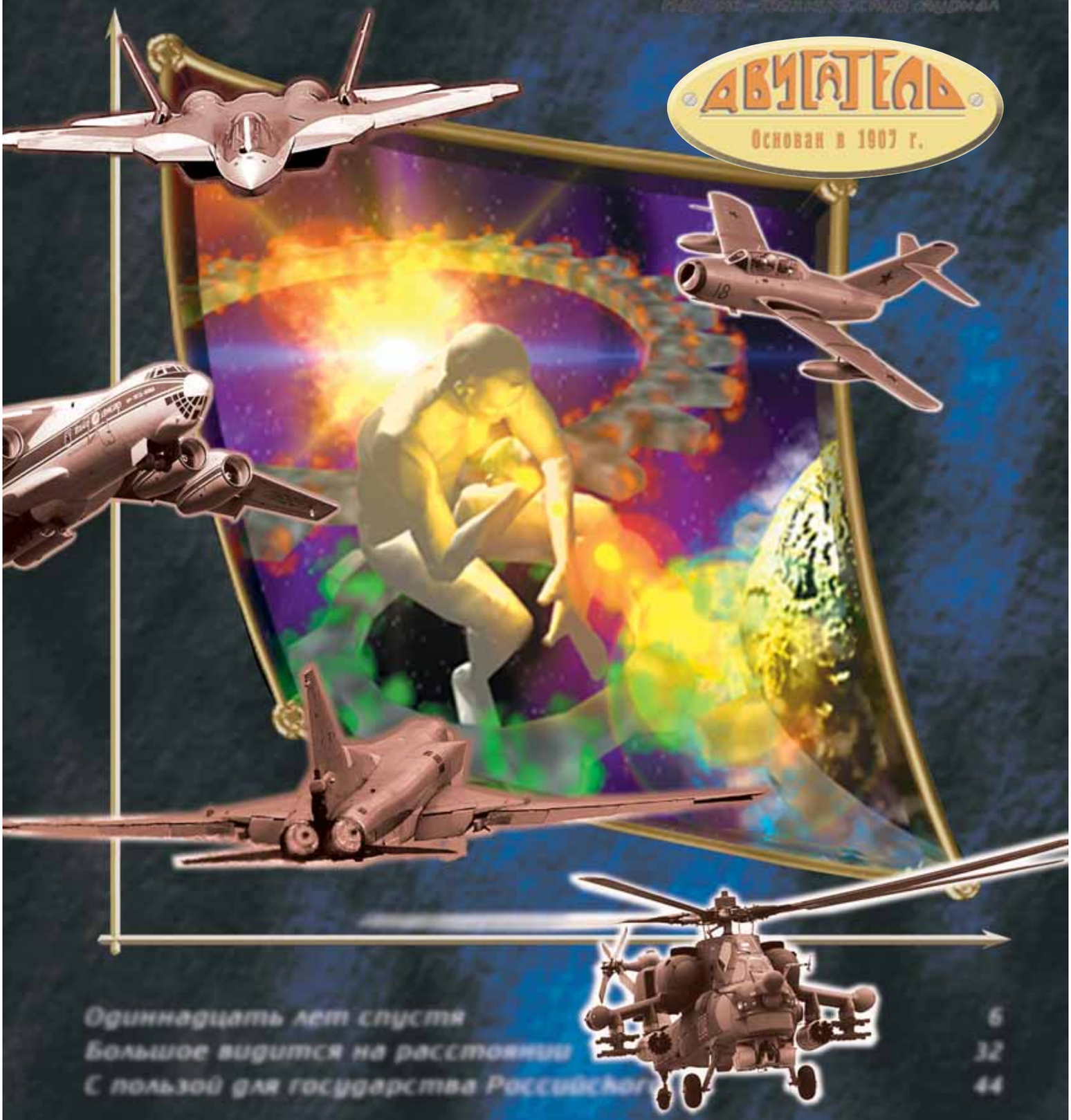
Научно-технический журнал № 5 (119 + 244) 2018

№1 (1) январь – февраль 1999

Двигатель

Научно-технический журнал



Одиннадцать лет спустя 6
Большое видится на расстоянии 32
С пользой для государства Российского 44

Fieri faciendo opere (Дело делается делающими дело)

Редакционный совет

Агульник А.Б., д.т.н.,
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ
Бабкин В.И., к.т.н.,
первый зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана
Богуслаев В.А., д.т.н.,
Президент АО "МОТОР СИЧ"
Воронков Ю.С., к.т.н.,
зав. кафедрой История науки РГГУ
Гейкин В.А., д.т.н.,
заместитель генерального директора - руководитель приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"
Григорян Г.Г., д.т.н.,
вице-президент Общества "Знание" России
Дическул М.Д.,
зам. управляющего директора ОАО "ОДК"
Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,
главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
Зрелов В.А., д.т.н.,
профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва
Иноземцев А.А., д.т.н.,
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
Каторгин Б.И., академик РАН
Кравченко И.Ф, д.т.н.,
ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"
Кутенев В.Ф., д.т.н.,
зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе
Кухаренок Г.М., к.т.н.,
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ
Лобач Н.И.,
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
Ланшин А.И., д.т.н.,
научный руководитель - заместитель Генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Марчуков Е.Ю., д.т.н.,
генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Люлька
Пустовгаров Ю.Л.,
генеральный директор ПАО «Казанский вертолетный завод»
Равикович Ю.А., д.т.н.,
проректор по научной работе МАИ
Рачук В.С., д.т.н.,
председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
Ружьев В.Ю.,
первый зам. ген. директора Российского Речного Регистра
Рыжов В.А., д.т.н.,
главный конструктор ОАО "Коломенский завод"
Ситнов А.П.,
президент, председатель совета директоров ЗАО "Двигатели "ВК-МС"
Смирнов И.А., к.т.н.,
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"
Соколов В.П., д.т.н.,
Директор Российского учебно-научно-инновационного комплекса авиакосмической промышленности
Троицкий Н.И., к.т.н.,
доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана
Фаворский О.Н., академик РАН,
член президиума РАН
Чуйко В.М., д.т.н.,
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

К 110-ЛЕТИЮ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Business is doing business

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор
Александр Иванович Бажанов
академик Международной инженерной академии
Заместитель главного редактора
Дмитрий Александрович Боев
Ответственный секретарь
Александр Николаевич Медведь, к.т.н.
Финансовый директор
Юлия Валерьевна Дамбис
Редакторы:
Александр Григорьевич Лиознов,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н.
Юрий Романович Сергей, к.т.н.
Литературный редактор
Эрнст Галсанович Намсараев
Художественные редакторы:
Александр Николаевич Медведь
Владимир Николаевич Романов
Техническая поддержка
Ольга Владимировна Шаронова, к.пед.н.
В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:
А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова, А.Н. Медведя, И.М. Ивановой, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":
111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2.
Тел./факс: +7(495) 362-7891
dvigatell@yandex.ru
boeff@yandex.ru
aib50@yandex.ru
www.dvigately.ru
Электронная версия журнала (2006-2017 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"©
генеральный директор Д.А. Боев
зам. ген. директора А.И. Бажанов

Ответственность за достоверность информации и наличие в материалах фактов, не подлежащих разглашению в открытой печати, лежит на авторах публикаций.
Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.
Перепечатка опубликованных материалов без письменного согласия редакции не допускается. Ссылка на журнал при перепечатке обязательна.

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, транспортному, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 1400 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"©
зарегистрирован в ГК РФ по печати.
Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.
20-й (111-й) год издания.
Отпечатано
ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.
Тираж 3 000 экз.
Периодичность: 6 выпусков в год.
Цена свободная.

СОДЕРЖАНИЕ

2 **Оптимизация системы конвективно-плёночного охлаждения рабочих лопаток турбины высокого давления современных и перспективных ГТД**
Л.Т. Зыонг, В.Г. Нестеренко

6 **О возможном пути совершенствования шумоглушения авиационных двигателей**
М.Е. Дискин

7 **Новый поэтический сборник заслуженного авиадвигателиста**
В.М. Толоконников

8 **Численное моделирование течения газа в эжекторном устройстве при помощи ANSYS CFX**
Н.Н. Королёв, В.С. Щенников, В.П. Монахова

10 **Воздухо-воздушный теплообменник для системы охлаждения турбин двухконтурных воздушно-реактивных двигателей**
Р.Р. Аббаварам, В.Г. Нестеренко

14 **В развитие статьи ("Двигатель" №4 2015) "Заметки к вопросу о перспективных движителях"**
Д.А. Боев, А.В. Ефимов *Репринтное повторение статьи журнала "Двигатель № 6 2016 года*

16 **Учёные ЦАГИ испытали двигатель перспективного космического аппарата**
Б. Турцев

16 **Поздравление ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" коллектив факультета "Энергомашиностроение" МГТУ им. Н.Э. Баумана со 150-летием со дня основания**

17 **Турбулентность. Теплоёмкость и энтропия**
Ю.М. Кочетков

19 **Новые технологии неразрушающего контроля**

20 **Буранный полустанок**
В.В. Агеев

22 **Из фондов московского Политехнического музея**
Д.А. Боев

22 **Авиационный двигатель М17Ф**
В.Г. Иванов

23 **История создания двигателя РД-119**
В.Г. Иванов

24 **Как создавался "Турболёт"**
А.А. Симонов

28 **Формализация зависимости разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей двухдвигательного самолёта, возникающей от разницы частот вращения их роторов**
А.Ю. Бурова, Ю.М. Кочетков

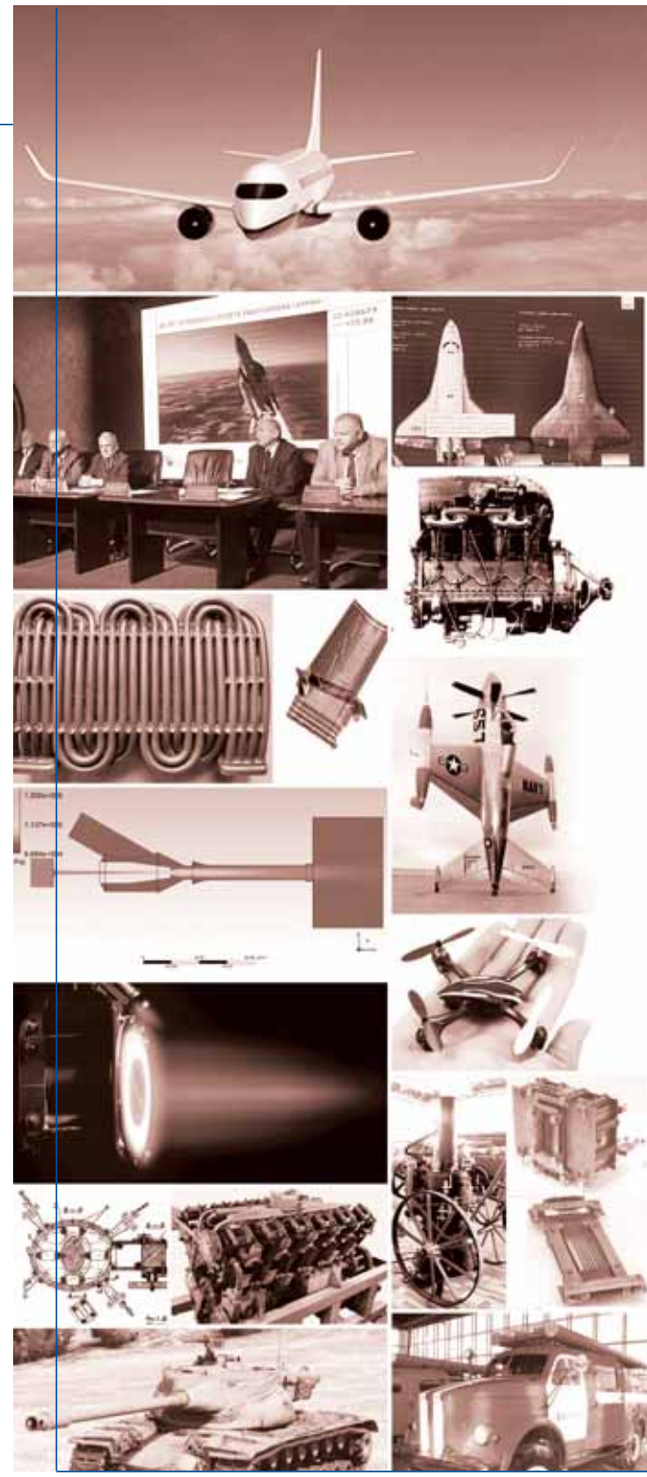
"Олдтаймер-Галерея". 2018 год
А.И. Бажанов

29 **Тоннели на монетах**
А.В. Барановский

30 **Развитие советского танкового двигателестроения в 1930-е годы**
Н.Н. Мельников

34 **Без поршней, шатунов, кривошипов**
С.С. Сагаков

37 **Танки от и до**
О.Н. Брилёв



Уважаемые читатели!

