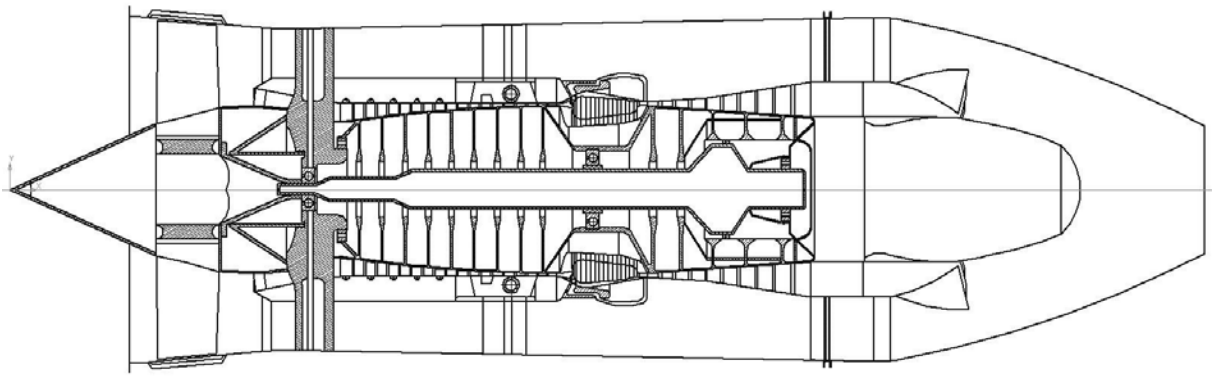


Рис. 16. Конструктивно-компоновочная схема двигателя для высотного БЛА

Заключение

Анализ существующих беспилотных комплексов позволяет сделать вывод, что критерии выбора типа двигателя заключаются в следующем:

- электрические двигатели применяются преимущественно на микро (масса до 1 кг), сверхлёгких (масса до 30 кг) и лёгких БЛА (масса до 200 кг), летающих на относительно небольших высотах и дозвуковых скоростях;

- поршневые двигатели применяются на лёгких, средних (масса 200 – 1000 кг) и реже на тяжёлых (масса более 1000 кг) БЛА с большими (по сравнению с используемой электрической силовой установкой) дозвуковыми скоростями и высотами полёта. При этом до мощности 150 кВт преимущество за бензиновыми двигателями, а при большей мощности эффективнее использовать турбодизели либо турбокомпаундные дизели. При требуемой мощности более 500 кВт поршневые двигатели начинают уступать ГТД по удельной массе;

- ГТД применяются на средних и тяжёлых БЛА, имеющих широкий диапазон высот и скоростей (в том числе сверхзвуковую, а в перспективе и гиперзвуковую).

По прогнозам научно-исследовательских организаций отрасли дальнейшее развитие авиационных двигателей для БЛА определяется:

к 2025 г. – создание типоразмера ГТД малой и сверхмалой размерности;

2030 г. – создание гибридных СУ на базе топливных элементов;

2035 г. – создание нетрадиционных типов СУ, использующих новые виды энергии.

Библиографический список

1. Афанасьев П.П., Веркин Ю.В., Голубев И.С., Голубков Е.П., Гусейнов А.Б., Дьяконов Д.А., Кузин С.К., Куличенко В.Ф., Матвеенко А.М., Парафесь С.Г., Ташкеев Л.Л., Туркин И.К., Янкевич Ю.И. Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты). М.: МАИ, 2006. 528 с.

2. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. и др. Беспилотные летательные аппараты: справочное пособие. Воронеж: Научная книга, 2015. 619 с.

3. Бабкин В.И., Скибин В.А., Солонин В.И. Вклад ЦИАМ в инновационное развитие авиационного двигателестроения // Двигатель. 2012. № 1 (79). С. 4-7.

4. Ломазов В.С., Осипов И.В. Малоразмерный редукторный ТРДД – альтернатива малоразмерным ГТД с винтовым движителем для малой авиации и беспилотных ЛА // Сборник тезисов «Международный форум двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2018)». Т. 1. М.: Ваш Успех, 2018. С. 45-46.

5. Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Семенов П.В., Минин В.П. Разработка односекционного роторно-поршневого двигателя-демонстратора на основе современной комплексной методики расчёта // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 2. С. 173-181. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-2(47)-173-181

6. АО «ЭНИКС». www.enics.ru.

7. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Слинко М.Б. Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 2-3. С. 66-80.

ENGINES FOR DOMESTIC DRONES: PAST, PRESENT AND FUTURE

© 2018

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

D. S. Legkonogikh Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
stav-leg@mail.ru

Yu. V. Zinenkov Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation
yura2105@mail.ru

S. Yu. Panov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Mathematics;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation
su-panov@yandex.ru

The article provides an analytical overview of previously created engines, those in operational service and engines being developed for unmanned military-purpose aerial vehicles. The current state of the engine fleet, modern problems of development and production of domestic engines are described. It is shown that modern unmanned military-purpose aerial vehicles use a variety of types of power plants, for which their main technical characteristics, design and layout schemes are given. Some projects carried out under the program of import substitution are disclosed. The results of work conducted at the Department of Aircraft Engines of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin are presented. The article outlines critical technologies for creating full-size gas turbine engines for the most complex and expensive class of heavy unmanned combat air vehicles with a take-off weight of more than 10 tons, designed to solve a wide range of tasks, including strategic ones. On the basis of the analysis of the existing unmanned systems conclusions were drawn as to the choice of the type of engine depending on their take-off weight. The basic directions of further development of power plants for one of the most dynamically developing branches of aviation – unmanned air vehicles - were forecast.

Unmanned aerial vehicle; power plant; aircraft engine; technical performance; design-layout schemes.

Citation: Cherkasov A.N., Legkonogikh D.S., Zinenkov Yu.V., Panov S.Yu. Engines for domestic drones: past, present and future. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 127-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-127-137

References

1. Afanas'ev P.P., Verkin Yu.V., Golubev I.S., Golubkov E.P., Guseynov A.B., D'yakonov D.A., Kuzin S.K., Kulichenko V.F., Matveenko A.M., Parafes' S.G., Tashkeev L.L., Turkin I.K., Yankevich Yu.I. *Osnovy ustroystva, proektirovaniya, konstruirovaniya i proizvodstva letatel'nykh apparatov (distantsionno-pilotiruemye letatel'nye apparaty)* [Basics of aircraft structure, design and manufacture (remotely piloted aerial vehicles)]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2008. 528 p.

2. Ivanov M.S., Aganesov A.V., Krylov A.A. et al. *Bespilotnye letatel'nye apparaty: spravochnoe posobie* [Unmanned aerial vehicles: Reference book]. Voronezh: Nauchnaya Kniga Publ., 2015. 616 p.

3. Babkin V.I, Skibin V.A, Solonin V.I. Contribution CIAM to innovative development aviation engine-building. *Dvigatel'*. 2012. No. 1 (79). P. 4-7. (In Russ.)

4. Lomazov V.S., Osipov I.V. Malorazmernyy reduktornyy TRDD – al'ternativa malorazmernym GTD s vintovym dvizhitelem dlya maloy aviatsii i bespilotnykh LA. *Sbornik tezisov «Mezhdunarodnyy forum Dvigatelestroeniya. Nauchno-tekhnicheskiy congress po dvigatelestroeniyu (NTKD-2018)»*. V. 1. Moscow: Vash Uspekh Publ., 2018. P. 45-46. (In Russ.)

5. Kostyuchenkov A.N., Zelentsov A.A., Semenov P.V., Minin V.P. Development of a single-section demonstrator rotary engine on the basis of a modern complex design procedure. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 2. P. 173-181. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-2(47)-173-181. (In Russ.)

6. Joint-stock company «ENICS». www.enics.ru.

7. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Slinko M.B. Technical shape formation and of estimation of effectiveness of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2016. No. 2-3. P. 66-80. (In Russ.)

УДК 539.4.014.13 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-138-147

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПО ОСТАТОЧНЫМ НАПРЯЖЕНИЯМ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АДГЕЗИИ ПОКРЫТИЙ ИЗ НИКЕЛЯ И ХРОМА НА ДЕТАЛЯХ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

© 2018

А. С. Букатый кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
bukaty@inbox.ru

Проведены работы по обеспечению адгезии хромового покрытия на деталях «поршень со штоком» из титановых сплавов ВТ3-1, ВТ22 на основе исследования остаточных напряжений. Обеспечение адгезии покрытий проводилось в два этапа: на первом этапе была применена упрочняющая обработка, на втором этапе проведена оптимизация режимов шлифования по остаточным напряжениям. Приведена методика прогнозирования технологических остаточных деформаций деталей по эквивалентным начальным напряжениям. Исследованы остаточные напряжения в поверхностном слое образцов, вырезанных из упрочняемых деталей. Установлено, что сжимающие остаточные напряжения в поверхностном слое обеспечивают адгезию покрытий при хромировании деталей из титановых сплавов. Показано, что обеспечение адгезии покрытий на деталях из титановых сплавов может быть получено как с применением упрочняющей обработки, так и без упрочнения – путём оптимизации режимов шлифования. Результаты работ позволили исключить прижоги при шлифовании деталей из титановых сплавов, обеспечить благоприятную технологическую наследственность не только для исследуемых деталей, но и для других деталей – поршней, гидроцилиндров, штоков.

Упрочняющая обработка; шлифование; адгезия покрытий; хромирование; никелирование; остаточные напряжения.

Цитирование: Букатый А.С. Оптимизация технологических процессов по остаточным напряжениям с целью обеспечения адгезии покрытий из никеля и хрома на деталях из титановых сплавов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 138-147. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-138-147

Введение

Титановые сплавы находят широкое применение в авиационной промышленности благодаря высокой удельной прочности и коррозионной стойкости. В производстве особо ответственных деталей авиационных шасси, таких как поршни, штоки, оси, траверсы применяются материалы ВТ22, ВТ3-1. Обработка титановых сплавов осложнена рядом технологических проблем, среди которых наиболее важными являются технологические остаточные деформации (ТОД) – изменение размеров и формы деталей вследствие действия остаточных напряжений (ОН), а также нанесение износостойких гальванических покрытий из-за плохой адгезии вследствие свойства титана интенсивно окисляться при высоких температурах. Таким образом, технология механической и термической обработки деталей из титановых сплавов связана с созданием благоприятной технологической наследственности на всех этапах технологического процесса, что является важной задачей при изготовлении деталей авиационных шасси.

В производстве АО «Авиаагрегат» (г. Самара) штоки и поршни гидроцилиндров являются высокотехнологичными деталями, к которым предъявляются повышенные требования по точности изготовления, износостойкости и герметичности гальванических покрытий. При этом актуальной задачей является повышение адгезии покрытий из никеля и хрома при гальванической обработке деталей из сплавов ВТ22 и ВТ3-1.

В данной работе изложены результаты исследований проблемы – отслаивания покрытия при хромировании штоков (рис. 1), изготавливаемых из ВТ22 и ВТ3-1. Технологический процесс производства штоков включает операции, ключевыми среди которых являются «Шлифование» и «Отжиг». Проведённые исследования показали, что в процессе шлифовальной обработки в поверхностном слое детали создаются растягивающие остаточные напряжения (рис. 2), значительно ухудшающие адгезию покрытий. При этом наиболее неблагоприятным является создание растягивающих остаточных напряжений при шлифовании в результате «прижогов». Операция «Отжиг» снижает уровень растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое до величины 20…40 МПа, но знак напряжений не меняется и остаточные напряжения остаются растягивающими. В связи с этим решение проблемы заключается в создании благоприятной технологической наследственности, уменьшении растягивающих и, по возможности, создании сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое деталей перед нанесением покрытий.



Рис. 1. Шток из материала ВТ3-1 с дефектами хромового покрытия



Рис. 2. Эпюра остаточных напряжений после шлифовальной обработки штоков

Применение упрочняющей дробеструйной обработки

Одним из наиболее распространённых способов создания сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое деталей на авиационных производствах является упрочнение методами поверхностного пластического деформирования (ППД). Дробеструйная обработка микрошариками применяется в основном на заключительных этапах технологического процесса с целью повышения сопротивления усталости всех изготавливаемых в авиации ответственных деталей. Исследования проводились на детали «поршень со штоком» из материала ВТ3-1, обладающего значительно худшей адгезией по сравнению с ВТ22. При изготовлении по базовому технологическому процессу (серийной технологии) наблюдалось отслаивание хромового покрытия на всех изготовленных деталях. Для повышения адгезии хромового покрытия детали «поршень со штоком» на основе работ [1; 2] разработаны мероприятия, целью которых является назначение режимов дробеструйной обработки, создающих в поверхностном слое детали сжимающие остаточные напряжения. При этом наряду с улучшением адгезии покрытий одним из основных требований являлось обеспечение ТОД штока в заданных технологических допусках. Использование для опытно-технологических работ натурных деталей экономически нецелесообразно, поэтому при назначении режимов дробе-

струйной обработки необходимо прогнозирование остаточных деформаций, возникающих в процессе упрочнения.

Для прогнозирования ТОД упрочняемых деталей аналитическими методами требуется интегральная величина начальных напряжений (НН) по толщине слоя *a*, определение которой не представляет трудностей. Однако в расчётах методом конечных элементов необходимо НН задавать на малой толщине *a* послойно, что с последующим расчётом является трудоёмкой задачей. Расчёт ТОД значительно упрощается, если НН задавать в виде некоторой эквивалентной и постоянной по толщине слоя величиной $\sigma_э$.

В процессе упрочняющей обработки в поверхностном слое детали образуются необратимые изменения линейных размеров – первоначальные деформации (ПД) [3], в результате чего состояние детали становится неуравновешенным. В силу отсутствия достаточно точных методов определения ПД в качестве эквивалента воздействия ПД на деталь в работе [4] предложено использовать начальные напряжения. Под действием НН деталь упруго деформируется и приходит в равновесное состояние. При этом в результате упругого деформирования в поверхностном слое происходит перераспределение – разгрузка НН, а в остальном объёме детали возникают упругие напряжения. Новое равновесное напряжённое состояние (НС) детали называется остаточным, а образовавшиеся остаточные напряжения в работе [5] предложено разделить на «активные» ОН – перераспределившиеся в поверхностном слое НН, и «реактивные» ОН – в остальном объёме детали. Из условия равновесия следует, что действие активных ОН следует применять к детали без поверхностного слоя. В этом случае потребуется перерасчёт всех геометрических характеристик детали. В практических расчётах это неудобно. Поэтому, как показано в работах [4; 5], для расчёта ТОД применительно ко всему объёму детали можно использовать НН. В развитие данного подхода предложено использовать удельную энергию НН u_0 в качестве меры воздействия НН на деталь. Такой подход становится особенно удобным и эффективным при расчёте ТОД методом КЭ с применением пакетов ANSYS, КОСМОС и др.

В настоящее время известны два способа определения НН на основе ОН: путём численного решения интегрального уравнения [4] и методом последовательных приближений [5; 6]. На наш взгляд, предпочтительнее метод последовательных приближений, позволяющий использовать ОН, получаемые по экспериментальным образцам или образцам, вырезанным из деталей. Обычно ОН определяют методом послойного стравливания поверхностного слоя на образцах прямоугольной формы (рис. 3). Толщину образцов *h* выбирают близкой к толщине упрочняемых деталей $h_Д$, если величина $a/h_Д \le 0{,}1$, но не менее 2,5 – 3мм.