Двадцать лет назад журнал "Двигатель" приобрёл новый облик. Он стал именно таким, как и номер, который находится в Ваших руках. Немало интереснейших тем нашли место на его страницах. Много авторитетных авторов публиковались за это время в журнале. Большинство статей не потеряли актуальности и сейчас. Потому, в год нашего юбилея, позвольте предложить Вашему вниманию репринтное воспроизведение некоторых статей.
Мы отдельно отметили этот материал и надеемся, что он будет Вам интересен.

Издатели журнала

УДК [621.438.004.14:629.7] (075.8)

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ КОНВЕКТИВНО-ПЛЁНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
"Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)" (МАИ)
Ле Тиен Зыонг, аспирант кафедры 203,
Валерий Григорьевич Нестеренко, к.т.н., доцент

Представлены результаты расчётных исследований различных конструктивных схем и конфигураций охлаждаемых бандажных полок рабочих лопаток турбины высокого давления современных и перспективных авиационных ГТД.

The results of design studies of various design schemes and configurations of the cooled shroud high-pressure turbine blades for modern and perspective aviation gas turbine engines are presented.

Ключевые слова: бандажная полка, турбина, рабочая лопатка, температура, напряжения, эффективность системы охлаждения.

Key words: shroud, turbine, turbine blade, temperature, stress, efficiency cooling system.

В данной статье рассматриваются результаты работы по оптимизации формы бандажной полки, схемы её конвективно - плёночного охлаждения, а также особенности проектирования профильной части пера бандажированных рабочих лопаток турбин высокого давления (ВД) двухконтурных авиационных воздушно реактивных двигателей с форсажём (ТРДДф). Во многих современных ТВД бандажная полка на лопатках турбины ВД не установлена, хотя при постановке бандажной полки повышается КПД и снижаются потери давления газа в концевой части пера лопатки ротора турбины ВД. Кроме того, снижается вибрационная составляющая в действующих напряжениях лопатки, что очень важно с точки зрения обеспечения высокого уровня их ресурса и надёжности. Как известно, ресурс горячей части ТРДДф примерно в два раза меньше ресурса его холодной части. Актуальны работы по уменьшать этой разницы, приближения ресурса горячей части ГТД к ресурсу его холодной части.

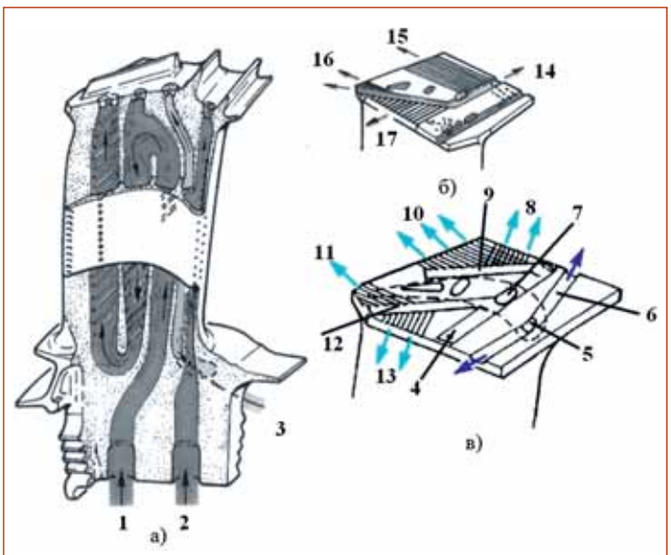


Рис.1 Лопатка турбины фирмы Роллс-Ройс с конвективным охлаждением бандажной полки

Известно, что постановка бандажной полки в концевой части пера лопатки приводит к дополнительным напряжениям растяжения по всей её длине, от полки до замка лопатки, которые необходимо компенсировать за счёт их более интенсивного охлаждения, применения эффективных теплозащитных покрытий [1] и лучших материалов с повышенными механическими свойствами [2]. Эффективные теплозащитные покрытия (ТЗП) и новые жаропрочные материалы хорошо известны, они применяются в большом числе отечественных и иностранных авиационных ГТД, например, в ТРДД ПД14, LEAP, PW 1400 др. Однако, только в авиационных двигателях фирмы Роллс-Ройс, таких как семейства ТРДД RB 211 524 и TPENT применяются бандажированные лопатки турбины ВД, несмотря на очень высокий уровень температуры газа перед турбинами этих двигателей.

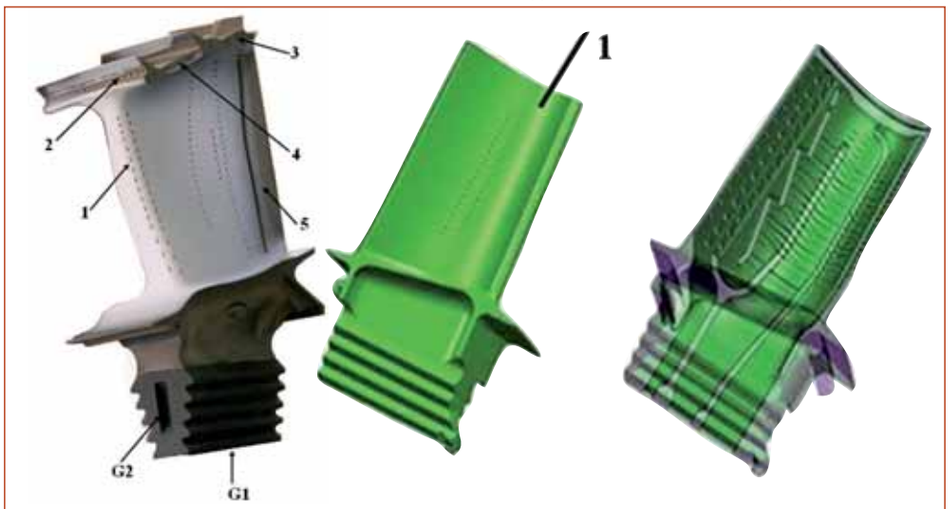
Известен целый ряд проектных решений, которые способствуют возможной установке бандажных полок на современных рабочих лопатках ТВД, кроме применения самых лучших материалов для их изготовления и теплозащитных покрытий. Так, например, можно формировать радиальную эпюру температуры газа на входе в турбину таким образом, чтобы на периферии лопаток турбины температура газа снижалась, в большей или меньшей степени. Проектировать полку, перекрывающую только часть межлопаточного канала и т.д.

При исследовании так называемой "газодинамической" полки в ТВД турбины ВД ТВВД НК 93 [3] установлено, что наиболее эффективным способом охлаждения бандажных полок является их конвективное внутри стеночное охлаждение и охлаждение с помощью отверстий перфорации на корытце, в подполочном сечении лопатки. При малом расходе охлаждающего воздуха примерно 0,15% и 0,18%, соответственно, температура полки снижается с корытца на 54° в обоих этих способах, со спинки - на 29° и 12°, соответственно. Можно отметить совсем ничтожный уровень снижения температуры такой полки, поэтому целесообразно исследовать и другие варианты проектирования такого типа с целью повышения его эффективности.

На Рис. 1 представлена рабочая лопатка турбины фирмы Роллс Ройс [4] с конвективным охлаждение полки, в толщине которой выполнен ряд каналов - как это показано на рис. 4б),

каналы15, 16 и 17, питаемые из раздаточного канала 14. Аналогично, на рис. 4в, показаны - раздаточные каналы 4, 5, 6, 7 и 9 и каналы конвективного охлаждения 8,10,11и 13. Проектировщиков этих конструкций не смущают технологические сложности и затраты на изготовление такого типа лопаток, поскольку выигрыш в уровне надёжности и ресурса всей турбины существенно важнее.

На Рис. 2а показана полочная лопатка турбины ВД, имеющая плёночное охлаждение, отверстия 1 и 2, расположенные на профильной части пера лопатки и в корне переднего гребня, установленного на её полке. Эта полочная лопатка спроектирована с плёночным охлаждением переднего гребня бандажной полки, поскольку при высокой температуре газа на входе в турбину 1750К ⩽ Т*г ⩽ 1900К торцевая, наружная кромка гребня обгорает.



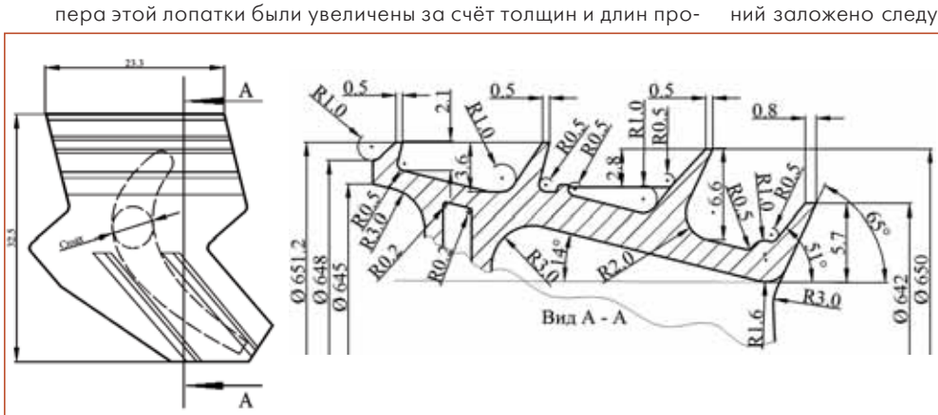
а) б)

Рис. 2 Пример выполнения пленочного охлаждения гребня бандажной полки и пера рабочей лопатки ТВД

Там же, на Рис. 2б показана охлаждаемая бесполочная лопатка турбины ВД ТРДДФ РД 93, где температура газа на входе в турбину равна 1720К. Она спроектирована сравнительно недавно, с конвективно-плёночным охлаждением пера лопатки, максимальная температура пера лопатки равна 924К, однако бандажной полки на ней нет. Величина интенсивности охлаждения этой лопатки θ_{cp} = 0,47 при расходе охлаждающего воздуха 3,6%. Очевидно, что эта интенсивность охлаждения может быть увеличена, примерно до 0,54...0,57, т.е. примерно на 15...21% , с пропорциональным увеличением расхода охлаждающего воздуха.

На Рис. 3 представлены геометрические размеры бандажной полки, установленной на рабочей лопатке турбины, показанной на Рис. 2б).

При проектировании полки площади поперечных сечений пера этой лопатки были увеличены за счёт толщин и длин продольных ребер, имеющихся в её полости. При этом, наружный контур лопатки удалось сохранить неизменным. Численные значения величин площади поперечных сечений модифицированной лопатки, по всей высоте её профильной части, показаны в таблице 1, где F_1 - площади поперечных сечений исходной лопатки, а F_2 - модифицированной, с бандажом.



а) б)

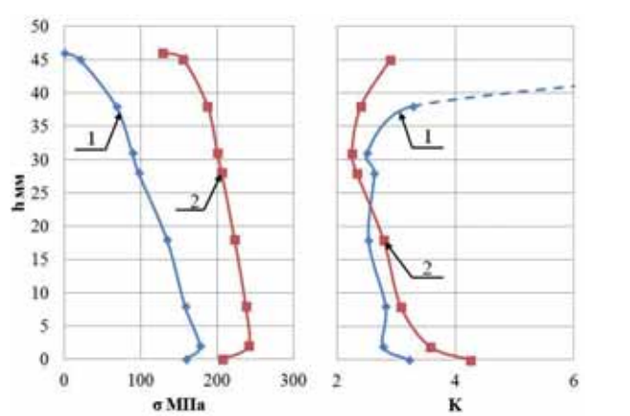
Рис. 3 Конфигурация бандажной полки, установленной на лопатке турбины ВД, представленной на Рис. 2б

Таблица 1. Увеличение площади поперечных сечений модифицированной лопатки турбины ВД ТРДДФ РД 93 по её высоте

h (мм)	0	2	8	18	28	31	38	45	46
F_1 (мм²)	220,5	185,6	170,5	135,3	111,9	100,4	74, 2	91,7	129,0
F_2 (мм²)	253,2	207,9	184,3	154,8	129,0	121,9	105,7	100,6	116,2

На Рис.4а и 4б показано изменение напряжений растяжения S_p и запасов прочности К лопатки, представленной на Рис. 2б, при установке на ней бандажной полки.