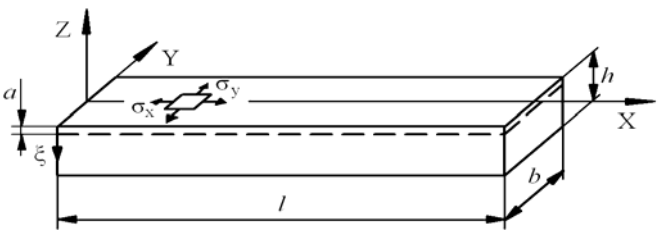


Рис. 3. Ориентация системы координат и направления остаточных напряжений

Принято считать, что дробеударные способы упрочнения создают в направлениях *X* и *Y* одинаковое пластическое деформирование поверхностного слоя и, следовательно, $\sigma_x = \sigma_y$. Поскольку метод удаления поверхностных слоёв позволяет определять только совокупность ОН $\sigma_{ост} = \left(\sigma_x - \mu\sigma_y\right)$, то можно принять

$$\sigma_x = \sigma_y = \frac{\sigma_{ост}}{1-\mu},\ \ \sigma_z = \sigma_\xi = 0\,, \tag{1}$$

где μ – коэффициент Пуассона материала.

В общем случае выражение для удельной энергии деформированного поверхностного слоя имеет вид:

$$u_0 = \frac{1}{2E}\left[\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\mu\left(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1\right)\right], \tag{2}$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные начальные напряжения; E – модуль упругости материала.

Поскольку при ППД возникают сжимающие ОН и НН, то в рамках условия (2) можно принять

$$\sigma_1 = 0\,,\ \sigma_2 = \sigma_3 = \frac{\sigma_н}{1-\mu}, \tag{3}$$

и на основании (3) получаем

$$u_0 = \frac{\sigma_н^2}{\left(1-\mu\right)E}\,. \tag{4}$$

В тех случаях, когда $\sigma_x \neq \sigma_y$ и упрочняемая поверхность детали обладает существенной кривизной, следует анализировать соответствующее начальное напряжённое состояние в слое толщиной a и определять главные напряжения. При этом в большинстве практических случаев напряжениями σ_ξ можно пренебречь, т.к. их величина имеет порядок $\sigma_{ост}\, a/R$, где R – радиус кривизны поверхности.

Для обоснования выбора критерия введём понятие удельной поверхностной энергии слоя толщиной *a*:

$$U_0 = \int_0^a u_0 d\xi = \frac{1}{\left(1-\mu\right)E}\int_0^a \sigma_н^2 d\xi. \tag{5}$$

Тогда параметры режимов упрочнения будем связывать с величиной и глубиной залегания НН через U_0, от которой зависят ТОД. В этом случае становится возможным пренебречь характером распределения НН по толщине слоя *a*. Это существенно упрощает расчёты ТОД, т.к. фактическое распределение НН можно заменить некоторыми постоянными по толщине слоя *a* эквивалентными напряжениями $\sigma_э = \text{const}$, величину которых найдём из соотношений

$$U_0 = \frac{1}{(1-\mu)E}\int_0^a \sigma_н^2 d\xi = \frac{1}{(1-\mu)E}\int_0^a \sigma_э^2 d\xi = \frac{\sigma_э^2 a}{(1-\mu)E}. \quad (6)$$

Отсюда получаем формулу для эквивалентных НН при одноосном напряжённом состоянии:

$$\sigma_{э1} = \sqrt{\frac{1}{a}\int_0^a \sigma_н^2 d\xi}. \quad (7)$$

Выражение (7) удобно для расчёта ТОД стержневых и кольцевых деталей с недеформируемым поперечным сечением. В общем случае для деталей сложной формы требуются обе составляющие эквивалентных напряжений. На основании (3) и (5) выразим удельную и удельную поверхностную энергию через эквивалентные напряжения:

$$u_{0э} = \frac{1}{2E}\left[\sigma_э^2 + \sigma_э^2 - 2\mu\sigma_э\sigma_э\right] = \frac{1-\mu}{E}\sigma_э^2, \quad (8)$$

$$U_{0э} = \int_0^a u_{0э} d\xi = \frac{1-\mu}{E}\int_0^a \sigma_э^2 d\xi = \frac{1-\mu}{E}\sigma_э^2 a. \quad (9)$$

Приравняв выражения (5) и (9), получим $\sigma_{э2}$ для плоского НДС:

$$\sigma_{э2} = \frac{1}{1-\mu}\sqrt{\frac{1}{a}\int_0^a \sigma_н^2 d\xi}. \quad (10)$$

Таким образом, величина U_0 может служить универсальным критерием для связи режимов упрочнения с ТОД. Особенно удобным становится применение U_0 в задачах, где равномерная обработка упрочнением по всей поверхности детали вызывает недопустимые ТОД. В этом случае на эффективном режиме обрабатывают наиболее ответственные и опасные участки поверхности (например, наиболее нагруженные участки или зоны концентрации напряжений). В зависимости от возникающих при этом ТОД остальная поверхность, подлежащая упрочняющей обработке, обрабатывается на пониженном или повышенном (для исправления геометрии) относительно основного режиме. Упрочняемые зоны определяют на основе предварительного расчётного анализа ТОД. Необходимо отметить, что принятое условие эквивалентности реальной и осреднённой эпюр распределения напряжений по толщине поверхностного слоя осуществляется не с целью исследования остаточного напряжённого состояния упрочнённого поверхностного слоя, а с целью упрощения процесса моделирования деформаций, вызванных напряжениями, и уменьшения времени расчёта, т.е. оно наиболее эффективно при анализе ТОД деталей сложной геометрической формы.

Опытные работы проводились на упрочняющей пневмодробеструйной установке на базе робота ABB. Поскольку целью данной работы является не повышение долговечности, а улучшение адгезии покрытия, основной задачей исследований было устранение растягивающих и создание необходимых сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое детали, подвергаемой гальваническому покрытию.

После проведения предварительной оценки ТОД в качестве режима обработки был выбран наименее интенсивный режим упрочнения, обеспечивающий наилучшую шероховатость упрочняемой поверхности и достаточный уровень сжимающих остаточных напряжений, не приводящий к значительным ТОД упрочняемых деталей. Для отработки режимов упрочнения использовались контрольные пластины длиной 100 мм. Получено оптимальное время насыщения поверхностного слоя детали ударами микродроби, составившее 5,3 с при скорости перемещения сопла 19 мм/с. По результатам упрочнения контрольных пластин и построения кривой насыщения их прогибов установлены параметры режима упрочняющей обработки: скорость перемещения сопла 19 мм/с; давление воздуха 1,8 ат; расход дроби 4,5 кг/мин (для одного сопла); количество сопел 2 шт.; диаметр дроби (стальные микрошарики) 0,6 мм; расстояние от сопел до упрочняемой поверхности 175 мм.

Поскольку деталь – «поршень со штоком» относится к классу полых цилиндров, определение остаточных напряжений осуществлялось на образцах – полукольцах с применением автоматизированного прибора АСБ-1 [7]. При этом учитывалось изменение деформаций колец от разрезки. Эпюра остаточных напряжений после упрочняющей обработки показана на рис. 4.

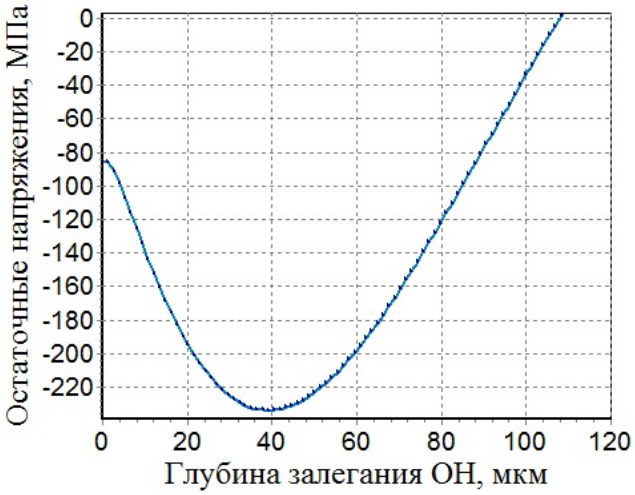


Рис. 4. Эпюра остаточных напряжений после упрочняющей обработки микрошариками

Деталь № 1(рис. 5) изготавливалась по базовому технологическому процессу, то есть не подвергалась упрочнению. Деталь № 2 (рис. 6) подвергалась упрочнению на установленном режиме. После операции «Хромирование» обе детали подвергались шлифованию в соответствии с базовым технологическим процессом. Шлифование детали № 1 привело к сколам покрытия (рис. 5) сразу после начала процесса шлифования. В процессе шлифования детали № 2 получено требуемое хромовое покрытие без дефектов. Для проверки адгезии покрытие было прошлифовано до материала детали, в результате чего сколы хрома не выявлены. На рис. 5 показано прошлифованное насквозь хромовое покрытие с проявлением мелких участков основного материала. Таким образом, применение наименее интенсивных режимов упрочняющей обработки позволило обеспечить не только качественное нанесение покрытий, но и геометрические размеры и форму изготовленной детали в соответствии с требованиями технологического процесса.



Рис. 5. Сколы хромового покрытия



Рис. 6. Шток без сколов покрытия

Оптимизации режимов шлифования по остаточным напряжениям

Результаты, полученные на первом этапе с применением упрочняющей обработки, являются решением проблемы обеспечения адгезии гальванических покрытий на деталях из титановых сплавов. Однако в большом количестве случаев применение упрочняющей обработки не предусмотрено технологическим процессом и внедрение упрочнения не представляется возможным ввиду тонкостенности детали или по иным причинам.

Предварительные эксперименты на натурных деталях показали, что правильный выбор режимов шлифования может обеспечить на поверхности детали сжимающие остаточные напряжения или значительно уменьшить растягивающие. Таким образом, была поставлена задача добиться адгезии покрытий без изменения базового технологического процесса, не предусматривающего применение упрочняющей обработки.

Опытные работы проводились на образцах – кольцах (рис. 7), вырезанных из деталей – штоков из материала ВТ3-1. Разрезка деталей на образцы осуществлялась электроэрозионным способом. Образцы закреплялись в специальную оправку и подвергались шлифованию на различных режимах. Основными варьируемыми факторами, влияющими на параметр оптимизации – остаточные напряжения – были выбраны: скорость продольного перемещения стола (5,3; 15 мм/об), шаг поперечного перемещения шлифовального круга – припуск на обработку (0,005; 0,01; 0,02 мм), скорость вращения образца (50, 100, 200, 300, 400 об/мин). Общий припуск, снимаемый суммарно за операцию «Шлифование» одинаков для всех образцов и составляет 0,1 мм (0,2 мм в диаметре). Факторы варьировались в указанных диапазонах, в результате чего исследованиям подвергалось 30 режимов шлифования. Эпюра остаточных напряжений, полученная при определении напряжений в образцах, обработанных на исходных режимах по базовому технологическому процессу, показана на рис. 2. По результатам проведённых работ выбран режим шлифования: скорость перемещения стола – 5,3 мм/об, шаг поперечного перемещения шлифовального круга – припуска на обработку – 0,01 мм, скорость вращения образца – 300 об/мин. Выбранный режим обработки обеспечил сжимающие остаточные напряжения на поверхности 8 МПа и снижение растягивающих напряжений со 170 до 20 МПа. Максимум растягивающих напряжений при этом находится на глубине 8 мкм. Эпюра остаточных напряжений

приведена на рис. 8. Полученный режим шлифования исключил появление прижогов и обеспечил адгезию хромового покрытия при гальванической обработке детали «поршень со штоком» из материала ВТ3-1.

Результаты работ апробированы на деталях – штоках, цилиндрах, поршнях. Улучшение адгезии получено не только для хромового покрытия, но и для покрытия никелем.

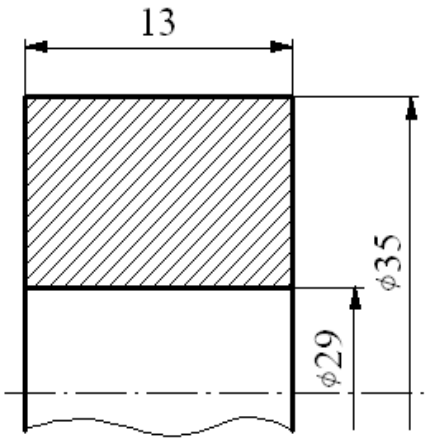


Рис. 7. Кольцевой образец

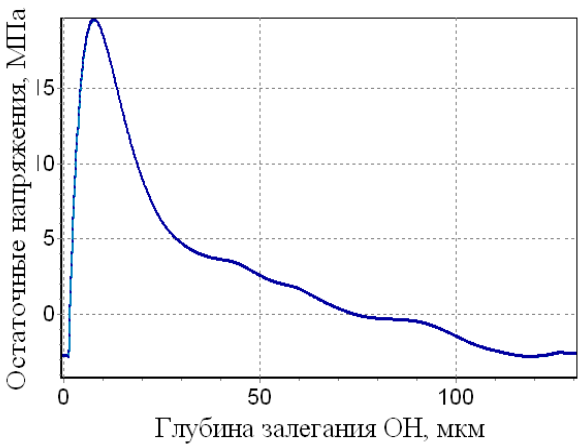


Рис. 8. Эпюра остаточных напряжений

Заключение

На основе исследования остаточных напряжений проведена оптимизация технологических процессов упрочняющей и шлифовальной обработки для детали «поршень со штоком» с целью минимизации растягивающих и создания сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое.

Полученные результаты опытно-технологических работ, проведённых по результатам исследований, позволили обеспечить адгезию гальванических покрытий для деталей из титановых сплавов ВТ22 и ВТ 3-1.

Разработан метод, позволяющий прогнозировать технологические остаточные деформации деталей после упрочнения методами поверхностного пластического деформирования на основе моделирования эквивалентных начальных напряжений.

Определены режимы шлифования, которые позволили исключить прижоги и обеспечить наличие сжимающих остаточных напряжений, улучшающих адгезию гальванических покрытий. При этом величина подслойных растягивающих остаточных напряжений снижена со 170 до 20 МПа.

Библиографический список

1. Букатый А.С., Букатый С.А., Лёшин Д.П., Округин А.А. Совершенствование конструкции и технологии изготовления ответственных деталей ГТД на основе энергетического метода и исследования жёсткости напряжённого состояния // Сб. материалов IV международной научно-технической конференции «Наукоёмкие

технологии в машиностроении и авиадвигателестроении (ТМ-2012)». Ч. 1. Рыбинск: Рыбинский государственный авиационный технический университет, 2012. С. 308-312.

2. Букатый С.А., Семенченко И.В. Коробление и размерная стабильность маложёстких тонкостенных деталей в производстве газотурбинных двигателей // Вестник машиностроения. 1994. № 10. С. 32-37.

3. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1963. 232 с.

4. Овсеенко А.Н. Технологические основы методов снижения остаточных деформаций и обеспечения качества обработки высоконагруженных деталей энергомашин. Автореф. … докт. техн. наук. Москва, 1986. 32 с.

5. Букатый С.А. Прогнозирование коробления деталей ГТД после обработки поверхности на основе исследования остаточного напряжённого состояния материала. Автореф. … докт. техн. наук. Рыбинск, 1996. 28 с.

6. Букатый С.А. Общий подход к определению остаточных деформаций деталей после упрочнения поверхностным и объёмным пластическим деформированием // Сборник тезисов докладов республиканской научно-технической конференции «Повышение качества деталей машин пластическим деформированием». Фрунзе, 1988. С. 88-90.

7. Букатый С.А., Букатый А.С. Автоматизированная система определения остаточных напряжений // Труды XXXVIII Уральского семинара «Механика и процессы управления». Т. 1. Екатеринбург: УрО РАН, 2008. С. 191-194.

RESIDUAL STRESS OPTIMIZATION OF TECHNOLOGICAL PROCESSES WITH THE AIM OF ENSURING ADHESION OF NICKEL OR CHROMIUM COATINGS ON PARTS MADE OF TITANIUM ALLOYS

© 2018

A. S. Bukaty Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bukaty@inbox.ru

Work on ensuring adhesion of chromium coating on parts “piston with a rod” made of BT3-1, BT22 titanium alloys was carried out based on the examination of residual stresses. Ensuring the adhesion of coats was conducted in two stages: at the first stage strengthening treatment was used, and at the second stage optimization of grinding conditions by residual stresses was carried out. A method of predicting process-induced residual deformation by equivalent initial stresses is presented. Residual stresses in a surface layer of specimens cut out of the strengthened parts were studied. It was established that compressive residual stresses in the surface layer ensure the coating adhesion in chromium plating of parts made of titanium alloys. It was shown that ensuring adhesion of coatings on parts made of titanium alloys can be obtained both by strengthening treatment and without it, due to the optimization of grinding conditions. The results obtained made it possible to eliminate surface tempering in the process of grinding parts made of titanium alloys, to ensure favorable technological heredity not only for the parts under examination, but for other parts such as pistons, hydraulic cylinders and rods.

Strengthening treatment; grinding; coating adhesion; chromium plating; nickel plating; residual stresses.

Citation: Bukaty A.S. Residual stress optimization of technological processes with the aim of ensuring adhesion of nickel or chromium coatings on parts made of titanium alloys. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 138-147. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-138-147

References

1. Bukaty A.S., Bukatyy S.A., Leshin D.P., Okrugin A.A. Sovershenstvovanie konstruktsii i tekhnologii izgotovleniya otvetstvennykh detaley GTD na osnove energeticheskogo metoda i issledovaniya zhestkosti napryazhennogo sostoyaniya. *Sb. materialov IV mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Naukoemkie tekhnologii v mashinostroenii i aviadvigatelestroenii (TM-2012)»*. Part 1. Rybinsk: Rybinsk State Aviation Technical University Publ., 2012. P. 308-312. (In Russ.)

2. Bukaty S.A., Semenchenko I.V. Buckling and size stability of low-hard thin-walled parts in gas turbine engines production. *Vestnik Mashinostroeniya*. 1994. No. 10. P. 32-37. (In Russ.)

3. Birger I.A. *Ostatochnye napryazheniya* [Residual stresses]. Moscow: Gosudarstvennoe Nauchno-tekhnicheskoe Izdatel'stvo Mashinostroitel'noy Literatury Publ., 1963. 232 p.

4. Ovseenko A.N. *Tekhnologicheskie osnovy metodov snizheniya ostatochnykh deformatsiy i obespecheniya kachestva obrabotki vysokonagruzhennykh detaley energomashin* [Process basis for methods of reducing residual deformations and ensuring high quality of treatment of high-load parts of energy machines. Extended abstract of doctoral dissertation (Engineering)]. Moscow, 1986. 32 p.

5. Bukaty S.A. *Prognozirovanie korobleniya detaley GTD posle obrabotki poverkhnosti na osnove issledovaniya ostatochnogo napryazhennogo sostoyaniya materiala* [Prediction of gas turbine engine parts' buckling after surface treatment on the basis of examination of the residual stress state of the material. Extended abstract of doctoral dissertation (Engineering)]. Rybinsk, 1996. 28 p.

6. Bukaty S.A. Obshchiy podkhod k opredeleniyu ostatochnykh deformatsiy detaley posle uprochneniya poverkhnostnym i ob"emnym plasticheskim deformirovaniem. *Sbornik tezisov dokladov respublikanskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Povyshenie kachestva detaley mashin plasticheskim deformirovaniem»*. Frunze, 1988. P. 88-90.

7. Bukaty S.A., Bukatyy A.S. Avtomatizirovannaya Sistema opredeleniya ostatochnykh napryazheniy. *Trudy XXXVIII Ural'skogo seminara «Mekhanika i protsessy upravleniya»*. V. 1. Yekaterinburg: Ural Branch of the Russian Publ., 2008. P. 191-194. (In Russ.)

УДК 534.1 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-148-157

ДИНАМИКА ДВУХМАССНОГО РЕЗОНАНСНОГО ВИБРАЦИОННОГО ГРОХОТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

© 2018

Н. Н. Денцов кандидат технических наук, доцент кафедры «Теоретическая и прикладная механика»;
Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева;
dentsovnn90@mail.ru

А. В. Кошелев кандидат технических наук, научный сотрудник тематического отдела по разработке твердотельных акселерометров и гироскопов;
ПАО «Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа»;
koshelevav88@mail.ru

Приводится решение по созданию нового энергосберегающего вибрационного грохота с использованием комбинационного параметрического резонанса, позволяющее расширить функциональные и эксплуатационные возможности вибрационных машин. Представлены динамическая и математическая модели двухмассного резонансного вибрационного грохота. Приводятся дифференциальные уравнения движения машины. Описывается принцип работы резонансного вибрационного грохота. Приводится траектория движения центра масс системы маятников инерционного элемента параметрического привода во время их обкатки по беговым дорожкам. Представлен метод сведения двухмассной системы к одномассной. При этом вводится дополнительное условие на жёсткости упругих элементов колебательной системы. Выделяется значение вынуждающей силы при установившихся резонансных колебаниях. Получены соотношения между массами рабочих органов, коэффициентами демпфирования и линейными перемещениями рабочего органа. Параметрический резонанс вкупе с явлением самосинхронизации позволяет реализовать самоуправляемое и самоподдерживаемое собственное движение машины. Приводятся реальные образцы двухмассных колебательных систем с одним и двумя параметрическими вибровозбудителями. На основе результатов, полученных для опытных образцов двухмассной системы, делается вывод об устойчивости резонансного режима работы. Результаты работы могут быть использованы для создания новых высокоэффективных резонансных вибрационных машин.

Вибрационный грохот; параметрический резонанс; динамика; самосинхронизация; колебательная система; устойчивость.

Цитирование: Денцов Н.Н., Кошелев А.В. Динамика двухмассного резонансного вибрационного грохота в первом приближении // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 148-157. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-148-157

Введение

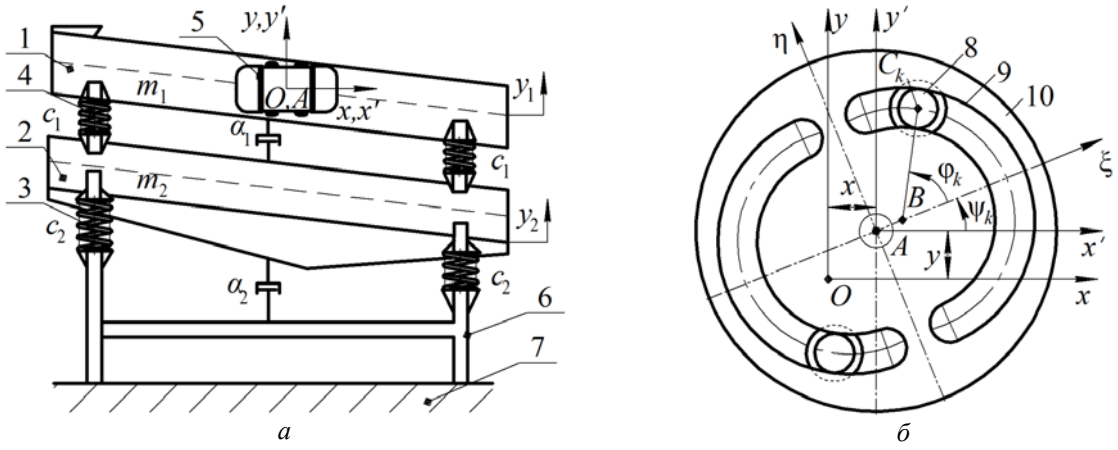
В сырьевых и перерабатывающих отраслях промышленности для транспортирования и переработки различных сыпучих и кусковых материалов широко применяются вибрационные транспортно-технологические машины (ВТТМ). Самой представительной группой ВТТМ являются вибрационные грохоты. Традиционные виброгрохоты с дебалансным, кинематическим и электромагнитным приводами имеют невысокие технические и эксплуатационные показатели. Значительная часть вибрационного оборудования, выполняющего данные технологические операции, требует больших затрат энергии [1]. Кроме этого имеется ряд проблем с самой обработкой материалов, в частности разделение и сортировка труднопросеиваемых материалов, самоочистка сит, дезинтеграция агломератов.

Большинство конструкций современных вибрационных грохотов для возбуждения колебаний используют дебалансные вибраторы и зарезонансный режим работы. В колебательной системе таких машин циркулирует большая реактивная мощность, необходимая для преодоления инерционных сил, что снижает их энергетическую эффек-

тивность. Повышение производительности и снижения энергетических затрат вибрационного грохота возможно благодаря явлению резонанса [2; 3]. В резонансном режиме работы вибрационной машины упругие и инерционные силы взаимно уравновешиваются, при этом энергия вибровозбудителя расходуется только на преодоление диссипативных сил, а рабочий орган совершает движение, близкое к собственному. Основной трудностью практического использования резонансных вибрационных машин является высокая чувствительность к изменению технологической нагрузки и параметров колебательной системы [4]. Нелинейность технологической нагрузки препятствует решению проблемы стабилизации резонансного режима работы машин при вынужденных колебаниях даже при помощи средств автоматической подстройки (авторезонанса). Улучшение динамических характеристик вибрационных машин возможно за счёт использования комбинационного параметрического резонанса, реализующегося в связанных системах с несколькими степенями свободы. Параметрический резонанс коренным образом отличается от обычного резонанса вынужденных колебаний, поэтому исследование динамики устройства, построенного на его принципах, является актуальным.

Постановка задачи

Двухмассная модель виброгрохота, представленная на рис. 1, *а*, состоит из двух рабочих органов (коробов) массами m_1, m_2 (верхний *1* и нижний *2* соответственно), удерживаемых основными *4* – жёсткостью c_1 и вспомогательными *3* – жёсткостью c_2 упругими связями.



а *б*

Рис. 1. Динамическая модель двухмассного вибрационного грохота

Вспомогательные упругие связи, выполненные в виде пружин, установлены на неподвижное основание *6*, которое жёстко крепится к фундаменту *7*. При этом жёсткость основных пружин много выше жёсткости вспомогательных, что позволяет обеспечить необходимую виброизоляцию основания. На рабочем органе *1* устанавливаются два вибратора *5* таким образом, чтобы вынуждающая сила проходила через центр масс рабочего органа. В качестве вибратора используется параметрический резонансный вибровозбудитель [5].

В общем случае рабочие органы *1* и *2* вибрационного грохота совершают пространственные колебания. Однако в резонансном (рабочем) режиме можно рассматривать систему, совершающую однонаправленные колебания. Необходимая форма траек-

тории движения рабочего органа обеспечивается также однонаправленной жёсткостью основной упругой системы и за счёт синхронной работы двух вибровозбудителей. Согласованная работа двух вибровозбудителей на рабочем органе *1* достигается благодаря обобщённому принципу самосинхронизации, в основе которого лежат принципы самосинхронизации типа неуравновешенных роторов и синхронизация по типу маятниковых часов [6].

Исследуем динамику работы двухмассного вибрационного грохота. Во время равномерного вращения роторов инерционных элементов (ИЭ) *10* в противоположных направлениях с близкими резонансными частотами возбуждаются колебания рабочего органа *1*, который, в свою очередь, раскачивает рабочий орган *2*. При вращении роторов на колеблющемся рабочем органе по принципу самосинхронизации происходит выравнивание частот вращения «невидимых дебалансов», возникающих при обкатке тел качания (маятников) *8* по беговым дорожкам *9*. Ротор ИЭ с развитым моментом инерции выполняет роль маховика и аккумулятора кинетической энергии. При вхождении машины в область резонанса возбуждаются колебания в системе на частотах λ_1 и λ_2, связанных с частотой параметрического возбуждения (частотой вращения ротора) ω соотношением $\omega = \lambda_1 + \lambda_2$, где λ_1, λ_2 – парциальные собственные частоты маятников ИЭ и рабочего органа соответственно. При этом $\lambda_1 = \nu\omega$, где ν определяется размерами диска и маятников ИЭ. Таким образом, изменение области резонанса и частоты колебаний рабочего органа возможно за счёт изменения свойств и элементов ИЭ.

Во время вращения ротора ИЭ маятники обкатываются по беговым дорожкам с собственными частотами, при этом координаты центра масс системы маятников x_c, y_c описываются следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} x_{c_k} &= x + l\cos\psi_k + \rho_c\left(\cos\psi_k - \varphi_k\sin\psi_k - \frac{1}{2}\varphi_k^2\cos\psi_k + \frac{1}{6}\varphi_k^3\sin\psi_k\right), \\ y_{c_k} &= y + l\sin\psi_k + \rho_c\left(\sin\psi_k + \varphi_k\cos\psi_k - \frac{1}{2}\varphi_k^2\sin\psi_k - \frac{1}{6}\varphi_k^3\cos\psi_k\right), \end{aligned} \tag{1}$$

где $\rho_c = BC_k$; $l = AB$, ψ_k – угол положения беговой дорожки (рис. 1, *б*).

Подставляя выражение для обобщённой координаты $\varphi_k = A_0\cos\left(\omega_1 t + \frac{2\pi k}{N}\right)$ и зависимости частот генерации $\omega = \omega_1 + \omega_2$ в уравнение (1), получаем следующие уравнения траектории центра масс:

$$\begin{aligned} x_c &= x - \frac{1}{2}\rho_c A_0\left(1 - \frac{1}{8}A_0^2\right)\sin\omega_2 t + \frac{1}{48}\rho_c A_0^3\sin\left(\omega_2 + 4\omega_1\right)t, \\ y_c &= y + \frac{1}{2}\rho_c A_0\left(1 - \frac{1}{8}A_0^2\right)\cos\omega_2 t + \frac{1}{48}\rho_c A_0^3\cos\left(\omega_2 + 4\omega_1\right)t. \end{aligned} \tag{2}$$

На основе уравнений (2) получаем график траектории движения центра масс системы маятников в безразмерных координатах x_c/ρ_c и y_c/ρ_c, считая, что рабочий орган не совершает движения. В случае четырёх маятников траектория представляет собой кривую, изображённую на рис. 2. При этом центр масс маятников движется в сторону вращения ротора ИЭ, но с частотой на $\nu 100\%$ ниже частоты вращения ротора. Та-

ким образом, если ИЭ выполнен с коэффициентом $\nu = 0{,}25$, то частота вращения центра масс на 25% ниже частоты вращения ротора.