В рассматриваемой лопатке удалось обеспечить требуемый запас прочности как бандажной полки, за счёт её конвективно-плёночного охлаждения, так и профильной части пера, по всей её высоте, за счёт увеличения площади поперечных сечений пера лопатки и замены материала ЖС 26, из которого она была изготовлена, на более эффективный, рениевый сплав ВЖМ 8, характеристики которых показаны на Рис.5, где параметр $P = T\cdot[lg(100)+20]$, а величина T - в градусах Кельвина. В расчётах действующих напряжений заложено следующее изменение температуры лопатки по её высоте: в корне T=810° С, в середине T=965° С, на периферии также величина T=965° С.



а) б)

Рис. 4 Изменение напряжений растяжения (а) и запасов прочности (б) рабочих лопаток турбины без бандажной полки (1) и с бандажной полкой (2) по их высоте

Эффективность бандажной полки, с точки зрения повышения КПД ступени турбины, существенно возрастает при замене прямоточного лабиринта на ступенчатый, как это показано на Рис. 6а. В этом случае коэффициент расхода лабиринта и утечки газа в радиальном зазоре над лопаткой уменьшаются примерно в 2,0...2,5 раза.

На Рис. 6б : (1'-1"), (2'-2"), (3'-3") - стыковочные поверхности различных вариантов конфигурации бандажной полки; 4 - подполочное сечение пера лопатки;

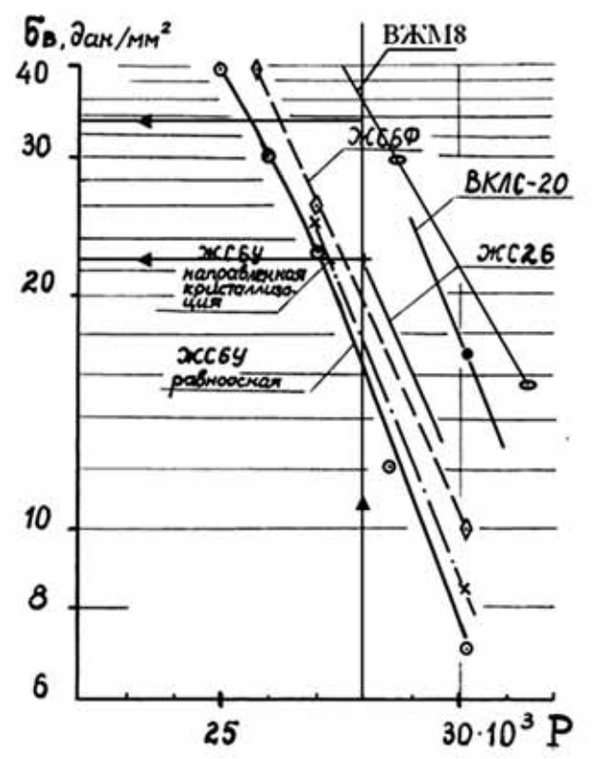
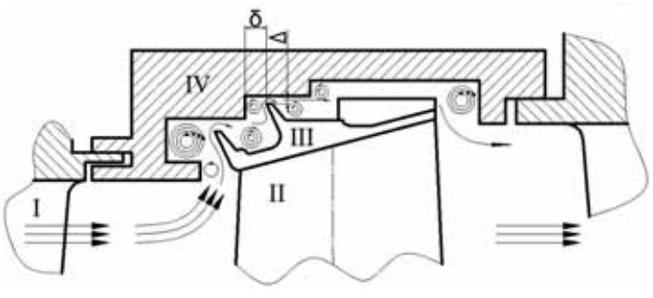
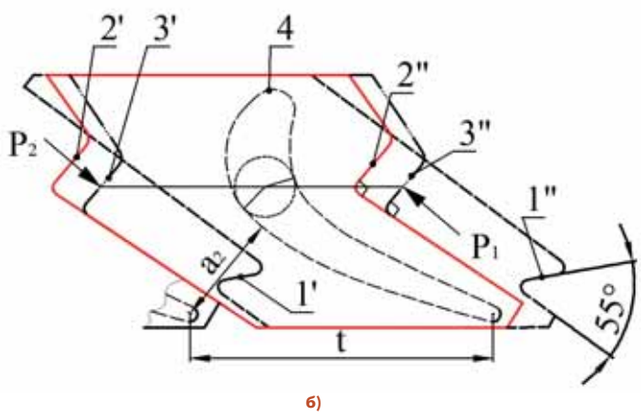


Рис. 5 Зависимость изменение величины длительной прочности жаропрочных материалов от параметра Миллера - Ларсена P



а)



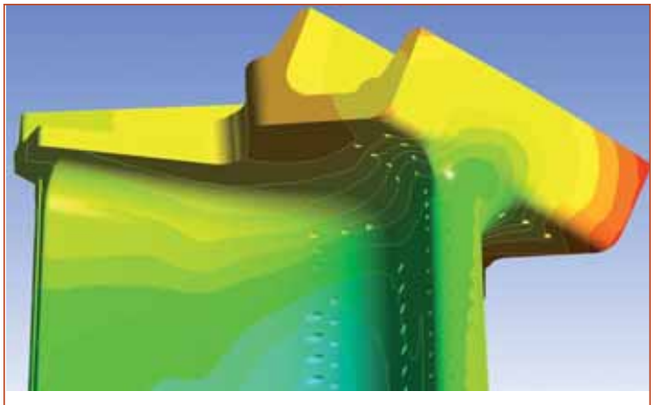
б)

Рис. 6 а) Конструктивная схема "закрытого" радиального; б) конфигурации "стыковочных" обводов бандажных полок

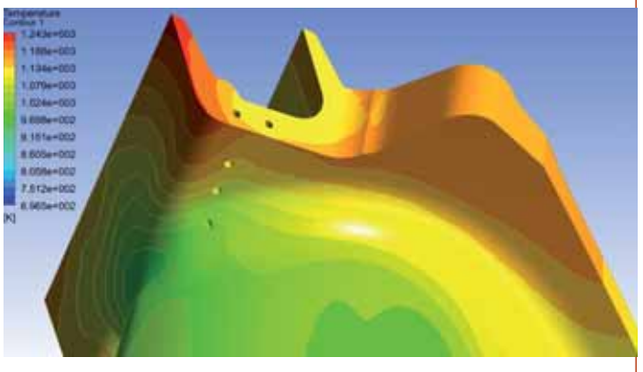
p - контактный натяг, возникающий при сборке бандажированных рабочих лопаток ротора турбины; *a* - горло решётки на периферии ротора.

Из трёх вариантов конфигурации бандажной полки, показанных на Рис. 6б), наиболее благоприятный вариант - это 2. При этом анализе следует учитывать, что на вогнутой стороне лопатки её температура примерно на 50...100 градусов выше, чем температура её спинки. Поэтому допустимые напряжения там будут существенно ниже и окружной размер полки с этой стороны должен быть как можно короче. Основная длина полки в окружном направлении должна располагаться с противоположной стороны.

На Рис. 7 показаны результаты расчётов теплового состояния периферийной части охлаждаемых лопаток и внутренних поверхностей бандажной полки, выполненные в системе ANSYS CFX. Интенсивность теплоподвода к бандажной полке от горячего газа, протекающего с её внутренней стороны, формирующей проточную часть турбины, существенно выше, чем с её наружной стороны, где имеется радиальный зазор и установлено лабиринтное уплотнение, ограничивающее поток газа. Поэтому именно на внутренней поверхности необходимо интенсивное плёночное охлаждение бандажной полки. Здесь охлаждающий воздух выпускается из внутренних каналов через ряд отверстий (см. Рис. 7), соединённых с каналами, находящимися в толщине полки. Верхняя поверхность полки, где теплоподвод существенно меньше, охлаждается конвективно.



а)

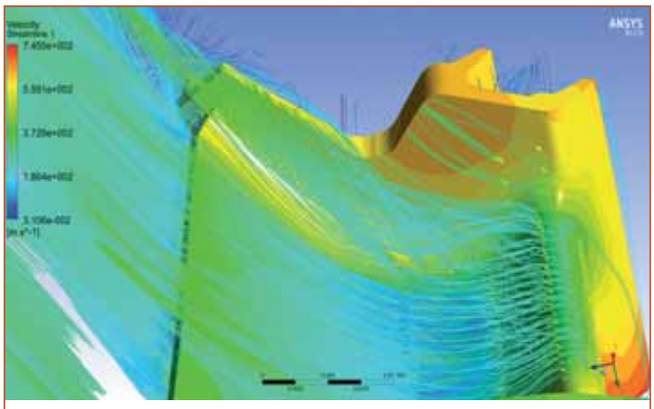


б)

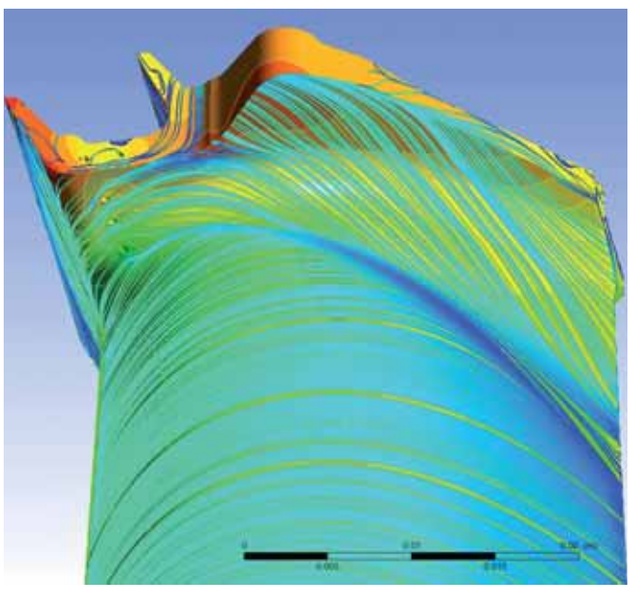
Рис. 7 Результаты расчётов температурного состояния бандажной полки и подполочного сечения пера: а) вогнутой стороны лопатки; б) выпуклой стороны бандажированной лопатки турбины ВД

Ниже, на Рис. 8 показаны линии тока горячего газа и холодного воздуха, осуществляющего плёночное охлаждение вогнутой а) и выпуклой б) сторон профильной части пера лопатки. Как видно из Рис. 8б, вторичные токи перемещаются в пограничном слое на нижней стороне бандажной полки в осерадиальном направлении, к выходу из решётки.

Они создают значительные дополнительные потери энергии газа. Кроме того, они мешают оптимальному охлаждению поверхностей бандажной полки, смещая с неё охлаждающий воздух на спинку пера лопатки, где его охлаждающие свойства не требуются. На Рис. 9 показана конструкция профильной части пера лопатки, где на её периферии, непосредственно у полки, установлен серповидный гребень, препятствующий попаданию вторичных токов горячего газа на спинку лопатки. Эта конструкция может быть реализована при литье лопатки и её использование целесообразно.



а)



б)

Рис. 8 Линии тока горячего газа и охлаждающего воздуха в подполочных участках профильной части пера лопатки со стороны: а) корыта; б) спинки представленной на Рис. 2б.

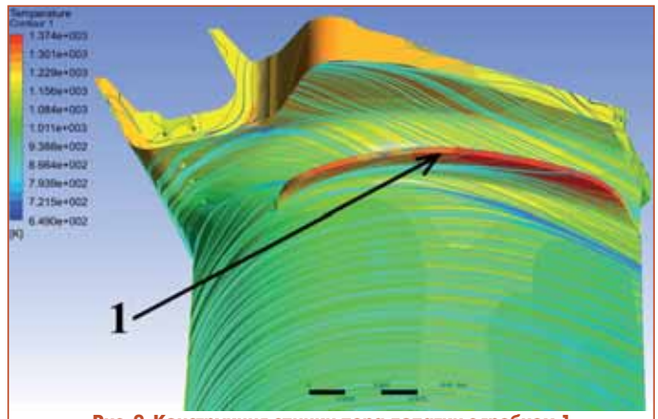


Рис. 9 Конструкция спинки пера лопатки с гребнем 1, установленным под полкой вдоль профиля пера лопатки

Заключение

1. Лопатки ротора высокотемпературных турбин ВД авиационных ГТД целесообразно проектировать бандажированными, с интенсивным конвективно-плёночным охлаждением бандажной полки повышенной толщины, внутри которой можно располагать сеть каналов конвективного охлаждения и вспомогательных раздаточных каналов, куда подаётся охлаждающий воздух из внутренней полости профильной части пера лопатки.

2. Производственная сложность и повышенная стоимость изготовления бандажированных лопаток с конвективно-плёночным охлаждением полки компенсируется повышенным ресурсом работы этих лопаток и ростом КПД ступени турбины.

Литература

1. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Петрушин Н.В., Висик Е.М. Монокристаллический жаропрочный никелевый сплав нового поколения с низкой плотностью // Авиационные материалы и технологии. 2015. №2 (35). С. 14-25.

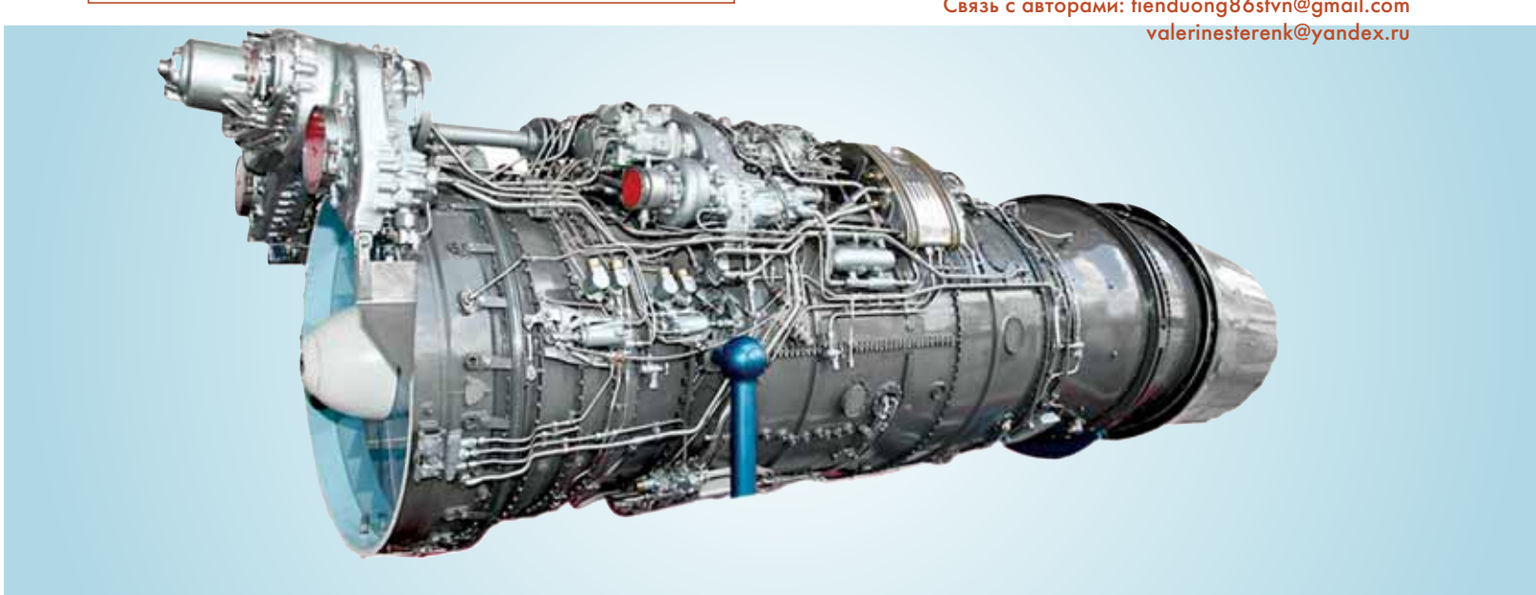
2. Чубаров Д. А., Будиновский С. А. Выбор керамического материала для теплозащитного покрытия лопаток авиационных турбин на рабочие температуры 1400°С // Труды ВИАМ, 2015, №4, С. 48-53.

3. Горелов Ю.Г., Казуров В.Ф., Михайлов Н.И. Способы охлаждения "газодинамической" бандажной полки рабочей лопатки турбины ВД высокотемпературного ТВВД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2006. № 2-2(10).

4. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок // учеб. М.: Машиностроение. 2008. Т. 2. - 368 с.

5. Ле Т.З., Нестеренко В. Г. Оптимизация системы конвективно-плёночного охлаждения бандажных полок рабочих лопаток высокотемпературных ТВД // Сборник тезисов Международной конференции "Авиация и космонавтика". - М.: МАИ. 2016. С. 302-303.

Связь с авторами: tienduong86stvn@gmail.com
valerinesterenk@yandex.ru



УДК 629.7.017

О ВОЗМОЖНОМ ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ШУМОГЛУШЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Марк Евгеньевич Дискин, к.т.н.

Проведен оценочный анализ влияния гидравлического сопротивления воздушных каналов ТРДД, оснащенных звукопоглощающими конструкциями, на КПД двигателя. Предложено исполнение глушителя шума двигателя, позволяющее исключать глушитель из тракта двигателя с соответствующим уменьшением гидравлического сопротивления и соответственно КПД на режимах полета с ненормированным уровнем шума.

The evaluation analysis of the influence of the hydraulic resistance of the air channels of turbofan engines equipped with sound-absorbing structures on the engine efficiency is carried out. A performance of the engine noise silencer is proposed, which allows to exclude the silencer from the engine path with a corresponding decrease in hydraulic resistance and, accordingly, efficiency in flight modes with an unnormalized noise level.

Keywords: aircraft engine noise, silencer, sound-absorbing structures, noise leveling, engine efficiency.

Ключевые слова: шум авиационного двигателя, глушитель шума, звукопоглощающие конструкции, нормирование уровня шума, КПД двигателя.

На 38-й сессии Ассамблеи ИКАО приняты новые нормы по шуму воздушных судов. Они на 7 EPN dB строже предыдущих. И это не предел, учитывая тенденцию ужесточения экологических требований и достаточно острую конкурентную борьбу на рынке авиационной техники.

В настоящее время в качестве основных методов снижения шума силовой установки самолета рассматриваются следующие два основных направления (1):

- борьба с шумом в источнике, то есть воздействие на генерацию шума элементами двигателя - лопаточными машинами, камерой сгорания, и на генерацию шума реактивной струей;
- снижение интенсивности излучения в процессе его распространения по каналам двигателя и по воздухозаборному каналу.

На рис. 1 показаны основные направления по повышению акустической эффективности системы шумоглушения силовой установки для перспективного самолета (1).

- Управление шумом вентилятора - оптимизация конструкции ступени вентилятора, включающая оптимальные форму лопатки РК и СА, расстояние между колесами РК и СА, соотношение между числом лопаток РК и СА.
- Управление шумом камеры сгорания - оптимизация геометрических и термогазодинамических характеристик камеры сгорания по критерию минимальной интенсивности акустического излучения КС.
- Управление шумом реактивной струи - оптимизация параметров смесителя потоков внутреннего и наружного контуров, размещение на срезе сопла устройств, влияющих на структуру и газодинамические характеристики реактивной струи.

1. Улучшение звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в воздухозаборнике - повышение акустической эффективности и расширение диапазона частот характеристики эффективного поглощения звука.

2. Полная облицовка ЗПК стенок канала наружного контура (КНК) - размещение ЗПК как на "холодной" внешней поверхности канала наружного контура, так и на горячей" внутренней поверхности КНК.

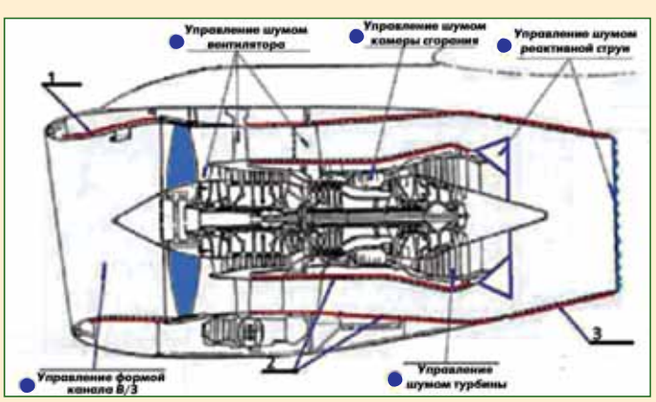


Рис.1 Основные направления по повышению акустической эффективности системы шумоглушения силовой установки для перспективного самолета

3. Облицовка ЗПК стенок камеры смешения потоков каналов внутреннего и наружного контуров ТРДД (для двигателей с общей камерой смешения).

Практика создания малошумных ТРДД свидетельствует о том, что снижения шума за счет борьбы с шумом в источнике недостаточно для обеспечения нормируемых уровней шума самолета на местности. Необходимо использовать снижение интенсивности излучения в процессе его распространения по каналам двигателя и по воздухозаборному каналу (1).

Применение ЗПК внутри каналов двигателя связано с усложнением их конструкции и технологии изготовления, усложнением конструкции и увеличением веса выхлопной части двигателя, а также с ухудшением эксплуатационных свойств, а в некоторых случаях и заметное ухудшение тяговых характеристик силовых установок, что в результате приводит к снижению экономических показателей самолета (1).

Остановимся на вопросе ухудшения тяговых характеристик силовых установок. Современные ЗПК представляют собой сочетание элементов, поглощающих звуковые волны и элементов, влияющих на частотную структуру звукового поля в канале. Элементами, влияющими на частотную структуру звукового поля являются любые неоднородности канала, одновременно влияющие на гидродинамику потока. В результате происходит изменение частотной структуры с появлением высокочастотных составляющих, более эффективно поглощаемых ЗПК.

Однако, влияние на пограничный слой или на гидродинамику ядра потока обязательно связано с повышением гидравлического сопротивления течению потока. В публикациях, посвященных авиационной акустике, например (2), (3), (4), данные о гидравлическом сопротивлении каналов, оснащенных ЗПК, отсутствуют. Оценим влияние ЗПК на гидравлические потери в канале на основании опубликованных данных. Согласно работе (5) "... в ТРДД и ТВД на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре ... затрачивается соответственно 5 и 8 % от Q_0". Длина канала наружного контура не превышает 5 его гидравлических диаметров (1). Примем величину гидравлических потерь 1% на длине канала, равной его гидравлическому диаметру. Произведем оценочный расчет потерь давления в аналогичном канале с гладкими стенками на основании рекомендаций работы (6). При самой высокой оценке коэффициента трения потери давления и, соответственно, Q_0 не превышают 0,025%. Считаем, что гидравлическими потерями в гладком канале наружного контура можно пренебречь.

Если считать, что продолжительность взлета, снижения и посадки, режимов на которых регламентируется уровень шума самолета, в среднем для разных классов воздушных судов составляет 30% общей продолжительности полета, то 3,5% энергии топлива сжигаемого ТРДД затрачиваются впустую.

Кроме того дополнительными препятствиями, не позволяющими выше указанные методы широко использовать на практике, являются перспективы перехода к нетрадиционным компоновкам силовой установки на самолете. "В двигателях с открытым ротором невозможно расположить звукопоглощающие конструкции (ЗПК) вокруг лопаточной машины, вообще средств

снижения шума для такого типа двигателей очень мало. Доведение их до соответствия предыдущей Главе 4 - уже большая проблема". (7). Расположение глушителей рассредоточено по каналам двигателя, существенно затрудняет их совершенствование и оптимизацию.