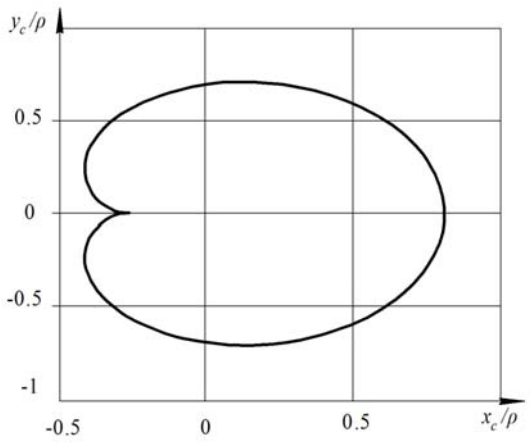


Рис. 2. Траектория движения центра масс системы маятников

Рабочий режим двухмассного вибрационного грохота включает в себя две области с разными формами колебаний. Первая форма колебаний, в которой оба рабочих органа колеблются в одной фазе, применима при грохочении материалов на низких частотах при хорошей пропускной способности просеивающей поверхности. Вторая форма колебаний, при которой рабочие органы двигаются в противофазе, применима для грохочения липких и трудно просеиваемых материалов, приводящих к постоянному забиванию ячеек просеивающей поверхности. Для запуска режима по первой форме колебаний необходимо ввести машину в первую резонансную область. Для запуска режима по второй форме колебаний необходимо увеличить частоту вращения роторов двигателей, чтобы выйти из рабочего режима с первой формой колебаний и войти во вторую резонансную область. Для прекращения процесса грохочения (колебаний рабочего органа) достаточно вывести машину из области резонанса, что значительно сокращает время остановки технологического процесса. При использовании же классических дебалансных вибраторов колебания в системе будут присутствовать до полной остановки вращения роторов двигателя вибратора.

Метод решения

Однонаправленные рабочие колебания вибрационного грохота описываются следующими дифференциальными уравнениями:

$$\begin{aligned}
&J_B \frac{d^2\varphi_k}{dt^2} + \alpha_0\rho_c \frac{d\varphi_k}{dt} + m\rho_c l\omega^2 \sin\varphi_k + m\rho_c \frac{d^2y_1}{dt^2}\cos\left(\psi_k + \varphi_k\right) = 0,\\
&m_1 \frac{d^2y_1}{dt^2} + \alpha_1 \frac{dy_1}{dt} + \alpha\left(\frac{dy_1}{dt} - \frac{dy_2}{dt}\right) + c_1y_1 + c_2\left(y_1 - y_2\right) = F_y\left(\frac{d^2y_1}{dt^2}, \varphi_k, \frac{d\varphi_k}{dt}, \frac{d^2\varphi_k}{dt^2}, t\right),\\
&m_2 \frac{d^2y_2}{dt^2} + \alpha_2 \frac{dy_2}{dt} - \alpha\left(\frac{dy_1}{dt} - \frac{dy_2}{dt}\right) + c_1y_2 + c_2\left(y_1 - y_2\right) = 0,
\end{aligned} \qquad (3)$$

где y_1, y_2 – перемещения масс вдоль оси Oy; α_1, α_2 – коэффициенты условных вязких сопротивлений вспомогательных упругих элементов, включая потери между средой и

массами; α – коэффициент сопротивления основных упругих элементов; α_0 – коэффициент, характеризующий демпфирование маятников ИЭ; $F_y\left(\frac{d^2y_1}{dt^2},\varphi_k,\frac{d\varphi_k}{dt},\frac{d^2\varphi_k}{dt^2},t\right)$ – проекция на ось Oy силы, действующей на массу m_1 от колеблющихся маятников.

Сила F_y вычисляется по формуле $F_y=-Nm\frac{d^2y_c}{dt^2}$, где y_c – ордината центра масс системы маятников [7]. Ордината y_c может быть выражена следующим образом:

$$y_c=y_1+\frac{\rho_c}{N}\sum_{k=1}^{N}\sin\left(\psi_k+\varphi_k\right). \tag{4}$$

Дифференцируя дважды выражение (4), получим следующее уравнение для вынуждающей силы:

$$F_y=-Nm\frac{d^2y_1}{dt^2}-m\rho_c\sum_{k=1}^{N}\left[\frac{d^2\varphi_k}{dt^2}\cos\left(\psi_k+\varphi_k\right)-\left(\omega+\frac{d\varphi_k}{dt}\right)^2\sin\left(\psi_k+\varphi_k\right)\right]. \tag{5}$$

Подставляя выражение (5) во второе уравнение системы (3), получим следующее уравнение:

$$m_1^*\frac{d^2y_1}{dt^2}+\alpha_1\frac{dy_1}{dt}+\alpha\left(\frac{dy_1}{dt}-\frac{dy_2}{dt}\right)+c_1y_1+c_2\left(y_1-y_2\right)=F_y^*\left(\frac{d^2y_1}{dt^2},\varphi_k,\frac{d\varphi_k}{dt},\frac{d^2\varphi_k}{dt^2},t\right),$$

где $m_1^*=m_1+Nm$, $F_y^*=mp_c\sum_{k=1}^{N}\left(\frac{d^2\varphi_k}{dt^2}\cos\left(\psi_k+\varphi_k\right)-\left(\omega-\frac{d\varphi_k}{dt}\right)^2\sin\left(\psi_k+\varphi_k\right)\right)$.

Здесь силу F_y^* можно рассматривать как нелинейную вынуждающую силу инерции. При установившихся резонансных колебаниях их форма, в соответствии с постулатом Видлера, совпадает с формой свободных колебаний.

В резонансных двухмассных машинах с целью создания эффективной виброизоляции вспомогательные упругие связи выполняют весьма податливыми. Соотношение между жёсткостями таково, что $c_1>>c_2$ и поэтому можно положить $c_2\approx 0$. При таких предположениях двухмассный вибрационный грохот можно преобразовать в одномассный. Таким образом, стремление улучшить виброизоляцию приводит к введению в систему дополнительной массы, которая будет использоваться как дополнительный рабочий орган, и выбору вспомогательных упругих элементов с минимальной жёсткостью. Ограничения связаны только с обеспечением их прочности, поэтому одна из частот собственных колебаний оказывается относительно низкой. В качестве рабочей принимается частота, соответствующая второй форме вынужденных колебаний, которой соответствуют колебания масс m_1,m_2 в противофазе друг относительно друга. Заметим, что на рис. 1, *а* ось Oy вертикальна. При этом маятники ИЭ вибровозбудителя находятся под действием не только центробежных сил инерции, но и сил тяготения. Поскольку $\omega^2\left(\rho_c+l\right)>>g$, то влиянием сил тяготения можно пренебречь.

Дифференциальные уравнения свободных колебаний системы при $\varphi_k \equiv 0$ $\left(k = 1, 2, ..., N\right)$ запишем в виде

$$m_1^* \frac{d^2 y_1}{dt^2} + \alpha_1 \frac{dy_1}{dt} + \alpha\left(\frac{dy_1}{dt} - \frac{dy_2}{dt}\right) + c_2\left(y_1 - y_2\right) = 0,$$
$$m_2 \frac{d^2 y_2}{dt^2} + \alpha_2 \frac{dy_2}{dt} - \alpha\left(\frac{dy_1}{dt} - \frac{dy_2}{dt}\right) + c_2\left(y_1 - y_2\right) = 0.$$

Стоит отметить, что при $\alpha_1 = \alpha_2 = 0$ имеет место соотношение $m_1^* \ddot{y}_1 - m_2 \ddot{y}_2 = 0$, которое приводит к интегрируемым комбинациям вида $m_1^* \dot{y}_1 - m_2 \dot{y}_2 = 0$, $m_1^* y_1 - m_2 y_2 = 0$. Откуда для периодических колебаний имеем

$$\frac{y_2}{y_1} = -\frac{m_1^*}{m_2} = -\gamma. \tag{6}$$

В дальнейшем считаем, что без значительного ущерба для точности получаемых решений соотношения (6) выполняются и при α_1, α_2 отличных от нуля, т.е. при малом демпфировании во вспомогательных упругих связях. Если в рассмотренном случае ввести координату $y = y_1 - y_2$, то получим следующие соотношения:

$$y_1 = \frac{1}{1+\gamma} y, \quad y_2 = -\frac{1}{1+\gamma} y.$$

При таких предположениях система (3) преобразуется к виду

$$J_B \frac{d^2\varphi_2}{dt^2} + \alpha_0 \rho_c \frac{d\varphi_k}{dt} + m\rho_c l\omega^2 \sin\varphi_k + \frac{m\rho_c}{1+\gamma} \frac{d^2 y}{dt^2} \cos\left(\psi_k + \varphi_k\right) = 0, \ \left(k = 1, 2, ..., N\right),$$

$$m_{\text{пр}} \frac{d^2 y}{dt^2} + \left(\alpha_{\text{пр}} + \alpha\right) \frac{dy}{dt} + c_2 y = F_y^*\left(\varphi_k, \frac{d\varphi_k}{dt}, \frac{d^2\varphi_k}{dt^2}, t\right), \tag{7}$$

для которой справедливы соотношения

$$\frac{m_1^*}{m_2} = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} = \gamma.$$

Здесь $m_{\text{пр}} = m_1^* m_2 \big/ \left(m_1^* + m_2\right)$, $\alpha_{\text{пр}} = \alpha_1 \big/ \left(1+\gamma\right)$ – соответственно приведённые масса и коэффициент сопротивления.

Принимая за основу систему уравнений (7) и введя нелинейную упругую силу, характеристика которой задаётся по формуле $F_1\left(y\right) = cy + c^* y^3$, запишем её в виде

$$J_B \frac{d^2\varphi_2}{dt^2} + \alpha_0 \rho_c \frac{d\varphi_k}{dt} + m\rho_c l\omega^2 \sin\varphi_k + \frac{m\rho_c}{1+\gamma} \frac{d^2 y}{dt^2} \cos\left(\psi_k + \varphi_k\right) = 0, \ \left(k = 1, 2, ..., N\right),$$

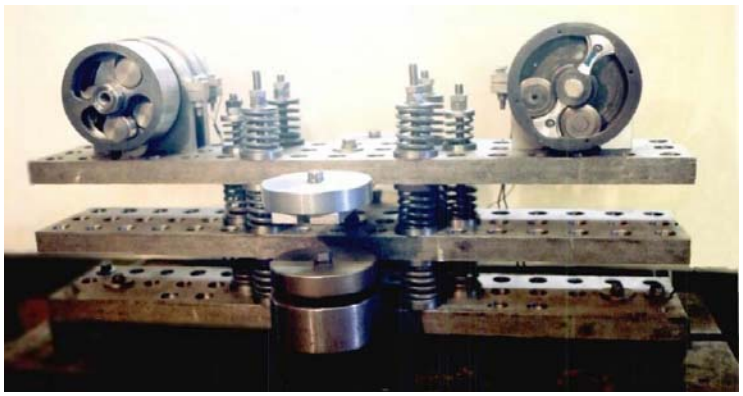
$$m_{\text{пр}}\frac{d^2y}{dt^2}+\left(\alpha_{\text{пр}}+\alpha\right)\frac{dy}{dt}+c_2y+c^*y^3=F_y^*\left(\varphi_k,\frac{d\varphi_k}{dt},\frac{d^2\varphi_k}{dt^2},t\right). \quad (8)$$

Частоты свободных колебаний линейной части колебательной системы (8) при $F_y^*=0$: $\omega_0=\nu\omega$, $\omega_y=\sqrt{c/m_{\text{пр}}}$. Для возбуждения комбинационного параметрического резонанса необходимо выполнение соотношения $\omega_0=\nu\omega+\omega_y$.

Анализ результатов и выводы

Следует заметить, что дифференциальные уравнения движения двухмассного грохота в первом приближении (8) в значительной степени совпадают с дифференциальными уравнениями для одномассного вибрационного грохота [8]. Благодаря этому сходству результаты, полученные в работах [8-10], можно применить и для двухмассного вибрационного грохота.

Для исследования устойчивости резонансных колебаний двухмассной колебательной системы на базе Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева созданы опытные образцы, показанные на рис. 3. Экспериментальные результаты подтверждают стабильность и устойчивость резонансных параметрических колебаний при действии технологической нагрузки на колебательную систему двухмассного вибрационного грохота.



а



б

Рис. 3. Экспериментальный стенд двухмассной колебательной системы:
а – с двумя параметрическими вибровозбудителями;
б – с одним параметрическим вибровозбудителем

Двухмассный резонансный вибрационный грохот на комбинационном параметрическом резонансе обладает важными достоинствами, которые наделяют его новыми качествами.

1. Высокая стабильность резонансных колебаний рабочего органа большой амплитуды на низких частотах.

2. Возможность работы двух рабочих органов как в одной фазе, так и в противофазе без дополнительной настройки, только за счёт смены рабочей зоны. Противофазные колебания позволяют реализовать виброударный режим без остановки технологического процесса.

3. Широкая зона резонанса позволяет изменять частоту и амплитуду колебаний в значительно больших пределах, чем в грохотах с обычным дебалансным вибратором. В таком случае удаётся управлять технологическим процессом только за счёт изменения частоты генерации.

4. Резонансный грохот характеризуется низким энергопотреблением и высоким коэффициентом полезного действия машины по сравнению с зарезонансными вибрационными грохотами, использующими дебалансные вибровозбудители.

5. Двухмассная колебательная система позволяет создавать высокоэффективную виброизоляцию без потери в производительности.

Заключение

Использование комбинационного параметрического резонанса обеспечивает высокие количественные и качественные показатели, которыми не обладают машины, построенные на иных принципах. Данное направление в механике является перспективным, так как явления и эффекты, реализуемые при комбинационном параметрическом резонансе, практически не применяются в современных машинах.

Библиографический список

1. Вибрации в технике: справочник в 6 томах. Т. 4. Вибрационные процессы и машины / под ред. Э.Э. Лавендела. М.: Машиностроение, 1981. 509 с.

2. Круш И., Борохович Д., Косой Г. Применение технологии Kroosh для процессов разделения сыпучих материалов и полидисперсных суспензий // Горный информационно-аналитический бюллетень. 2009. № 14. С. 171-183.

3. Асташев В.К. Авторезонансные системы возбуждения вибрационных машин // Наука производству. 1988. № 10. С. 30-34.

4. Блехман И.И. Синхронизация динамических систем. М.: Наука, 1971. 896 с.

5. Антипов В.И. Вибровозбудитель: патент РФ № 2072661; опубл. 27.01.1997; бюл. № 3.

6. Антипов В.И. Самоорганизация в резонансных системах с параметрическим возбуждением // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2012. № 4 (1). С. 177-182.

7. Ильин М.М., Колесников К.С., Саратов Ю.С. Теория колебаний. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 272 с.

8. Денцов Н.Н. Динамика вибрационного грохота на многократном комбинационном параметрическом резонансе // Фундаментальные исследования. 2015. № 4. С. 55-60.

9. Денцов Н.Н., Миронов А.А. Исследование устойчивости стационарного режима работы вибрационного грохота с параметрическими вибровозбудителями // Современ-

ные проблемы науки и образования. 2015. № 1, ч. 1. http://www.science-education.ru/ru/article/view?id=18618

10. Антипов В.И., Денцов Н.Н., Кошелев А.В. Энергетические соотношения в вибрационной машине на многократном комбинационном параметрическом резонансе // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2013. № 5 (1). С. 188-194.