Решением могло бы быть управление включением глушителя только на требуемых режимах. Но для этого глушитель должен быть расположен вне каналов двигателя (8). Такое решение также упростит процесс оптимизации глушителя, приспособление некоторой типовой конструкции к разным моделям двигателей и упростит эксплуатационное обслуживание и реконструкцию самолетов, находящихся в эксплуатации при изменении акустических норм. Конечно, при этом произойдет некоторое удорожание летательного аппарата. Поэтому целесообразность отказа от расположения глушителей в каналах двигателя и переход к единому глушителю с управлением включением глушителя только на требуемых режимах следует определять, руководствуясь методологией "Совокупная стоимость владения или стоимость жизненного цикла (англ. Total Cost of Ownership, TCO) (9). В рассматриваемом случае стоимость летательного аппарата увеличивается, а эксплуатационные издержки уменьшаются.

Литература

1. Самохин В.Ф Шум ГТД (Введение в авиационную акустику). [Электронный ресурс]- Режим доступа: http://net.knigi-x.ru/24raznoe/89191-1-kurs-lekciy-shum-gtd-vvedenie-aviacionnuyu-akustiku-samohin-valeriy-fedorovich-cagi-created-with-novapdf-print.php
2. Ю. Д. Халецкий, Я. С. Почкин Роль реактивного элемента в системе шумоглушения авиационного двигателя. Ученые записки физического факультета московского университета № 5, 1751412 (2017).
3. ВИАМ. Материалы для звукопоглощающих конструкций самолетов. [Электронный ресурс] - Режим доступа: https://viam.ru/public/files/2011/2011-205873.pdf
4. Ю. Д. Халецкий Эффективность комбинированных глушителей шума авиационных двигателей. Акустический журнал, 2012, том 58, № 4.
5. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. - М.: Машиностроение, 2002. .
6. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям/Под ред. М. О. Штейнберга. - М.: Машиностроение, 1992.
7. О шуме авиационного двигателя и не только... ИБ Пермские авиационные двигатели. № 29, февраль, 2014.
8. Патент РФ № 2641341. 23.09.2016.
9. [Электронный ресурс] - Режим доступа: https://mining-media.ru/ru/article/ekonomic/3572-sovokupnaya...

Связь с автором: markdiskin@yandex.ru

ИНФОРМАЦИЯ

НОВЫЙ ПОЭТИЧЕСКИЙ СБОРНИК ЗАСЛУЖЕННОГО АВИАДВИГАТЕЛИСТА

Вышел очередной, уже 29-й по счёту сборник стихов так горячо любимого всеми авиастроителями заслуженного авиадвигателиста, Валентина Михайловича Толоконникова.

Валентин Михайлович, много лет - до самого прекращения работы МАП СССР, работал начальником его Главного управления. Он один из основателей АССАД, лауреат Государственных премий, автор многих изобретений и научных трудов. Автор пишет о тех людях, которых хорошо знает сам и которые так же хорошо знают или знали его. И это особенно интересно.

Эта книга посвящена 110-летию одного из величайших авиамоторостроителей - А.М. Люлька.

Люлька Архип Михайлович
Генеральный конструктор, выдающийся изобретатель и создатель двигателей для самолётов Су-7, Су-19, Су-15, Су-17, Су-24, Су-27 и т. д. Симпатичный товарищ и коллега. Родоначальник реактивных двигателей в России.

БРОНЗОВЫЙ ЛЮЛЬКА

Что Вы задумались, бронзовый Люлька,
В бюсте отлитый?
В памяти всплыли ль Грефа бирюльки?
Сделался взгляд Ваш сердитым.

Идут они — точно — не Вашим путём,
Много шумихи — сплошная реклама,
Эдак далеко мы с ними зайдём,
Не оберёмся и срама.

Нету моторов новейших давно...
Ваших задумок осколки
Ещё не забыты. Сейчас всё равно
Наши печали без толку.

Как пишет в предисловии к книге В.М. Толоконников, *"Я бы ещё ввёл звание "Гениальный конструктор". Это звание редкое и самой высокой пробы. Это должен быть профессионал, заглянувший за горизонт достигнутых качеств и дающий путь за этим горизонтом развитию техники и технологии. Именно такому званию соответствует А.М. Люлька."*

В книге, как и во всех сборниках Валентина Михайловича, много хорошего о соратников, много жёстких вопросов к тем, кто их достоин и много честных слов к тому положению, в котором мы находимся. С искренней оптимистической надеждой на будущее.

Пожелаем же автору многих ещё творческих успехов, радости ото всех светлых проявлений этой жизни и крепкого здоровья - чтобы как можно дальше радовать нас новыми проявлениями своего таланта.

УДК 532.526.4

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ЭЖЕКТОРНОМ УСТРОЙСТВЕ ПРИ ПОМОЩИ ANSYS CFX

Московский Авиационный Институт (Национальный исследовательский университет)
Николай Николаевич Королев, аспирант кафедры 207,
Владимир Сергеевич Щенников, сотрудник кафедры 207,
Вероника Павловна Монахова, заведующая кафедрой 207

Приведены результаты численного моделирования однофазного течения во внутреннем тракте струйно-абразивного аппарата с использованием модуля CFX программного пакета Ansys. Моделирование проводилось для семи различных комбинаций диаметров смесительного и активного сопел и четырех режимов работы. Определены параметры потока на выходе из устройства, построены графики зависимостей коэффициента эжекции и коэффициента увеличения импульса от соотношения площадей активного и смесительного сопел и полного давления на входе в устройство. Проведен анализ наиболее оптимального сочетания геометрических параметровсопел.

The article presents the results of numerical simulation of single-phase flow in the inner path of the abrasive jet apparatus using the module Ansys CFX software package. Simulation was performed for seven different combinations of diameters and mixing nozzles and active modes to four. Defined flow conditions at the outlet of the device, plotted the ejection rate and the pulse rate of increase of ratio of the active area and the mixing nozzle and the total pressure at the inlet to the device. The analysis of the optimal combination of geometric parameters of the nozzles.

Ключевые слова: численное моделирование, математическое моделирование, струйно-абразивный аппарат, AnsysCFX, газовые эжекторы.

Keywords: numerical simulation, shot peening machine, Ansys CFX, gas ejectors.

Введение

Сложность конструктивных форм, высокие требования к точности обработки и качеству поверхностного слоя деталей авиационной техники приводят к тому, что почти во всех технологических процессах изготовления деталей присутствуют слесарно-зачистные и слесарно-полировальные операции. Такая обработка не всегда обеспечивает заданные параметры качества поверхностного слоя деталей, а это приводит к снижению ресурса и надежности работы [1].

Практика показывает, что многие ручные слесарно-зачистные и слесарно-полировальные операции могут быть успешно заменены высокоэффективной механизированной или автоматизированной струйно-абразивной обработкой (САО). Этот метод обработки обладает высокими технологическими возможностями, он может использоваться для различных видов обработки, например, для скругления острых кромок и сопряженных радиусов, полировки и шлифовки сложных поверхностей, удаления заусенцев и зачистки сварных швов, снятия со всей поверхности дефектного слоя, подготовки поверхности под покрытие, снятия небольшого припуска с целью снижения шероховатости поверхности, удаления окисных пленок, нагара, различных повреждений с поверхностей деталей. При этом обеспечиваются высокая производительность и хорошее качество поверхностного слоя деталей [1].

Таким образом, струйно-абразивная обработка может широко применяться при производстве и ремонте лопаток компрессоров, лопаток турбин, дисков, зубчатых колес, крыльчаток и др.

Объект исследования

В настоящее время из всех существующих аппаратов для струйно-абразивной обработки наибольшее применение находят устройства с принудительной насосной подачей суспензии в камеру смешения и последующим ее разгоном. Другой разновидностью используемых при этой обработке аппаратов, являются устройства, использующие эжекционную схему подачи абразива. Такие аппараты стабильно работают, как правило, во вспомогательном производстве, их отличает широкий диапазон изменения давления воздуха и расхода суспензии, они просты в эксплуатации и экономически более выгодны, чем напорные схемы, обеспечивая при этом достаточно высокую производительность и приемлемое качество обработки. Этим методом могут быть обработаны детали практически любой формы и конфигурации, широко используются такие установки в опытном производстве, например, для подготовки поверхности под нанесение покрытий.

Параметры струйных аппаратов

Производительность и качество струйно-абразивной обработки зависит от энергетических возможностей абразивной струи, формируемой струйным аппаратом. Обеспечить выполнение указанных требований можно, варьируя такие параметры как:

- конструкция оборудования и принцип действия (длины и отношение площадей активного и смесительного сопел, расстояние между активным и смесительным соплами, размеры камеры смешения);
- абразив для струйной обработки (форма, размер, твердость);
- время воздействия струйной абразивной обработки, количество абразива в единицу времени;
- скорость удара абразивных частиц и угол их падения.[2]

В настоящей работе проводилось исследование влияния геометрических параметров регулируемого струйного аппарата - эжектора, формирующего газовую струю круглого сечения, на эффективность работы, определяемую такими основными параметрами, как размеры и отношение площадей активного и смесительного сопел, расстояние между активным и смесительным соплами, длина сопел, угол сходимости смесительного сопла и размеры камеры смешения.

Реализация решения в ANSYS CFX

Трехмерное численное моделирование течений газа позволяет получить значения газодинамических параметров среды, таких как скорость, давление, температура и др. в каждой точке объекта исследования с учетом турбулентного параметра течения и геометрических особенностей эжекторного устройства. Эффективность программного комплекса Ansys CFX для расчета течений подтверждается многочисленными сравнениями данных, полученных с его помощью, с экспериментальными данными [3].

Для решения поставленной задачи была использована SST-модель турбулентности (Shear-Stresstransport) или "модель переноса сдвиговых напряжений", представляющая собой комбинацию моделей турбулентности "k-ε" и "k-ω ", описывающая свойства свободных сдвиговых течений и также подходящая для моделирования пристеночных течений.

На рисунке 1 представлен общий вид расчетной сетки для численного моделирования течения газа по тракту рассматриваемого эжектора. Для упрощения геометрии из расчетной области были удалены фаски на выходе из смесительного сопла, а также добавлена в расчет область длинной 50 мм и диаметром 80 мм для детального изучения параметров потока на некотором удале-

Рис. 1 Общий вид расчетной сетки в AnsysCFX

нии от выхода из устройства.

Общее количество элементов расчетной области изменялось от 1,2 млн до 2,6 млн ячеек в расчетной области. Расхождение в полученных результатах характеристик течения по тракту после 1,6 млн ячеек является незначительным, менее 2 %. Это свидетельствует о независимости результатов решений от изменения (уточнения) элементов сетки расчетной области. Таким образом, на начальном этапе исследования течения в абразивном аппарате, для сокращения времени и затрат на машинное время, принимаем количество элементов сетки не более 1,6 млн.

Моделирование течения по тракту проводилось для различной геометрии активного (диаметрами 3 мм, 5 мм, 6 мм) и смесительного (диаметрами 6 мм, 10 мм, 12 мм) сопел и различных режимов работы. При расчетах используются следующие граничные условия (рисунок 2):

- На Вход 1 задается полное давление подводимого газа, варьируемое от $1{,}6*10^5$ Па до $2{,}8*10^5$ Па с шагом $0{,}4*10^5$ Па. Температура подводимого газа равна 293,15 К.

- На Вход 2 (патрубок подачи абразива) задается полное давление подводимого газа, равное $1*10^5$ Па. Температура равна 293,15 К.

- На Выход задаются стандартные условия (давление $1*10^5$ Па и температура 293,15 К).

Результаты численного моделирования однофазных течений

Рис. 2 Задание граничных условий

Основной целью проведения численного моделирования является нахождение оптимального соотношения диаметров активного и смесительного сопел и режима работы, при которых будет обеспечена наибольшая скорость истечения газа из устройства.

В результате моделирования были получены распределения полного давления по тракту модели для различных сочетаний геометрических параметров (α) в зависимости от значения полного давления на входе в устройство. На рисунке 3 приведено распределение полного давления в продольном сечении устройства для диаметра активного сопла 6 мм, диаметра смесительного 12 мм и давления на входе в устройство $1{,}6*10^5$ Па.

По полученным в ходе численного эксперимента данным были построены графики зависимости коэффициента эжекции и коэффициента увеличения импульса от двух факторов: основной геометрический параметр α и полное давление на входе в устройство (рисунки 8-11):

На рисунке 4 показано поле скоростей в продольном сечении устройства для варианта с диаметром активного сопла 6 мм, диаметра смесительного 12 мм и давления на входе в устройство $1{,}6*10^5$ Па. А также приведены графики зависимостей скорости на выходе из устройства от основного геометрического параметра α и полного давления на входе в устройство.

Заключение

В результате работы был проведен анализ конструкций струйно-абразивных аппаратов.

Проведено численное моделирование эксперимента по исследованию влияния соотношения геометрических параметров и режимов работы на выходные параметры и качество газовой струи.

Получены распределения полного давления вдоль тракта струйно-абразивного аппарата для различных параметров α и при различных режимах работы.

Построены зависимости коэффициента эжекции и скорости истечения газа на выходе из устройства, при этом наилучшие выходные параметры газовой струи получены при оптимальном соотношении размеров сопел: площадь выходного сечения активного сопла $F_c = 3$ мм и площадь смесительного сопла$F_2 = 10$ мм.

Литература

1. Шманев В.А., Шулепов А.П., Мещеряков А.В. Струйная гидроабразивная обработка деталей ГТД: - М.: Машиностроение, 1995. - 144 с. ISBN 5-217-01779-1

2. Козлов, Д.Ю. Бластинг. Гид по высокоэффективнойабразивоструйной очистке / Д.Ю. Козлов. - Екатеринбург, 2007. - 220 с.

3. Брыкин Б.В., Евдокимов И.Е.Численное моделирование эксперимента по исследованию течения в лабиринтном уплотнении // Труды МАИ. - 2012. - №61

4. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1969. - 824 с.

5. Sodja J. Turbulence models in CFD //University of Ljubljana. Faculty for mathematics and physics. Department of physics-2007.

6. Ларина Е. В., Ципенко А. В., Экспериментальные данные о потоке в газовом эжекторе для верификации моделей турбулентности// Труды МАИ. 2017. № 97.

7. Гидаспов В. Ю., Численное моделирование одномерного стационарного равновесного течения в детонационном двигателе// Труды МАИ. 2015. № 83.

8. Лепешинский И. А., Антоновский И. В., Гузенко А. А., Зуев Ю. В., Влияние граничных условий системы "сопло-струя" на распространение двухфазных газокапельных струй// Вестник Московского авиационного института. 2015. № 4.

Связь с авторами: email: korolev.n.n@yandex.ru
e-mail: tshennikov@gmail.com
e-mail: monakhova.v.p@mail.ru

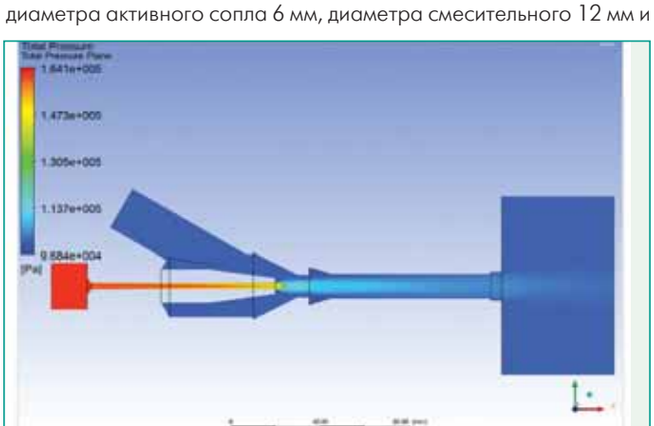


Рис. 3 Градиент полного давления в продольном сечении модели

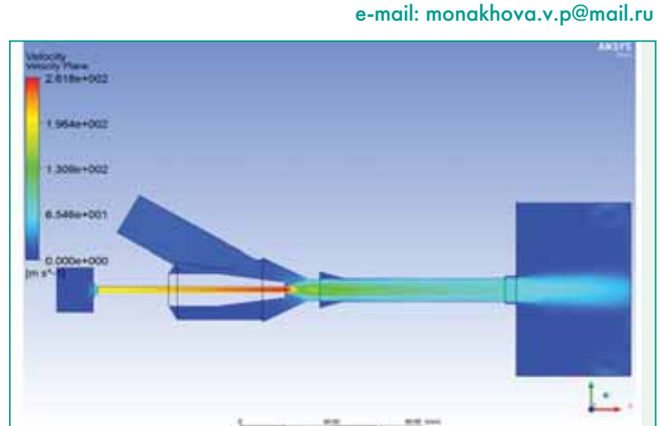


Рис. 4 Градиент поля скоростей в продольном сечении модели

УДК [621.438.004.14:629.7] (075.8)

ВОЗДУХО-ВОЗДУШНЫЙ ТЕПЛООБМЕННИК ДЛЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБИН ДВУХКОНТУРНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
"Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)" (МАИ)
Ревант Редди Аббаварам, аспирант кафедры 203,
Валерий Григорьевич Нестеренко, к.т.н., доцент

Представлены результаты расчётных исследований, полученных с использованием комплекса ANSYS CFX, различных конструктивных схем и конфигураций трубчатых воздухо-воздушных теплообменников.

The results of design studies on various design schematics and configurations of cross-flow air-to-air tubular heat exchangers, carried out using ANSYS CFX are presented.

Ключевые слова: воздухо-воздушный теплообменник, коэффициент теплопередачи, эффективность системы воздушного охлаждения.

Key words: air-to-air heat exchanger, heat transfer coefficient, air cooling system efficiency.

В данной работе рассматривается возможность снижения температуры охлаждаемого воздуха, отбираемого за компрессором или в промежуточной ступени компрессора газогенератора двухконтурного авиационного воздушно-реактивного двигателя (ВРД), в воздухо-воздушном трубчатом теплообменнике (ВВТ), с прямыми или поворотными трубками малого диаметра, от 4,0 мм до 6,0 мм. Эта задача имеет важное практическое значение, поскольку уровень температуры газа на входе в турбину высокого давления (ТВД) повышается от одного поколения двигателей к другому поколению [1]. Растут также требования к надёжности и ресурсу авиационных ВРД. Чем выше температура газа перед ТВД, тем меньше могут быть её габариты и масса при той же величине аэродинамической нагрузки, т.е. при π_τ = const.

Предполагается также в перспективе использовать существенно более сложные схемы воздушной системы ВРД, с промежуточным охлаждением за вентилятором и с рекуператором, установленным в выхлопной части двигателя. Поэтому область применения ВВТ расширяется и задача по повышению его эффективности становится особо актуальной.

Система охлаждения ТВД входит как составная часть воздушной системы двигателя. Наличие ВВТ позволяет снизить уровень температур рабочих и сопловых лопаток ТВД, диска турбины, охладить опоры горячей части двигателя и т.д. Схема установки одного из реальных трубчатых ВВТ на корпусе камеры сгорания, во внутреннем контуре ВРД, представлена в [1,2]. В этой компоновке имеется отсечка охлаждаемого воздуха на крейсерском режиме работы ВРД с целью увеличения экономичности двигателя на этом режиме. Наружный диаметр трубок этого ВВТ равен 5,0 мм, толщина стенки 0,3 мм. Его конструктивно-геометрические характеристики: число трубчатых модулей, равномерно расположенных по окружности кольцевого кожуха N_m = 64; количество трубок в одном модуле N_{m1} = 6; общее количество трубок N_Σ = 384; длина одной трубки (в развертке) l_1 = 679 мм. Режимные параметры: по охлаждаемому воздуху внутри трубок - расход G_1 = 6.45 кг/сек, давление и температура газа на входе в ВВТ p_{11} = 23 бар и T_{11} = 774 К; по нагреваемому воздуху наружного контура - расход G_2= 40 кг/сек, давление и температура газа на входе в ВВТ p_{21} = 3.66 бар и T_{21} = 438 К.

Этот теплообменник экспериментально исследован, были определены потери полного давления охлаждаемого воздуха внутри трубок, равные 8,5 %, и потери полного давления во внешнем контуре - это второй, наружный контур ВРД, которые составили 1,6%.

Величина снижения температуры охлаждаемого воздуха в

Рис. 1 Двухрядный, четырёх трубчатый, пяти поворотный и шести перекрёстный ВВТ, с наружным диаметром трубок 6,0 мм

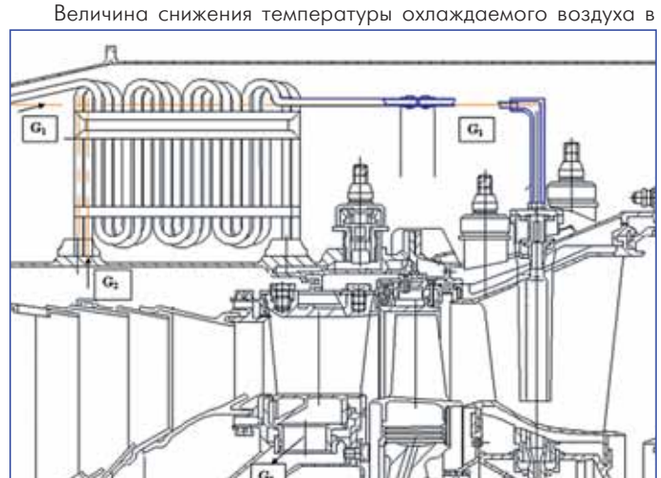


Рис. 2 Конструктивная схема модифицированного ВВТ, в котором охлаждается воздух, отбираемый: из промежуточной ступени компрессора G1 и за его последней ступенью G2

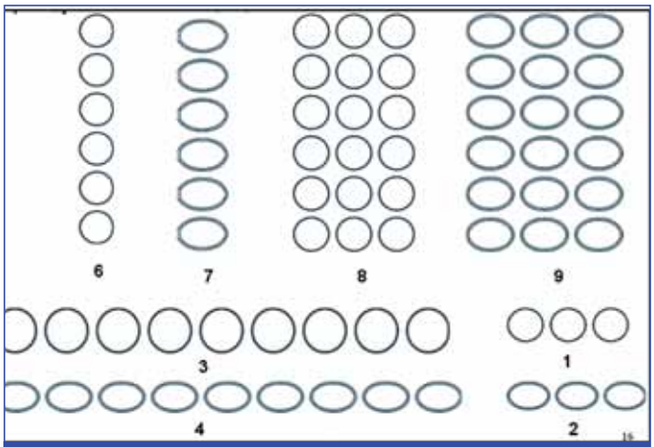


Рис. 3 Схема конфигурации исследованных пучков труб, ориентированных в осевом и окружном направлениях, отличающихся: ориентацией рядов, числом трубок в рядах и их формой.

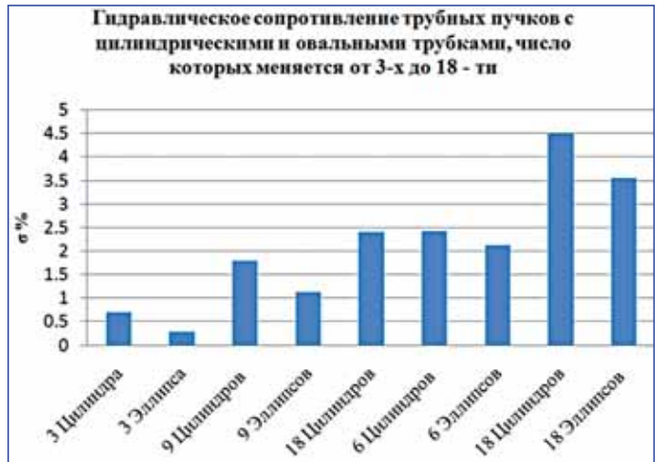


Рис. 4 Изменение гидравлического сопротивления трубчатых пучков, отличающихся формой (цилиндр или овал), числом трубок в пучке и их ориентацией относительно оси ГТД

этом теплообменнике невысокая, она равна $\Delta T_{ВВТ} = 110^{\circ}$, коэффициент ε, характеризующий эффективность ВВТ, равен:

$\varepsilon = (\Delta T_{ВВТ}) / (\Delta T_{max\ ВВТ}) = 0{,}38$

При проектировании ВВТ требовалось достигнуть большей эффективности теплообмена $0{,}38 < \varepsilon \leqslant 0{,}69$, т.е. реализовать снижение температуры охлаждаемого воздуха до величины $100 < \Delta T_{ВВТ} \leqslant 200^{\circ}$.