DYNAMICS OF A DUAL-MASS RESONANT VIBRATION SCREEN IN A FIRST APPROXIMATION

© 2018

N. N. Dentsov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Theoretical and Applied Mechanics;
Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russian Federation;
dentsovnn90@mail.ru

A. V. Koshelev Candidate of Science (Engineering), Research Associate, Thematic Department of Development of Solid-State Accelerometers and Gyroscopes;
Public Joint Stock Company Arzamas Scientific and Production Enterprise Temp-Avia, Arzamas, Russian Federation;
koshelevav88@mail.ru

The decision on creation of a new energy-efficient vibration screen using combination parametrical resonance is presented. The decision makes it possible to expand functional and operational opportunities of vibration machines. Dynamic and mathematical models of a dual-mass resonant vibration screen are presented. Differential equations of the machine motion are given. The principle of work of a resonant vibration screen is described. The trajectory of motion of the center of mass of the system of pendulums of the inertia member of the parametrical drive during their running in on racetracks is given. A method of reducing the data on a dual-mass system to a single-mass one is presented. At the same time an additional condition on the stiffness of elastic members of the oscillatory system is introduced. The value of the coercive force under steady-state resonant oscillations is identified. Ratios between the masses of actuating devices, damping coefficients and linear displacements of the actuating device are obtained. The parametric resonance coupled with the phenomenon of self-synchronization makes it possible to realize self-controlled and self-supported proper motion of the machine. Real samples of dual-mass oscillatory systems with one and two parametrical vibration generators are presented. On the basis of the results obtained for prototypes of a dual-mass system the conclusion about the stability of the resonant operating mode is drawn. The results of this work can be used to produce new highly efficient resonant vibration machines.

Vibration screen; parametric resonance; dynamics; self-synchronization; oscillatory system; stability.

Citation: Dentsov N.N., Koshelev A.V. Dynamics of a dual-mass resonant vibration screen in a first approximation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 148-157.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-148-157

References

1. *Vibratsii v tekhnike: spravochnik v 6 tomakh. T. 4. Vibratsionnye protsessy i mashiny / pod red. E.E. Lavendela* [Vibrations in engineering. V. 4. Vibration processes and machines / ed. by E.E. Lavendel]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 509 p.

2. Krush I., Borohovich D., Kosoy G. Implementation of Kroosh technology for processes of separation of granular materials and polydispersed dredgers. *Mining Informational and Analytical Bulletin.* 2009. No. 14. P. 171-183. (In Russ.)

3. Astashev V.K. Autoresonant systems of excitation of vibration machines. *Science Production*. 1988. No. 10. P. 30-34. (In Russ.)

4. Blekhman I.I. *Sinkhronizatsiya dinamicheskikh system* [Synchronization of dynamic systems]. Moscow: Nauka Publ., 1971. 896 p.

5. Antipov V.I. *Vibrovozbuditel'* [Vibration generator]. Patent RF, no. 2072661, 1997. (Publ. 27.01.1997, bull. no. 3)

6. Antipov V.I. Self-organization in resonance systems with parametric excitation. *Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod*. 2012. No. 4 (1). P. 177-182. (In Russ.)

7. Il'in M.M., Kolesnikov K.S., Saratov Yu.S. *Teoriya kolebaniy* [Theory of oscillations]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2003. 272 p.

8. Dentsov N.N. Dynamics of the screen riddle on the multiple combinational parametric resonance. *Fundamental Research*. 2015. No. 4. P. 55-60. (In Russ.)

9. Dentsov N.N., Mironov A.A. Research of stability of the stationary operating mode of the screen riddle with parametric vibrators. *Modern Problems of Science and Education*. 2015. No. 1, part 1. Available at: http://www.science-education.ru/ru/article/view?id=18618. (In Russ.)

10. Antipov V.I., Dentsov N.N., Koshelev A.V. Energy relations in a vibration machine at a multiple combination parametric resonance. *Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod*. 2013. No. 5 (1). P. 188-194. (In Russ.)

УДК 62-756.9+629.7.01 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-158-166*

ЭЛЕКТРОПРОВОДЯЩЕЕ КОРРОЗИОННО-СТОЙКОЕ ПОКРЫТИЕ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ ДЛЯ КОНТАКТОВ СИСТЕМЫ АКУСТИЧЕСКИХ ПОДВОДНЫХ МАЯКОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

© 2018

Л. А. Кривина старший научный сотрудник;
Институт проблем машиностроения РАН – филиал Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики Российской академии наук», г. Нижний Новгород; npktribonika@yandex.ru

И. Н. Царёва кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник;
Институт проблем машиностроения РАН – филиал Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики Российской академии наук», г. Нижний Новгород; npktribonika@yandex.ru

Ю. П. Тарасенко кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией;
Институт проблем машиностроения РАН – филиал Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики Российской академии наук», г. Нижний Новгород; npktribonika@yandex.ru

Я. А. Фель кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;
Институт проблем машиностроения РАН – филиал Федерального государственного бюджетного научного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики Российской академии наук», г. Нижний Новгород; npktribonika@yandex.ru

Ю. К. Леванов главный инженер;
Научно-промышленный центр «Трибоника», г. Нижний Новгород;
tribonikaplant@yandex.ru

Целью работы являлась разработка технологических методов повышения работоспособности и надёжности электрического контакта, изготовленного из титанового сплава ВТ3-1, который входит в конструкцию подводных акустических маяков (ПАМ), эксплуатируемых на воздушных судах различных авиакомпаний. Решение задачи увеличения ресурса ПАМ (до 90 дней) напрямую связано с повышением стабильности электрохимических характеристик контакта. Для обеспечения стабильного поведения электрического потенциала (не более 0,5 В) на контакте предложен метод газодинамического напыления защитного покрытия на основе никеля повышенной толщины. Опробованы однослойные и двуслойные покрытия, полученные из разных марок порошковых смесей. Изучены закономерности процесса электрохимического пробоя и пассивации исследуемых защитных покрытий в ходе сравнительных кратковременных (в течение 10 дней) испытаний. По результатам испытаний выбрано однослойное газодинамическое покрытие состава ($Ni + Al_2O_3$), сформированное из порошковой смеси марки N3-00-02. Исследованы микроструктура, фазовый состав, микротвёрдость, пористость и адгезионная прочность защитного покрытия на основе Ni. Проведены электрохимические испытания электрического контакта с исследуемым покрытием в среде морской воды в зависимости от временного фактора. Повышенная толщина покрытия в сочетании с низкой открытой пористостью и высокой адгезионной прочностью обуславливает стабильное поведение электрического потенциала при нанесении его на рабочую поверхность контактов из титанового сплава ВТ3-1 и обеспечивает их надёжную электрохимическую защиту в среде морской воды в течение 90 дней.

Воздушное судно; подводный акустический маяк; стабильный электрический потенциал; электрический контакт из сплава ВТ3-1; метод газодинамического напыления; порошковая смесь; защитное покрытие на основе никеля повышенной толщины.

Цитирование: Кривина Л.А., Царёва И.Н., Тарасенко Ю.П., Фель Я.А., Леванов Ю.К. Электропроводящее коррозионно-стойкое покрытие на основе никеля для контактов системы акустических подводных маяков воздушных судов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 158-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-158-166

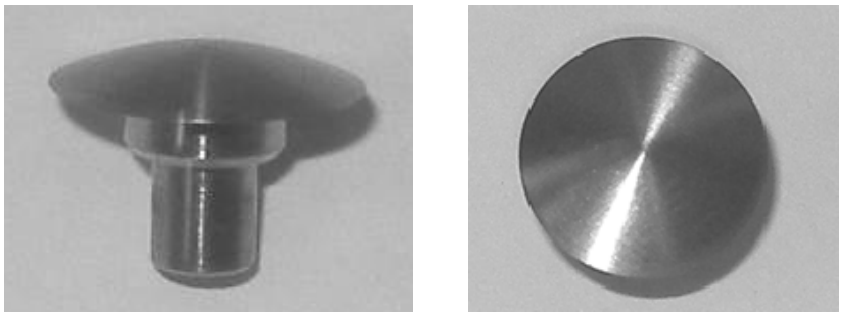
Введение

Электрический контакт, изготовленный из сплава ВТ3-1 (ПИЛТ), входит в конструкцию подводных акустических маяков (ПАМ), эксплуатирующихся во всех климатических зонах на воздушных судах различных авиакомпаний как отечественных, так и зарубежных. Возросшие требования к продолжительности работы ПАМ (до 90 дней), определяют повышение стабильности физико-химических характеристик контакта.

Целью работы являлось повышение работоспособности и надёжности при эксплуатации контакта ПИЛТ за счёт модификации его рабочей поверхности методом газодинамического напыления, который основан на распылении порошковых смесей сжатым воздухом и используется для пескоструйной обработки и нанесения защитных покрытий на поверхность металлических деталей [1-3]. Напыление покрытий осуществлялось на установке «Димет-403», в которой на выходе сверхзвукового сопла формируется высокоскоростная струя смеси горячего воздуха с порошком. Чистые металлические и керамические поверхности деталей обычно не требуют специальной подготовки. Однако при нанесении покрытий на стали и титановые сплавы с целью очистки поверхности, удаления оксидной плёнки и увеличения адгезионной прочности покрытия с подложкой (за счёт создания шероховатости) желательно проводить предварительную пескоструйную обработку. Газодинамический метод позволяет осуществлять предварительную абразивную подготовку поверхности изделий с помощью установки «Димет-403». Достоинством данного метода напыления является возможность использования порошковых смесей с добавками частиц корунда, позволяющая совмещать в одном технологическом цикле процесс нанесения с абразивной подготовкой поверхности.

Объекты и методика исследований

Объектами исследований являлись контакт ПИЛТ с полукруглым выступом из сплава ВТ3-1 (рис. 1), а также контакты с модифицированной рабочей поверхностью. На установке «Димет-403» методом газодинамического напыления наносили однослойные и двухслойные защитные покрытия из следующих порошковых смесей: марка N3-00-02 (никель – 57%, оксид алюминия Al_2O_3 – 43%); марка С-01-01 (медь – 57%, оксид алюминия Al_2O_3 – 43%); марка Р-01-01 (свинец – 57%, оксид алюминия Al_2O_3 – 43%).



а *б*

Рис. 1. Внешний вид контакта ПИЛТ из сплава ВТ3-1 в исходном состоянии: вид сбоку (а), рабочая поверхность (б)

Поставлена задача изучения закономерностей процесса электрохимического пробоя и пассивации исследуемых защитных покрытий в ходе электрических испытаний. Согласно техническим требованиям на данную деталь падение напряжения в цепи, образованной образцом площадью 1 $см^2$, проводящей средой на основе морской воды,

корпусом из титанового сплава ВТ3-1 при протекании тока величиной 50 мкА должно быть не более 0,5 В (рис. 2).

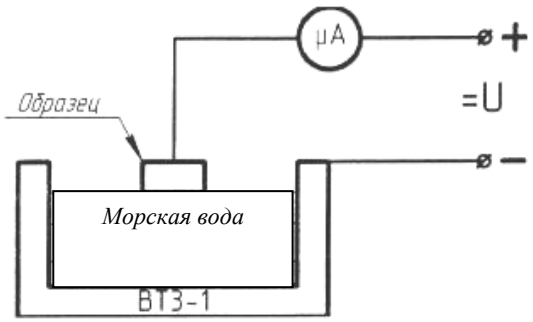


Рис. 2. Схема электрической цепи

Для проведения экспериментальных электрохимических испытаний была сконструирована лабораторная установка. Падение напряжения на контакте в проводящей среде проводили в зависимости от временного фактора. В течение одного рабочего дня значение падения напряжения фиксировали с промежутком 2-3 часа и определяли среднее значение.

Фазовый состав покрытий исследовали методом рентгеноструктурного анализа на дифрактометре «Дрон-3М» с применением Cu-K_α-излучения в геометрии по Брегту-Брентано.

Металлографические исследования проводили на растровом электронном микроскопе «VEGA//TESCAN».

Микротвёрдость измеряли на микротвердомере ПМТ-3 по ГОСТ 9450-76.

Пористость покрытия определяли методом гидростатического взвешивания на аналитических весах VIBRA по ГОСТ 18898-89.

Адгезионную прочность покрытий оценивали на поперечных шлифах методом микроиндентирования на приборе ПМТ-3 при нагрузке на индентор 2 Н.

Результаты исследований

На рабочую выпуклую часть контакта наносили следующие варианты однослойных и многослойных защитных покрытий:

- газодинамическое покрытие на основе никеля (Ni);
- газодинамическое покрытие на основе никеля и меди $(50\%\mathrm{Ni}+50\%\mathrm{Cu})$;
- двухслойное газодинамическое покрытие $(50\%\mathrm{Ni}+50\%\mathrm{Cu})+\mathrm{Ni}$;
- двухслойное газодинамическое покрытие $(50\%\mathrm{Ni}+50\%\mathrm{Cu})+\mathrm{Pb}$.

На рис. 3 приведены кривые падения напряжения контактов с вышеуказанными покрытиями, а также для сравнения кривая для нового контакта из сплава ВТ3-1 в среде на основе морской воды в зависимости от временного фактора.

В ходе электрохимических испытаний в течение 10 дней кривые падения напряжения на контактах с анализируемыми покрытиями находятся ниже нормированного уровня ($U = 0{,}5$ В) (рис. 3). После испытаний на рабочей поверхности контактов со всеми покрытиями, содержащими медь, были обнаружены толстые блестящие отложения голубовато-зеленоватого цвета, что является результатом электрохимической реакции с выделением медного купороса.

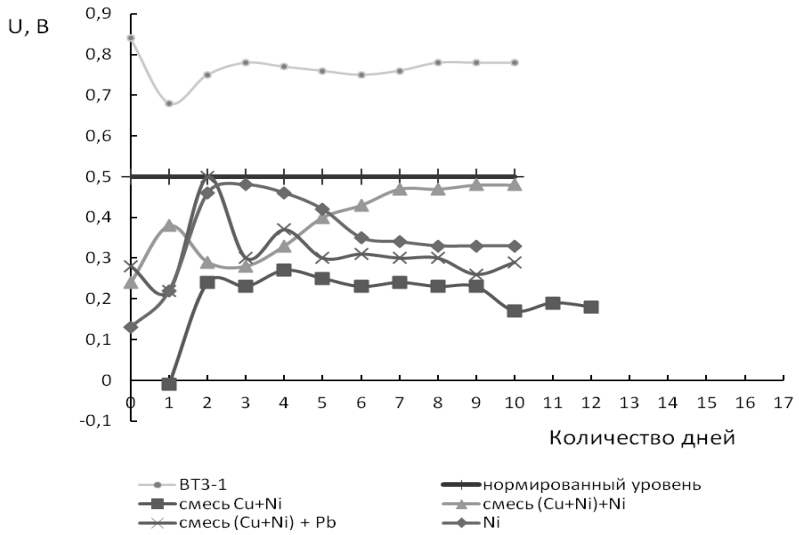


Рис. 3. Падение напряжения на контактах с различными газодинамическими покрытиями в зависимости от временного фактора

По основным критериям отбора (значение падения напряжения и внешний вид в ходе электрохимических испытаний) для дальнейшего более детального исследования было выбрано однослойное газодинамическое порошковое покрытие на основе никеля.

Порошковая смесь марки N3-00-02 состояла из никеля (57%) и оксида алюминия Al_2O_3 (43%). Частицы корунда, содержащиеся в порошковой смеси, предназначены для бомбардировки поверхности детали с целью её очистки и формирования выраженного рельефа для улучшения сцепления покрытия с основным материалом. Дериватограмма порошковой смеси марки N3-00-02, использованной при нанесении защитного покрытия, приведена на рис. 4. На дифференциальной сканирующей кривой при 800°С имеется плавно возрастающий максимум, обусловленный протеканием процессов окисления с образованием оксида NiO при нагреве в воздушной среде.