Укажем также на то, что рабочие и сопловые лопатки ТВД современных авиационных ГТД имеют развитое плёночное охлаждение, поэтому в перспективных ВВТ требуется не только увеличить интенсивность охлаждения, но и расход охлаждаемого воздуха. На Рис. 1 представлен ВВТ, у которого наружный диаметр трубок увеличен до размера 6,0 мм. Кроме того, установлена ещё одна, дополнительная, четвёртая трубка для подвода увеличенного количества охлаждающего воздуха. Благодаря этому пропускная способность теплообменника увеличена вдвое. При этом, как показывают расчёты, выполненные в системе ANSYS CFX, температура охлаждаемого воздуха на выходе из этого ВВТ уменьшилась примерно на 20% из-за худшего прогрева потока воздуха в трубках большего диаметрам.

Поэтому, для сохранения уровня интенсивности охлаждения, имеющегося в ВВТ, диаметр трубок которого равен 5,0 мм, описанном в [1, 2], в модифицированном ВВТ потребовалось добавить ещё одну поворотную секцию, и он стал семи поворотным, с большей на 25 % длиной трубок.

Другая проблема, применительно к ВВТ современных высокотемпературных двухконтурных ВРД, заключается в том, что в них осуществляется снижение температуры воздуха, отбираемого только из одного места, за какой-либо ступенью компрессора газогенератора. На Рис. 2 показана конструктивная схема ВВТ, к которому подводится воздух, отбираемый из разных ступеней компрессора. На ней представлен трёхтрубчатый теплообменник, где в одной трубке, диаметром 6,0 мм, охлаждается воздух G_1, отбираемый из промежуточной ступени компрессора, а в двух других трубках, также диаметром 6,0 мм, охлаждается воздух G_2, отбираемый за компрессором, из воздушной полости, расположенной над жаровой трубой камеры сгорания.

Отличие конструкции ВВТ, представленной на Рис. 2 от имеющихся прототипов [1, 2], заключается в следующем:

- на входе воздуха в ВВТ, из полости над жаровой трубой камеры сгорания охлаждаемый воздух поступает в две трубки ВВТ большего диаметра - 6,0 мм и одинаковой суммарной пропускной способностью, которая ранее имелась у трёх трубок диаметром 5,0 мм. К третьей трубке рядного ВВТ, также диаметром 6,0 мм, подводится воздух, отбираемый из промежуточной ступени компрессора;

- на выходе воздуха G_1 из ВВТ, он поступает во внутреннюю полость СА ступени ТНД и далее в полость между дисками турбины ТВД и ТНД. Воздух G_2 предназначен для охлаждения передней части диска и лопаток ротора ТВД. Таким образом, в этой конструктивной схеме в одном ВВТ охлаждается воздух, отбираемый из-за компрессора и его промежуточной ступени.

В ряде современных конструкций ВРД воздух, отбираемый из промежуточной ступени компрессора, или не охлаждается, или охлаждается в отдельном ВВТ. Конструктивная схема единого двухпоточного ВВТ позволит снизить потери давления воздуха в наружном контуре ВРД в том случае, если там устанавливаются два ВВТ, и существенно повысить интенсивность охлаждения элементов конструкции междисковой полости турбины - дисков и опор ротора.

С целью определения возможности повышения эффективности трубчатых ВВТ были также исследованы различные конфигурации пучков цилиндрических или овальных трубок, ориентированных как в осевом, так и в окружном направлениях. В показанных на Рис. 3 вариантах исследований пучков трубок все цилиндры имеют диаметр $d = 5{,}0$ мм, а диагонали овала (эллипса) 6,3 х 4,0 мм. Пучки номер 1...4 имеют рядную ориентацию, обеспечивающую минимум гидравлического сопротивления, а пучки номер 6...9 ориентированы в окружном направлении. Предметом исследований является выявление отличий в температуре охлаждаемого воздуха на выходе из пучка труб и величин потерь давления охлаждающего воздуха. Результаты этих исследований представлены на Рис. 4...6.

Расчёты в ANSYS CFX выполнялись с учётом наличия пограничного слоя при числе $Re \geqslant 10^5$. Исследованные линии тока и области интенсивного отрыва потока воздуха свидетельствуют о том, что с точки зрения гидравлического сопротивления рядное расположение трубок имеет существенное преимущество перед поперечным расположением трубок ВВТ. Этот вывод подтверждается данными, приведенными на графике Рис. 4. Вместе с тем, окончательное решение о целесообразности применения того или иного варианта проектирования следует принять только после оценки сравнительной эффективности рассматриваемых конфигураций трубок и их пучков по уровню охлаждения воздуха на выходе из всех исследованных девяти вариантов проектирования.

Графические зависимости изменения величин снижения температуры охлаждаемого воздуха, в прямых цилиндрических или овальных трубках малого диаметра, при изменении размеров их диаметра и длины, для вариантов трубок с гладкой стенкой и при наличии интенсификаторов теплообмена, высотой 0,3 мм, на внутренней поверхности трубок, показаны на Рис. 5 и 6.

Во всех вариантах исследований наилучшие результаты показывает трубка с кольцевыми турбулизаторами высотой 0,3 мм. Такого типа интенсификация теплообмена ранее подробно исследовалась в [3], однако новым является найденная расчётом

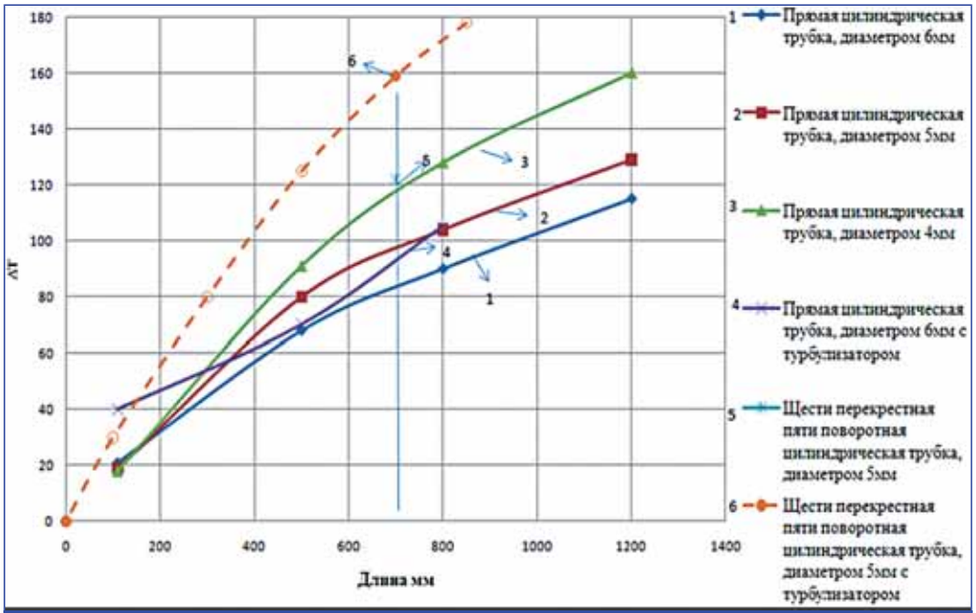


Рис. 5 Изменение величины снижения температуры охлаждаемого воздуха, на выходе из цилиндрических малоразмерных трубок, от их диаметрального размера и длины, при гладкой стенке и наличии интенсификаторов теплообмена потоков воздуха

величина оптимальной геометрии микроинтенсификатора теплообмена для трубок малого диаметрального размера. Расчёты с интенсификаторами теплообмена большей высоты, 0,5 мм, показали двойное увеличение уровня потерь давления внутри трубок ВВТ, они составили 42% от исходной величины давления на входе. Это недопустимо, поскольку из-за снижения давления охлаждённого воздуха он становится неприемлемым для его использования в системе охлаждения ТВД.

Заключение

1. Всего исследовано около 60-ти вариантов проектирования, по одной и той же методике, с применением комплекса ANSYS-CFX. Это важно с точки зрения обеспечения сопоставимости эффективности различных конструктивных решений трубчатой части ВВТ. В технической литературе [4,5,6,7], посвящённой исследованиям трубчатых ВВТ, имеется ограниченное число данных по эффективности малоразмерных трубок разной формы - цилиндрических или овальных, малых диаметральных размеров, с кольцевыми микроинтенсификаторами теплообмена на их внутренних поверхностях.

2. При комбинированном отборе охлаждающего воздуха от компрессора в систему охлаждения турбин ТРДД и ТРДДф, включая его отбор от промежуточной ступени компрессора и за его последней ступенью, можно рекомендовать использование ВВТ, в котором одновременно охлаждаются оба потока воздуха.

3. Анализ параметров и конструкций современных ВВТ, применяемых в системе охлаждения ТВД, показал, что имеются резервы повышения их эффективности. Можно рекомендовать применение кольцевых интенсификаторами теплообмена высотой 0,3 мм в овальных и цилиндрических трубках малого диаметра 6,0 мм ⩾ d ⩾ 4,0 мм.

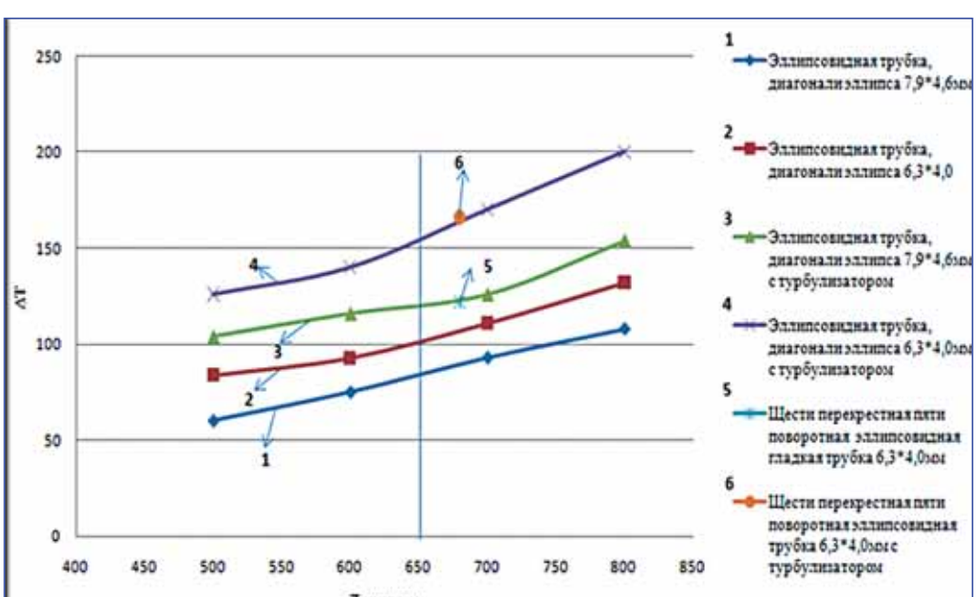


Рис. 6 Изменение величины снижения температуры охлаждающего воздуха на выходе из овальных малоразмерных трубок, в зависимости от размеров диагоналей овала, длины трубок и наличия интенсификаторов теплообмена потока воздуха

Литература

1. А. Ревант Редди, Нестеренко В.Г.. Конструктивные методы совершенствования критичных узлов системы охлаждения современных высокотемпературных ТВД авиационных ГТД // Научно-технический вестник Поволжья, - 2018 - № 5. - С. 73-77.

2. А. РевантРедди, Нестеренко В. Г.. Совершенствование системы охлаждения современных высокотемпературных ТВД авиационных ГТД // Научно-технический вестник Поволжья, - 2017- № 6. - С. 75-79

3. Калинин Э. К. Эффективные поверхности теплообмена: монография // М.: Энергоатомиздат, 1998. - 408 С.

4. Иноземцев А.А., Семёнов А.Н., Рубинов В.О. и др. Воздухо-воздушный теплообменник для системы охлаждения опор авиационного двигателя ПС-90А //Двигатель, -2008 - №1. - С.

5. Cengel.Y.A., Ghajar A.J., Heat and Mass Transfer, 5-th edition. Tata McGraw Hill Education Private Limited, 2013- 902 P.

6. Кулиниченко В.Р. Справочник по теплообменным расчетам: монография // Киев.1990. -165 С.

7. Incropera F. P., Lavine A.S. and De Witt D. P., Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 6-th edition. John Wiley & Sons, 2007- 997 P.