Методом рентгеноструктурного анализа установлен двухфазный состав формируемого покрытия: Ni и α-Al_2O_3 (корунд) (табл. 1). Основной фазой в покрытии является никель. Так как при газодинамическом напылении температура нагрева не превышает 800°С, то окисления никеля не происходит.

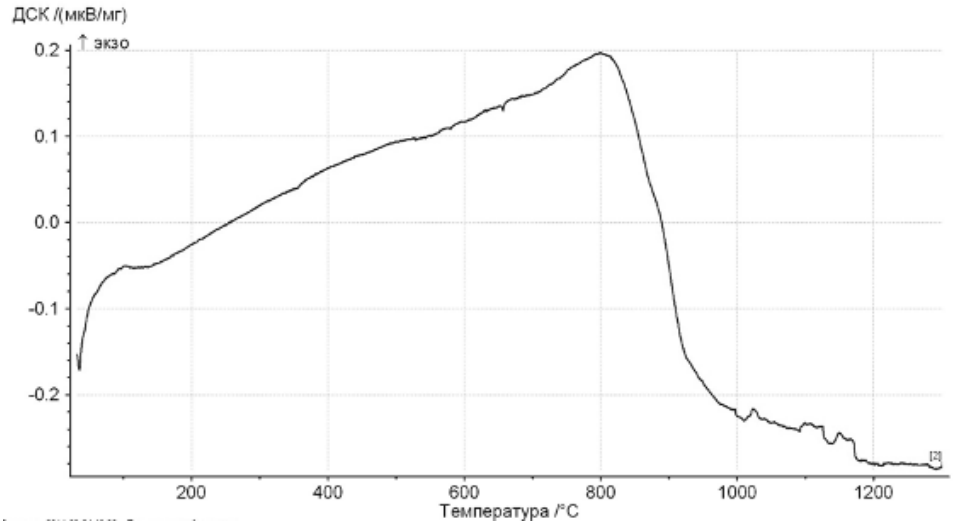
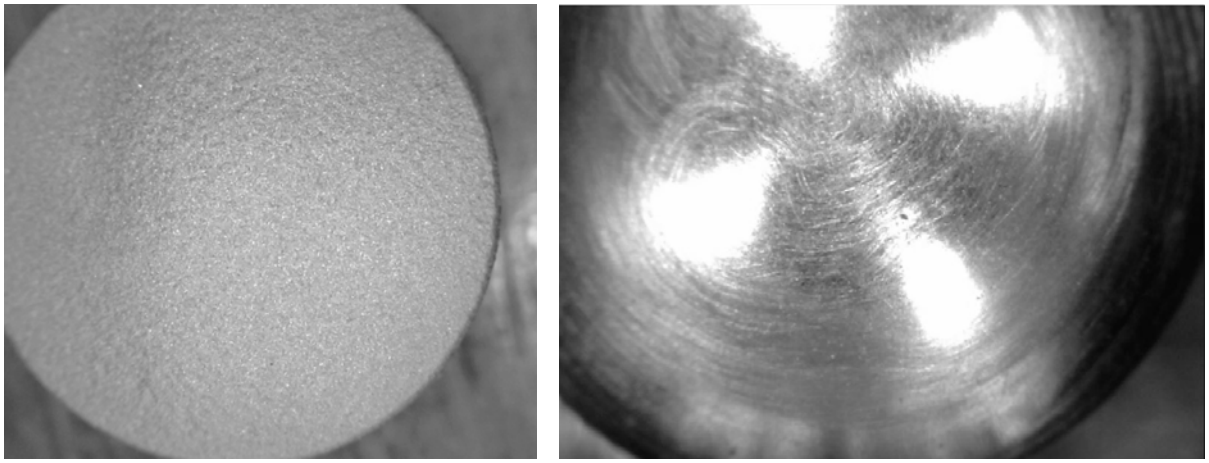


Рис. 4. Дериватографическая сканирующая кривая порошковой смеси N3-00-02

Таблица 1. Данные рентгеноструктурного анализа порошковой смеси N3-00-02
и формируемого из неё методом газодинамического напыления покрытия на основе никеля

Материал	2θ, град	d, нм	I, отн.ед.	(hkl)	фаза
Порошковая смесь N3-00-02	35,40	0,2536	0,10	(114)	α-Al_2O_3
	43,50	0,2083	0,13	(110)	α-Al_2O_3
	44,70	0,2029	1	(111)	Ni
	52,00	0,1760	0,45	(002)	Ni
	52,70	0,1776	0,05	(024)	α-Al_2O_3
	57,70	0,1599	0,12	(122)	α-Al_2O_3
	68,45	0,1372	0,05	(214)	α-Al_2O_3
	76,60	0,1243	0,22	(022)	Ni
	92,90	0,1063	0,17	(113)	Ni
	99,60	0,1009	0,07	(222)	Ni
Покрытие на основе никеля	35,50	0,2536	0,10	(114)	α-Al_2O_3
	43,55	0,2083	0,13	(110)	α-Al_2O_3
	44,70	0,2029	1	(111)	Ni
	52,00	0,1760	0,45	(002)	Ni
	52,70	0,1776	0,05	(024)	α-Al_2O_3
	57,70	0,1599	0,12	(122)	α-Al_2O_3
	68,55	0,1372	0,05	(214)	α-Al_2O_3
	76,60	0,1243	0,22	(022)	Ni
	92,90	0,1063	0,17	(113)	Ni
	99,60	0,1009	0,07	(222)	Ni

На рис. 5 приведена фотография внешнего вида контакта ПИЛТ с нанесённым на рабочую поверхность покрытием на основе никеля.



а *б*

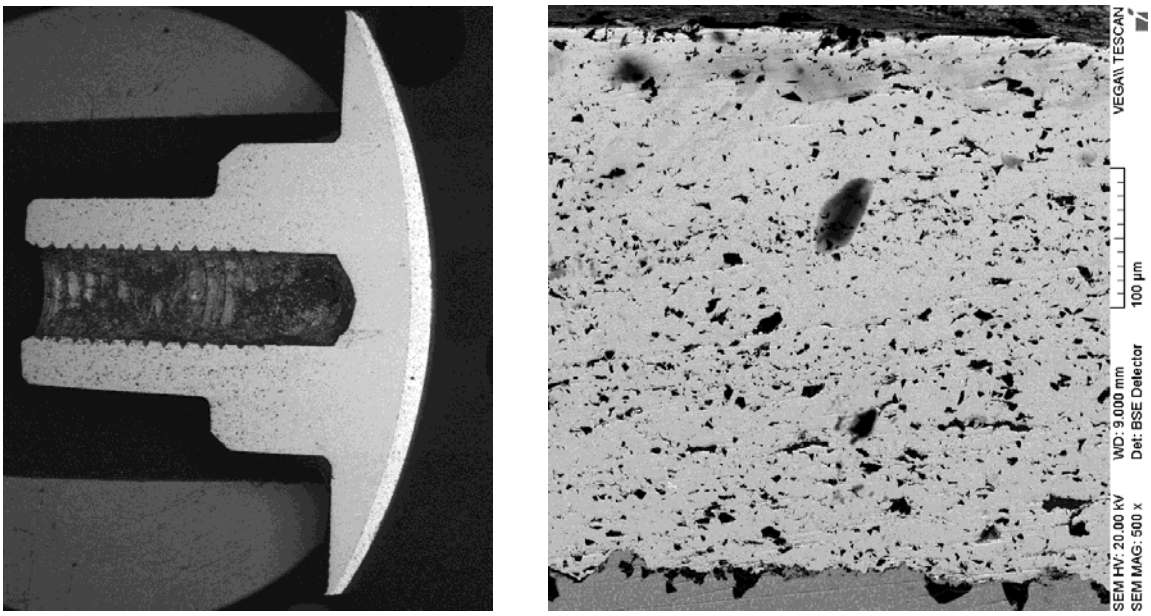
Рис. 5. Внешний вид контакта ПИЛТ из сплава ВТ3-1 с газодинамическим покрытием на основе Ni после напыления (а) и после последующей механической обработки (б)

На рис. 6 приведены фотографии поперечных сечений контакта с покрытием, нанесённым на рабочую поверхность (*а*), и самого покрытия Ni (*б*).

Электронно-микроскопические исследования показали, что при напылении порошковой смеси на поверхность образца из титанового сплава ВТ3-1 формируется покрытие на основе никеля с включениями корунда тёмного цвета (рис. 6, *б*). При газодинамическом напылении большая часть твёрдых частиц корунда, обладающих высокой кинетической энергией, испытывает упругое соударение с поверхностью, но некоторая

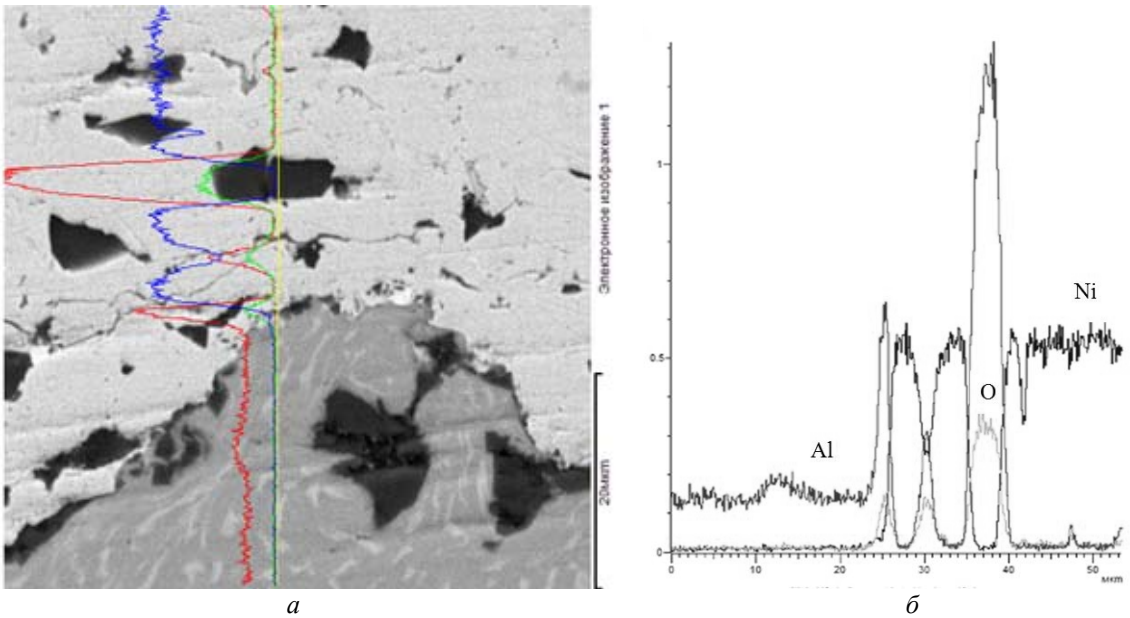
доля частиц всё же попадает на подложку. Поэтому включения Al_2O_3 присутствуют не только в покрытии, но и на границе раздела «покрытие-основа» и в приповерхностном слое обрабатываемого материала (рис. 6, *б*; 7, *а*). Исследование распределения элементного состава показало в местах включений синхронный всплеск рефлексов алюминия и кислорода (рис. 7, *б*).

В исходном состоянии покрытие никеля имеет 5-й класс шероховатости рабочей поверхности, после механической доводки поверхности – 7-й класс шероховатости. Толщина газодинамического покрытия Ni ~ 400 мкм (рис. 6, *б*). Среднее значение микротвёрдости никелевой матрицы покрытия составляет $H_{200} = 2$ ГПа.



а *б*

Рис. 6. Электрический контакт в поперечном разрезе с газодинамическим покрытием Ni на рабочей поверхности (х20) (а); поперечное сечение защитного покрытия (х20000) (б)

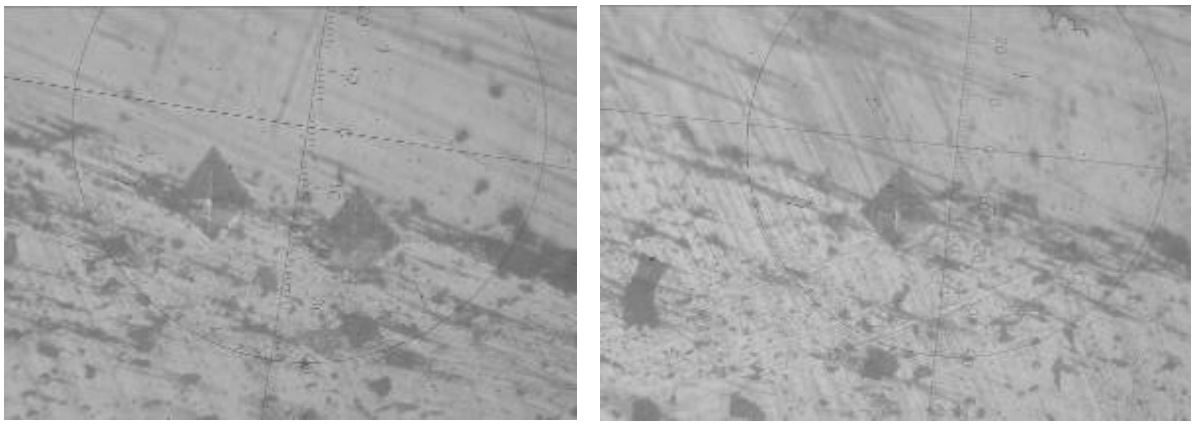


а *б*

Рис. 7. Микроструктура (а) и распределение элементного состава (б) в поперечном сечении защитного покрытия на основе никеля

Измерения пористости показали, что общая пористость никелевого покрытия составляет 17,7%, в том числе закрытая пористость – 13,12%, открытая – 4,58%. Следует отметить, что доля открытой пористости в общей пористости невелика, что является важным с точки зрения обеспечения защитных свойств, так как открытые поры способствуют проникновению агрессивной среды во внутренние слои покрытия.

Испытания адгезионной прочности защитного покрытия никеля методом микроиндентирования показали удовлетворительную адгезию с подложкой. На границе раздела «покрытие-основа» нет отслоений и микротрещин (рис. 8).



а *б*

Рис. 8. Картины микроиндентирования в разных зонах (а, б) на границе раздела «покрытие-основа» (Х400)

На рис. 9 приведены зависимости падения напряжения на контактах за 90 дней испытаний. После двадцати дней испытаний кривые падения напряжения выходят на постоянный уровень: $U \sim 0,75$ – для исходного контакта (в 1,5 раза выше нормированного уровня падения напряжения) и $U \sim 0,3$ – для контакта с покрытием на основе Ni (в 1,7 раза ниже нормированного уровня падения напряжения).

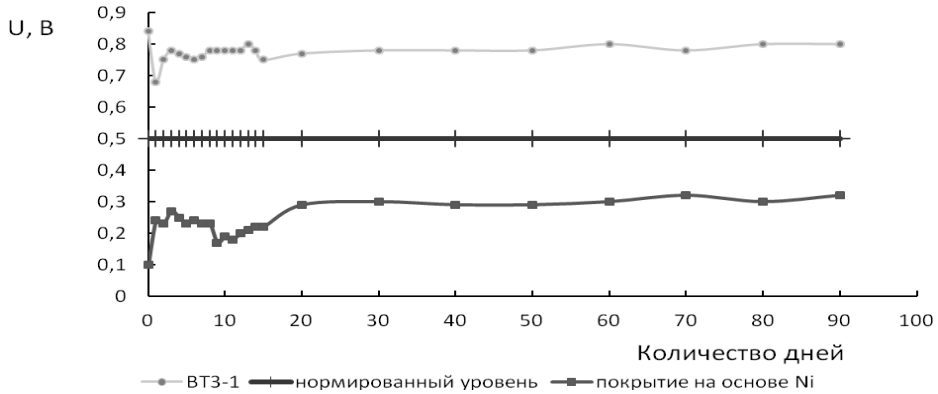


Рис. 9. Падение напряжения на контактах с покрытием на основе Ni в зависимости от временного фактора

Из анализа полученных результатов исследований установлено, что защитное газодинамическое покрытие на основе никеля, которое формирует слой на поверхности электрических контактов из титанового сплава ВТ3-1, обеспечивает стабильный электрический потенциал (не выше 0,5 В) на протяжении 90 суток и высокую коррозионную стойкость в среде морской воды.

Заключение

Методом газодинамического напыления разработано защитное покрытие на основе никеля с двухфазным составом (никель + корунд). Повышенная толщина покрытия (~400 мкм) в сочетании с низкой открытой пористостью ~4,6 % и высокой адгезионной прочностью обуславливает стабильное поведение электрического потенциала (не более 0,5 В) при нанесении его на рабочую поверхность электрических контактов из сплава ВТ3-1 и обеспечивает их надёжную электрохимическую защиту в среде морской воды более 90 дней.

Работа выполнена в рамках государственного задания ИПФ РАН на проведение фундаментальных научных исследований на 2013-2020 гг. по теме №0035-2014-0401 (№ госрегистрации 01201458049).

Библиографический список

1. Тарасенко Ю.П., Царёва И.Н., Кривина Л.А., Леванов Ю.К. Применение метода струйного порошкового напыления для решения проблем машиностроения // Прикладная механика и технологии машиностроения. 2014. № 1 (23). С. 101-113.

2. Тарасенко Ю.П., Царёва И.Н., Леванов Ю.К., Кривина ЛА., Бердник О.Б., Ильичёв В.А. О возможности получения защитного покрытия интерметаллидного состава методом газодинамического порошкового напыления // Вопросы материаловедения. 2015. № 3 (83). С. 91-99.

3. Архипов В.Е., Лондарский А.Ф., Москвитин Г.В., Пугачёв М.С. Газодинамическое напыление. Структура и свойства покрытий. М.: Красанд, 2017. 239 с.

CONDUCTING CORROSION RESISTANT NICKEL COATING FOR CONTACTS OF THE SYSTEM OF AIRCRAFT UNDERWATER LOCATOR BEACONS

© 2018

L. A. Krivina Senior Research Associate;
Institute of Applied Physics of the Russian Academy of Sciences,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
npktribonika@yandex.ru

I. N. Tsareva Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Research Associate;
Institute of Applied Physics of the Russian Academy of Sciences,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
npktribonika@yandex.ru

Yu. P. Tarasenko Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory;
Institute of Applied Physics of the Russian Academy of Sciences,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
npktribonika@yandex.ru

Ya. A. Fel' Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Research Associate;
Institute of Applied Physics of the Russian Academy of Sciences,
Nizhny Novgorod, Russian Federation;
npktribonika@yandex.ru

Yu. K. Levanov Chief Engineer;
Research and Industrial Center Tribonika, Nizhny Novgorod, Russian Federation;
tribonikaplant@yandex.ru

The paper deals with the development of manufacturing methods of improving the functionality and reliability of the electric contact made of titanic VT3-1 alloy. This alloy is used in the development of electrical contacts for acoustic beacons used on airplanes of various airline companies. Solving the problem of increasing the life of acoustic beacons (up to 90 days) is directly related to an increase in the stability of the electrochemical characteristics of the contact. To ensure the stable behavior of the electric potential (not more than 0.5 V) at the contact, a method of gas-dynamic spraying of a protective coating based on nickel of increased thickness is proposed. Single-layer and two-layer coatings obtained from different grades of powder mixtures were tested. The regularities of the process of electrochemical breakdown and passivation of protective coatings during comparative short-term tests were studied. Based on the test results, a single-layer gas-dynamic coating of the composition ($Ni + Al_2O_3$) formed from the powder mixture of grade N3-00-02 was chosen. The microstructure, phase composition, microhardness, porosity and adhesive strength of *Ni*-based protective coating were investigated. Electrochemical tests of electrical contact with the investigated coating in the sea water environment depending on the time factor were carried out. Increased thickness of the coatings combined with low open porosity and high adhesive strength provided stable behavior of the electric potential in the process of applying it to the working surface of the titanium alloy contacts VT3-1. This ensures reliable electrochemical protection of contacts in the sea water environment for 90 days.

Aircraft; underwater acoustic beacon; electric potential; VT3-1 alloy electric contact; method of gas-dynamic spraying; powder mix; protective coating on the basis of high- thickness nickel.

Citation: Krivina L.A., Tsareva I.N., Tarasenko Yu.P., Fel' Ya.A., Levanov Yu.K. Conducting corrosion resistant nickel coating for contacts of the system of aircraft underwater locator beacons. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 158-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-158-166

References

1. Tarasenko Yu.P., Tsareva I.N., Krivina L.A., Levanov Yu.K. Application of the method of jet powder spraying for the solution of problems of mechanical engineering. *Prikladnaya Mekhanika i Tekhnologii Mashinostroeniya*. 2014. No. 1 (23). P. 101-113. (In Russ.)

2. Tarasenko Yu.P., Tsareva I.N., Levanov Yu.K., Krivina L.A., Berdnik O.B., Ilyichev V.A. On obtaining intermetallide coatings by gas dynamic powder spraying. *Voprosy Materialovedeniya*. 2015. No. 3 (83). P. 91-99. (In Russ.)

3. Arkhipov V.E., Londarskiy A.F., Moskvitin G.V., Pugachev M.S. *Gazodinamicheskoe napylenie. Struktura i svoystva pokrytiy* [Gas dynamic spraying: Structure and properties of coatings]. Moscow: Krasand Publ., 2017. 239 p.

УДК 62-213.6+621.4 *DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-167-174*

ФОРМООБРАЗУЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОЖУХОВ ШУМОГЛУШЕНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2018

М. В. Молод доктор технических наук, доцент кафедры самолётостроения;
Воронежский государственный технический университет;
molodmv@yandex.ru

В. И. Максименков доктор технических наук, профессор кафедры самолётостроения;
Воронежский государственный технический университет;
maksimenkov.v.i@mail.ru

В. И. Федосеев инженер-конструктор;
ПАО «Корпорация «Иркут», г. Воронеж;
vladislav.f@inbox.ru

Рассматриваются вопросы формообразования сотовых панелей для кожухов шумоглушения турбореактивного двигателя (ТРД). Приведены различные типы конструкций и материалы, применяемые для изготовления сотовых панелей. Проведены испытания образцов для определения механических характеристик. По величине относительного удлинения определена технология изготовления сотовых панелей. Рассмотрены основные браковочные признаки при формообразовании панелей на гибочно-растяжных прессах. Исследован процесс формообразования сотовых панелей на оборудовании с числовым программным управлением (ЧПУ). Получены силовые параметры процесса формообразования, необходимые для оценки напряжённо-деформированного состояния и получения управляющей программы. Для однослойных и двухслойных панелей выполнены расчёты величины пружинения с использованием теоремы о разгрузке А.А. Ильюшина. Выявлено, что пружинение однослойной и двухслойной панелей отличаются из-за величины обобщённой жёсткости. По известной высоте сотовой панели определяется величина пружинения. Приведены схемы сотовых панелей с различным расположением среднего слоя по высоте панели. Представлены графики зависимости радиуса пуансона, скорректированного на величину пружинения, от радиуса детали для различных типов конструкций из титановых сплавов и нержавеющих сталей.

Сотовая панель; двухслойная конструкция; формообразование; сотовый заполнитель; напряжённо-деформированное состояние (НДС); браковочные признаки; пружинение; оборудование с ЧПУ.

Цитирование: Молод М.В., Максименков В.И., Федосеев В.И. Формообразующие технологии для изготовления кожухов шумоглушения турбореактивного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 167-174. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-167-174

Введение

Применение сотовых панелей для изготовления кожухов шумоглушения, устанавливаемых в горячей части двигателей, определяет повышенные требования к точности их геометрических параметров. Точность геометрии панелей определяется правильным выбором режимов формообразования. При этом необходимо обеспечить стабильность качества получаемых панелей.

В работах [1 – 3] рассмотрены теоретические основы управления процессом формообразования обшивок на оборудовании с ЧПУ. Свои особенности имеют процессы формообразования многослойных сотовых конструкций.

Поэтому целью данной работы является анализ процесса формообразования слоистых панелей с оценкой величины пружинения однослойных и двухслойных панелей для получения деталей заданной точности.

Механические испытания обшивок сотовых панелей

Приведём типы используемых сотовых панелей (рис. 1).

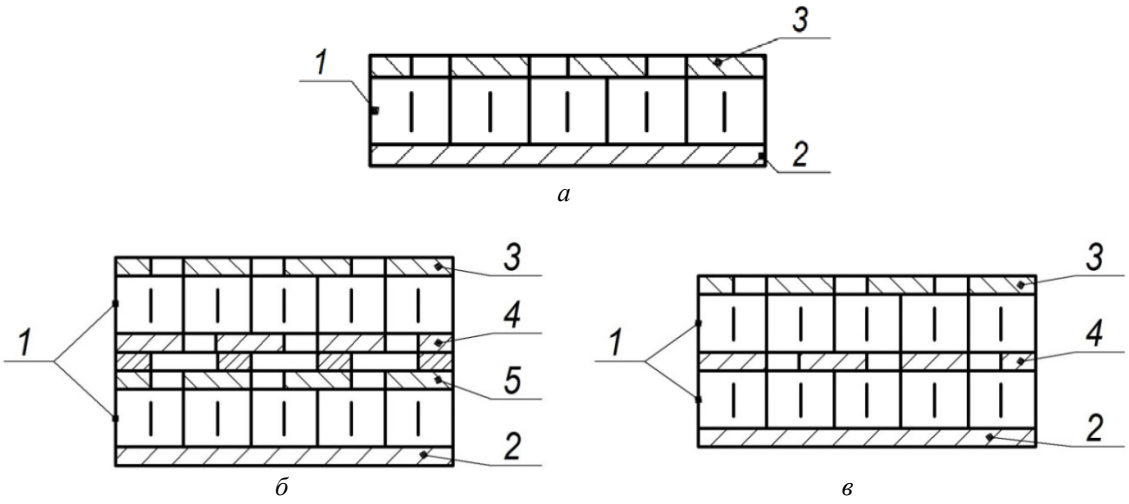


Рис. 1. Типы сотовых панелей:
а – однослойная; б – двухслойная со вставками; в – двухслойная диффузионно-сварная;
1 – сотовый заполнитель; 2 – сплошная обшивка; 3,4,5 – перфорированная обшивка

Основными материалами, применяемыми для изготовления сотовых панелей, являются: для обшивок – лист ОТ4-1, 12Х18Н10Т толщиной 0,5 мм; для заполнителя – лист ВТ1-0, 12Х18Н10Т толщиной 0,08 мм.

Проведены механические испытания материалов обшивок сотовых панелей, необходимые для расчёта режимов формообразования. Результаты представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты механических испытаний

Марка материала	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	Деформация текучести $\varepsilon_{0,2}$	Предел прочности σ_B, МПа	Модуль упругости E, МПа	Относительное удлинение δ
ОТ4-1 – сплошной	469	0,0063	655	120000	0,11
ОТ4-1 – перфорированный	294	0,0052	373	93000	0,03
12Х18Н10Т – сплошной	322	0,0036	865	202000	0,3
12Х18Н10Т – перфорированный	243	0,0035	413	157000	0,1

Полученные значения механических характеристик позволяют определить технологический процесс формообразования сотовых панелей [4].

Для сотовой панели, имеющей наружную перфорированную обшивку и относительное удлинение $\delta = 0{,}03$, формообразование на заданный радиус кривизны возможно только с нагревом в штампах.

Для сотовых панелей, имеющих относительное удлинение наружной обшивки $\delta = 0{,}11$; 0,3; 0,1, при формообразовании можно использовать процесс «изгиб с растяжением», который осуществляется на гибочно-растяжных прессах типа ГРП-160/1200 или прессах с ЧПУ типа FEKD.

Процесс формообразования сотовых панелей

Рассмотрим процесс формообразования панелей на оборудовании с ЧПУ.

Примем, во-первых, что несущие слои воспринимают продольные нагрузки, их материал упругопластический со степенным законом упрочнения и, во-вторых, что заполнитель маложёсткий, не воспринимающий продольных усилий, но сопротивляющийся поперечному сдвигу и обеспечивающий совместную работу несущих слоёв.

В процессе формообразования многослойную панель устанавливают в зажимы пресса и осуществляют предварительное растяжение и изгиб (рис. 2).

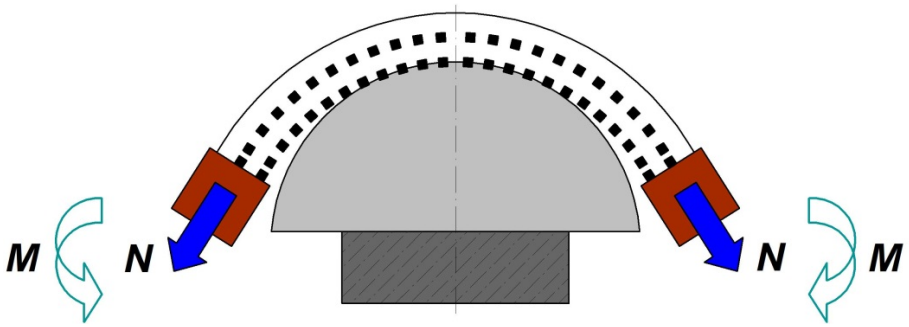


Рис. 2. Схема процесса гибки панели с растяжением

При формообразовании панелей на гибочно-растяжных прессах возможно появление следующих основных браковочных признаков (рис. 3):

- разрыв наружного слоя;
- потеря устойчивости/складкообразование/внутреннего слоя;
- смятие сотового заполнителя;
- пружинение панели;
- седловидность панели.

С целью повышения качества получаемых деталей при формообразовании целесообразно использование оборудования с ЧПУ и поэтому требуется разработать управляющую программу процесса формообразования. Для этого необходимо знать механические характеристики материалов панели, геометрию получаемой детали, параметры оборудования, что позволит определить напряжённо-деформированное состояние процесса формообразования панели.

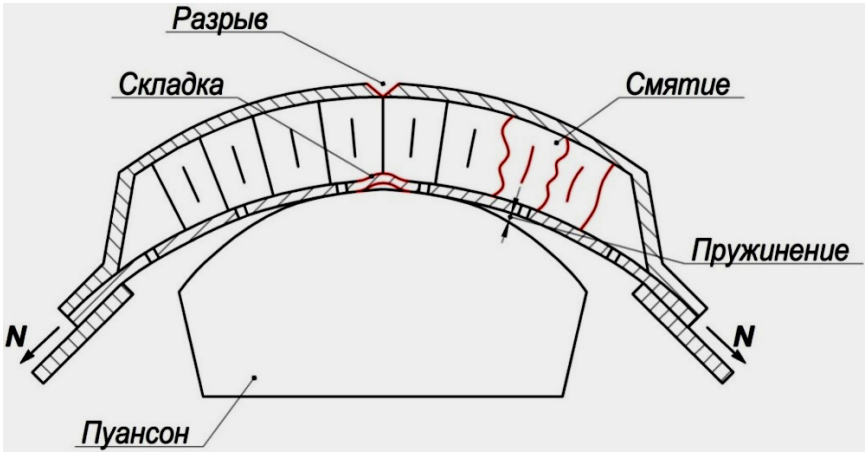


Рис. 3. Браковочные признаки

Наиболее сложными являются вопросы определения механических характеристик материала и оценка напряжённо-деформированного состояния сотовой панели.

Механика формообразования сотовой панели представляется как управляемый процесс изгиба с растяжением заготовки, находящейся под действием сил *N* и изгибающего момента М. Схема сил, действующих на элемент двухслойной панели при её контакте с пуансоном, представлена на рис. 4.

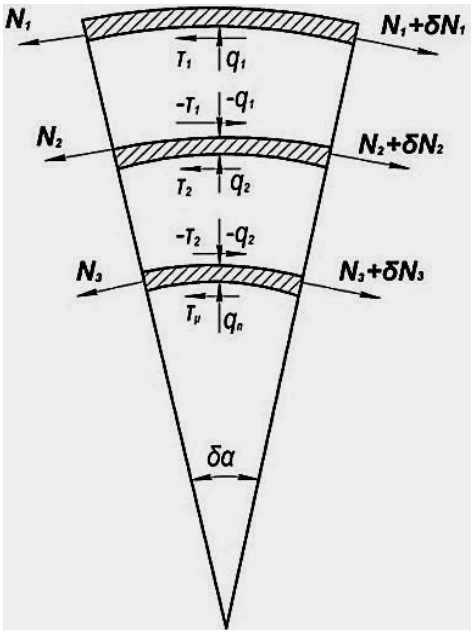


Рис. 4. Схема сил, действующих на элемент двухслойной панели

При изгибе с растяжением контактное трение между внутренним несущим слоем панели с пуансоном описывается законом Кулона [5]:

$$\tau_{\mu} = \mu q_{П}, \tag{1}$$

где μ – коэффициент трения; $q_{П}$ – давление панели на пуансон.

Касательные напряжения τ_i выражаются через углы сдвига γ по закону Гука:

$$\tau_i = G_i \gamma, \tag{2}$$

где G_i – модуль сдвига *i*-го слоя заполнителя, $i = 1,2$.

Для определения напряжённо-деформированного состояния получаем системы уравнений силовых параметров в проекции на касательную и нормаль и значения усилий несущих слоёв.

При пластическом нагружении:

$$N_i = h_i A_i \varepsilon_i^{n_i} \left(i = 1,2,3\right), \tag{3}$$

где A_i, n_i – коэффициенты упрочнения несущих слоёв; h_i – толщина несущего слоя; ε_i – значение деформации несущего слоя.

При упругой разгрузке:

$$N_i = h_i E_i \left(\varepsilon_i - \varepsilon_i^p \right), \tag{4}$$

где E_i – модуль упругости *i*-го несущего слоя; ε_i^p – пластическая составляющая деформации *i*-го несущего слоя.

Полученная замкнутая система уравнений для определения напряжённо-деформированного состояния решалась с использованием программного комплекса «ABAQUS».

Управляющая программа с учётом параметров, приведённых выше, обеспечивает процесс формообразования сотовых панелей.

Определение величины пружинения сотовых панелей

Для определения величины пружинения изгибающие моменты двухслойной панели на стадии разгрузки рассчитывались относительно её нейтрального слоя, положение которого определялось решением уравнения равновесия численным методом:

$$M = \sum M_i \left(i = 1,2,3 \right), \tag{5}$$

где M_i – изгибающие моменты несущих слоёв относительно нейтральной оси:

$$M_i = \sigma_i z_i dz, \tag{6}$$

где z_i – координаты по нормали к поверхности несущих слоёв, отсчитываемые от срединной поверхности слоёв.

Используя теорему А.А. Ильюшина о разгрузке, получили величину остаточного радиуса кривизны $R_{ост}$:

$$\frac{1}{R_{ост}} = \frac{1}{R} - \frac{M}{EJ}, \tag{7}$$

где R – радиус пуансона; EJ – обобщённая жёсткость сотовой панели.

Графики зависимости остаточного радиуса кривизны $R_{ост}$ для однослойной панели высотой 20 мм и двухслойной панели высотой $20 + 20$ мм представлены на рис. 5.

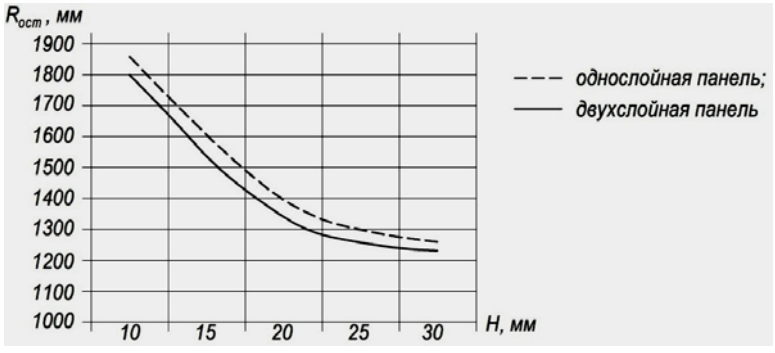


Рис. 5. Зависимость $R_{ост}$ от высоты панели H

Проведённые исследования позволяют определять величину пружинения однослойной и двухслойной панелей для различных пуансонов с учётом высоты сотового заполнителя. Из графиков (рис. 5) следует, что при одинаковой высоте пружинение однослойной панели больше пружинения двухслойной панели из-за разницы значений показателя обобщённой жёсткости.

В результате исследований были получены зависимости значений величины пружинения от высоты слоёв двухслойной панели (рис. 6). Влияние положения среднего слоя на величину пружинения следует учитывать при конструировании панелей для кожухов ТРД.

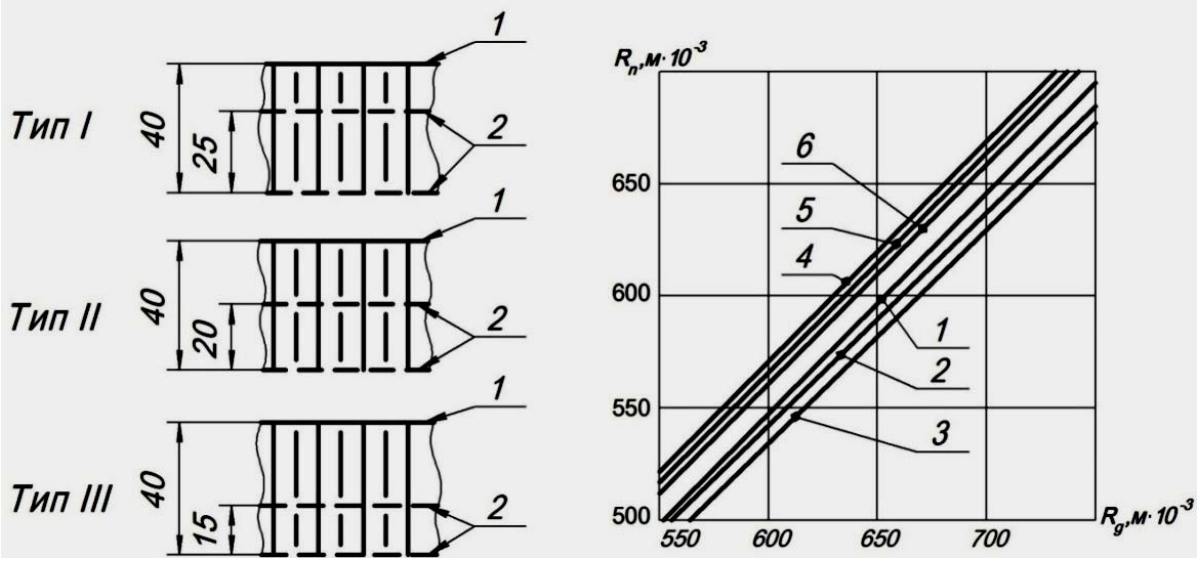


Рис. 6. Типы панелей и зависимость радиуса пуансона от радиуса детали:
а – типы двухслойных панелей (1 – сплошная обшивка; 2 – перфорированная обшивка);
б – зависимость радиуса пуансона, скорректированного на величину пружинения от радиуса детали для различных типов конструкций (1 – ОТ4-1 тип III; 2 – ОТ4-1 тип II; 3 – ОТ4-1 тип I; 4 – 12Х18Н10Т тип III; 5 – 12Х18Н10Т тип II; 6 – 12Х18Н10Т тип I)

Проведённые исследования позволили разработать методику корректировки оснастки на величину пружинения, которая даёт возможность прогнозировать качество панелей на стадии их проектирования.

Возможность корректировки оснастки обеспечивается применением универсальных пуансонов, которые перенастраиваются на заданную кривизну [6].

Пример оценки эффективности проведённых исследований

С учётом результатов проведённых исследований были изготовлены сотовые панели методом гибки с растяжением на оборудовании с ЧПУ.

Получено, что:

– деформации наружного слоя не превышают предельно допустимой величины $\left(\varepsilon_1 \le \varepsilon_{пр}\right)$, что исключает его разрыв;

– осевое напряжение внутреннего несущего слоя больше предела текучести $\left(\sigma_3 > \sigma_T\right)$, что исключает образование гофров;

– давление наружного несущего слоя не превышает предельно допустимого давления $\left(q_1 \le q_{np}\right)$, что исключает смятие заполнителя.

При сравнении результатов эксперимента была выявлена нестабильность точности сотовых панелей в пределах 10-12%.

Проведённый анализ баланса точности показал, что важным фактором при гибке с растяжением является правильный выбор смазки для уменьшения трения в зоне контакта пуансона и панели, что обеспечивает повышение равномерности деформаций по длине панели [5].

Заключение

1. Проведены механические испытания несущих слоёв панелей, позволяющих использовать их результаты при выборе технологии изготовления заготовок, а также при расчёте параметров формообразования панелей на оборудовании с ЧПУ.

2. Разработана методика расчёта пружинения для однослойных и двухслойных панелей, позволяющая осуществлять проектирование пуансонов для получения деталей требуемой точности для последующего изготовления кожуха шумоглушения для ТРД.

3. Получены зависимости радиуса пуансона от радиуса детали с различным расположением несущих слоёв по высоте панели, позволяющие прогнозировать точностные параметры технологического процесса при гибке с растяжением панели.

Библиографический список

1. Одинг С.С., Молод М.В. Повышение технологических возможностей процесса обтяжки на прессах с ЧПУ // Межвузовский сборник научных трудов «Прогрессивные технологии авиационного и машиностроительного производства. Аэродинамика, механика и технология авиастроения». Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2000. С. 18-22.

2. Одинг С.С. Управление процессом формообразования обшивок двойной кривизны на обтяжном оборудовании с программным управлением. Часть 1 // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1987. № 3. С. 13-17.

3. Михеев В.А., Гречников Ф.В., Дементьев С.Г., Самохвалов В.П., Савин Д.В., Сурудин С.В. Исследование кинематической схемы последовательной обтяжки оболочек двояковыпуклой формы на обтяжном прессе FEKD // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 6. С. 172-179.

4. Голенков В.А., Дмитриев А.М., Кухарь В.Д., Радченко С.Ю. Специальные технологические процессы и оборудование обработки давлением. М.: Машиностроение, 2004. 464 с.

5. Максименков В.И., Молод М.В., Ляхова Н.Е., Решетникова Е.В. Способ обтяжки листовых материалов: патент РФ № 2459680; опубл. 27.08.2012; бюл. № 24.

6. Молод М.В. Разработка универсального пуансона // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2016. Т. 12, № 1. С. 55-57.

SHAPING TECHNOLOGIES FOR MANUFACTURING NOISE INSULATION CASINGS OF TURBOJET ENGINES

© 2018

M. V. Molod Doctor of Science (Engineering), Associate Professor;
Voronezh State Technical University, Voronezh, Russian Federation;
molodmv@yandex.ru

V. I. Maksimenkov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Voronezh State Technical University, Voronezh, Russian Federation;
maksimenkov.v.i@mail.ru

V. I. Fedoseev Design Engineer;
Public Company "Irkut" Corporation", Voronezh, Russian Federation;
vladislav.f@inbox.ru

The article discusses questions of shaping honeycomb panels for turbojet engine noise insulation casings. Various types of structures and materials used for manufacturing honeycomb panels are presented. Samples were tested to determine mechanical characteristics. The technology of manufacturing honeycomb panels was determined by the value of relative elongation. The main rejection criteria in forming panels on bending and stretching presses were reviewed. The process of shaping honeycomb panels using computer numerical control (CNC) equipment was analyzed. Force parameters of the shaping process required for the assessment of the stress-strain state and obtaining the control program were determined. The values of the spring action were calculated for single-layer and double-layer panels using the A.A. Ilyushin unloading theorem. It was found that the springing of single-layer and two-layer panels differs due to the magnitude of the generalized rigidity. The value of springing is determined by the known height of the honeycomb panel. Designs of honeycomb panels with different positions of the middle layer along the height of the panel are given. Graphs showing the dependence of the punch radius adjusted for the value of springing on the radius of the part for various types of structures from titanium alloys and stainless steels are presented.

Honeycomb panel; double-layer structure; shaping; honeycomb filler; stress-strain state; rejection criteria; springing; CNC equipment.

Citation: Molod M.V., Maksimenkov V.I., Fedoseev V.I. Shaping technologies for manufacturing noise insulation casings of turbojet engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 167-174. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-167-174

References

1. Oding S.S., Molod M.V. Povyshenie tekhnologicheskikh vozmozhnostey protsessa obtyazhki na pressakh s ChPU. *Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov «Progressivnye tekhnologii aviatsionnogo i mashinostroitel'nogo proizvodstva. Aerodinamika, mekhanika i tekhnologiya aviastroeniya».* Voronezh: Voronezh State Technical University Publ., 2000. P. 18-22. (In Russ.)

2. Oding S.S. Controlling the formation of double curvature skin elements on a program-controlled stretch former. I. *Soviet Aeronautics*. 1987. V. 30, Iss. 3. P. 57-61.

3. Miheev V.A., Grechnkov F.V., Dementyev S.G., Samohvalov V.P., Savin D.V., Surudin S.V. Simulation of kinematics scheme serial of shells stretchforming double-convex form on stretchforming press FEKD. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 6. P. 172-179. (In Russ.)

4. Golenkov V.A., Dmitriev A.M., Kukhar' V.D., Radchenko S.Yu. *Spetsial'nye tekhnologicheskie protsessy i oborudovanie obrabotki davleniem* [Special technological processes and equipment of plastic working]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2004. 464 p.

5. Maksimenkov V.I., Molod M.V., Ljakhova N.E., Reshetnikova E.V. *Sposob obtyazhki listovykh materialov* [Method of sheet-stretching]. Patent RF, no. 2459680, 2012. (Publ. 27.08.2012, bull. no. 24).

6. Molod M.V. Development of a universal punch. *Bulletin of Voronezh State Technical University*. 2016. V. 12, no. 1. P. 55-57. (In Russ.)