Связь с авторами:
revman16388@gmail.com
valerinesterenk@yandex.ru

Научно-технический журнал

Двигатель

ДВИГАТЕЛЬ
Основан в 1907 г.

http://www.dvigately.ru
dvigatell@yandex.ru
boeff@yandex.ru
+7(916) 600 8237

Журнал о двигателях

Журнал о тех, кто создаёт двигатели
Журнал для тех, кто обслуживает двигатели
Журнал всем, на кого работают двигатели

111116, Российская федерация, Москва, Авиамоторная, д.2

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, транспортному, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Индекс 1400 в общероссийском Перечне ВАК 2015 г.

Журнал "Двигатель"
Издаётся с 1907 года

ДВИГАТЕЛЬ
двухнедельный научно-технический журнал

В год выходит 6 номеров

Подписка в каталогах
Подписного агентства
"Роспечать" № 69385
http://www.rosp.ru/

Научно-технический журнал
http://www.dvigately.ru
Двигатель

Репринтное повторение статьи журнала "Двигатель № 6 2016 года

УДК 621.45.

В РАЗВИТИЕ СТАТЬИ ("ДВИГАТЕЛЬ" №4 2015)

"Заметки к вопросу о перспективных движителях"

Дмитрий Александрович Боев, помощник генерального директора ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Александр Владимирович Ефимов, научный сотрудник ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Современное авиационное двигателестроение переживает время совершенства своей основной тяги – газотурбинных двигателей. Путь интенсификации процессов в ГТД достиг своего практического потолка. Может быть и нет необходимости снова превращать электрическую энергию в механическую и стоит вспомнить о существовании, например, электрических или ионных двигателей?

Modern aviation engine–buildings is experiencing a time of perfection of their main energy source – gas turbine engines. The methods of processes intensification in GTE have reached its practical limit. Maybe there is no need to convert electrical energy into mechanical and it is worth remembering the existence of, for example, electric or ion engines?

Ключевые слова: авиадвигателестроение, ракетные двигатели, электродвигатели, ионные двигатели.

Keywords: aviation engines, rocket engines, electric engines, *ion engines.*

В нашей предыдущей статье [8] описывались некоторые результаты исследования модельной установки ионного двигателя, работающего в условиях атмосферы. Исследования проводились в рамках совместной работы ЦИАМ - школа "Интеллектуал", см. [3,4,5].

Школьниками была сконструирована и изготовлена модель летательного аппарата на основе описания, взятого из [6]. Модель поднималась в воздух с помощью ионного движителя.

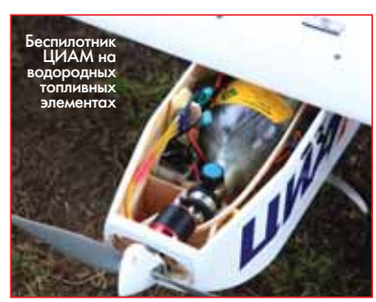
Замеры усилия, развиваемого макетом ионного движителя (U = 30 Кв и ток I = 0,15 ма), проведенные в школе "Интеллектуал", показали, что при принятых авторами параметрах конструкции подъемная сила составляет 10 г. Учитывая, что вес модели составлял 3 г, избыточная подъемная сила составила 7г. При уменьшении напряжения до 21,4 Кв и токе в 0,15 ма, подъемная сила составила 1,427г

Если отнести полученные величины избыточных подъемных сил к суммарной площади ячеек модели, выяснится, что с каждого квадратного метра поверхности аппарата, применяя те же параметры, какими мы оперировали в эксперименте, можно получить, соответственно, 250 г и 106,6 г. Для сравнения: если отнести суммарные тяги двигателей существующих типичных летательных аппаратов к суммарной площади их поверхности, то получим для взлетного режима 11 кг/м^2 и 2,5 кг/м^2 для крейсерского режима полета. Таким образом, если бы всю площадь реального летательного аппарата превратить в электростатическое устройство, аналогичное использованному в нашем эксперименте, то для того, чтобы он мог обеспечить полёт, следовало бы увеличить эффективность ионного двигателя минимум в 10 раз для крейсерского режима, и в 44 раза - для взлетного режима.

Мы хотели показать в этой и предыдущих статьях, что в принципе, существующие методы энергетических приводов атмосферных летательных аппаратов, применяемые сейчас - с помощью тепловых двигателей различного класса - не являются единственно возможными. Другое дело, что для того, чтобы реально использовать, скажем, "ионный ветер" как привод для атмосферного летательного аппарата, нужно весьма немалые силы и средства вложить в исследование процесса. Без этого все эти рассуждения так и останутся профанацией и пустым фантазёрством.

То, что для прогресса в приводах летательных аппаратов нужны новые идеи, многим становится ясно. Как следствие - поиск различных кандидатов на роль тягового двигателя для перспективных летательных аппаратов. Отсюда же - появление немалого количества проектов и даже уже летающих машин с распределёнными силовыми установками. В роли тяговых двигателей применяются в разных конструкциях различного типа электромоторы. Практически почти все они являются экспериментальными аппаратами. Многие из них используют солнечные энергетические элементы для производства весьма длительных перелётов. Так, совсем недавно совершён на подобных устройствах полёт вокруг Земли. Для реального применения в серийных моделях летательных аппаратов предстоит ещё решить ряд серьёзных проблем, связанных с передачей энергии от двигателя к движителю, типа потерь при передаче, возникновения мощных электрических полей вокруг бортовой силовой сети, весовых несовершенств. Естественно, одной из проблем будет и преобразование низковольтного сгенерированного тока в более высоковольтный. А главный вопрос - где все это разместить и как передать? Пока неясно: способны ли мы, с нашим состоянием техники достойно закрыть эти вопросы.

Solar Impulse-2



Беспилотник ЦИАМ на водородных топливных элементах

Во всех этих упомянутых (и не упомянутых) современных поисках нового источника тяги для летательных аппаратов прослеживается одна общая тенденция: разделение двигателя и движителя. Если ГТД максимально возможно объединил эти машины, причём до такой степени, что и сами двигателисты не смогут вам толком указать границу между ними, то идеи, возобладавшие на новом витке спирали прогресса, вновь сделали вопрос открытым. В качестве перспективного силового привода летательных аппаратов, разрабатываемого ОКБ мира, весьма часто видятся уже упомянутые нами распределённые силовые установки, где работающий в спокойной обстановке (по типу очень большого ВСУ или газотурбинной установки) на борту ГТД посредством различного рода трансмиссий - механической, газовой, гидравлической, электрической - снабжает энергией множество распределённых по ЛА движителей.

С другой стороны, весьма распространённым стал и класс БПЛА и масштабных моделей, использующих тяговые электродвигатели, аккумуляторные, конденсаторные накопители энергии, или же водородные и иные топливные элементы, выраба-

9-двигательный Самолёт Капрони 1921 г.

Прокт многомоторного аппарата darpa-vtol-1500-ed

Американский беспилотник Global Hawk

тывающие электроэнергию для этих двигателей. Некоторые из этих моделей находятся на грани пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов. Впрочем, последнее - пока экзотика.

В проектах аналогичных машин, имеющих в качестве источника энергии бортовой ядерный реактор, недостатков в недавнем прошлом не было. Однако, ни одна из таких машин, в том числе и те, где бортовой ЯРД работал как маленькая электростанция , так и не полетела. Хотя некоторые дошли уже до стадии летающей лаборатории (мы об этом писали ранее в журнале "Двигатель" - [10, 11]).

Проект дирижабля с атомной силовой установкой и распределёнными тяговыми движителями (по журналу "Техника-молодёжи" конца XX века)

Заметим, кстати, что история изобретательства явно замыкает некий виток: первыми двигателями (не считая мускулолётов), которые пытались применить на летательных аппаратах ещё в XIX веке, наряду с паровыми, были электрические. И изобретатели оставили попытки их применения - как выяснилось, на время - в связи с появлением работоспособных двигателей внутреннего сгорания: поршневых, а после и газотурбинных.

Микро - беспилотник с видео камерой большого разрешения

Впрочем, надо оговориться, что в обширной классификации патентного ведомства, разделы "двигатели" и "летательные аппараты" уже который век являются одними из наиболее пополняемых.

С другой стороны, уже не один десяток лет разрабатывается тема электроракетных двигателей различного класса: ионно-плазменных, на ячейках Холла и иных конструкций. Эти двигатели работают в условиях вакуума, для внеатмосферных летательных аппаратов и в качестве рабочего тела используют ускоряемую плазму из газов различного рода (обычно - инертных, например - ксенона), запас которых хранится на борту [9]. Двигатели этого типа, при мощности в десятки киловатт, обеспечивают удельные импульсы тяги в тысячи и десятки тысяч секунд (за счёт крайне высокой скорости рабочего тела, разгоняемого магнитным полем. Время огневой работы таких двигателей - тысячи и десятки тысяч часов при многократном включении. При всём том, для использовании в атмосферных летательных аппаратов они не пригодны, вследствии того, что воздух, как смесь разных газов, да ещё и водяных паров попросту гарантирует пробой системы высокого напряжения движителя.

В монографии института им. Курчатова [9], представлено исследование ионных двигателей в условиях вакуума (как и все прочие исследования этой группы двигателей). Для повышения в таких двигателях прницаемости для рабочего тела ("прозрачности") плазменного электрода на большую величину, чем 60-70 %

Ионный двигатель

(как у обычно применяемых), можно использовать в них ускоряющие системы со щелевыми апертурами. В таких системах электроды представляют собой пластины с прорезанными в них длинными тонкими щелями.

Лабораторная модель ионного двигателя ИД-180П со щелевой аппертурой.

Двигатель ЭРД-50, разработанный в Центре Келдыша, предназначен для марсианского экспедиционного комплекса. Единичный модуль должен иметь мощность 30 кВт, обеспечивать удельный импульс тяги 7000 с и время огневой работы не менее 15 000 ч. При этом суммарная мощность ЭРДУ у поверхности планеты должна составлять 15 МВт. Каждый электрод состоит из 170 стержней, растягиваемых пружинами для сохранения геометрических параметров при нагреве системы. Для проверки правильности принятых решений, а также в целях отработки технологии изготовления щелевых ИОС и изучения особенностей работы, разработана и изготовлена лабораторная модель ионного двигателя ИД-180П.

Другим вариантом щелевой конструкции электродов является набор параллельных стержней или натянутых струн. Основой этих материалов в перспективе могут быть сетки из графитовых волокон. И конструкция ионного двигателя (например, ИОС-250 разработки института им. Курчатова) очень сильно похожа на ту "рамочку", что испытывали школьники из "Интеллектуала". И, может быть, стоит поискать вариант такой конструкции и для работы в атмосфере, на воздухе? Благо, что здесь рабочего тела предостаточно и с собой возить не надо. Другое дело, что очевидного решения поставленных здесь вопросов не находится, и в первую очередь, именно потому, что в таком разрезе эту проблему пока всерьёз не рассматривали. Возможно, это дело нашего будущего. И, может быть и не столь уж отдалённого.

Поживём - увидим...

ЛИТЕРАТУРА

1. Работа ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. ЦИАМ М. 2004 г.

2. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных техноло гий. В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин. Научно-технический журнал "Двигатель"№ 2 2013 г.

3. Некоторые результаты исследования электростатического двигателя. Д. Власенко, В. Квитко, В. Кузнецов, А.В. Ефимов. Науч но-технический журнал "Двигатель"№ 2 2008.

4. Ионолет или к вопросу об "эфекте Бифульда-Брауна". В. Кузнецов, А. Роговский, А.В. Ефимов. Научно-технический жур нал "Двигатель"№4 2009.

5. Поиски "Эффекта Бифульда-Брауна". М. Щукин, А.В. Ефимов. Научно-технический журнал "Двигатель" №3 2010.

6. Удивительные электронные устройств. Электроника для начинающего гения. Б. Яннини M Press 2008 г.

7. Ионные двигатели для космических полетов. Э. Штулингер. М. Машиностроение. 1968 г.

8. Заметки к вопросу О перспективах ионных движителей в авиации. Д.А. Боев, А.В. Ефимов, ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова Научно-технический журнал "Двигатель" №4 2015.

9. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлёв, А.А. Шагайда; под ред. академика РАН А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с

10. История атомного самолета в кратком изложении. Н. Александров, Научно-технический журнал "Двигатель" № 1, 2004 (31), С. 22

11. Вклад ОКБ Н.Д. Кузнецова в создание атомного самолета. Г.М. Горелов, Л.М. Ширкин, Научно-технический журнал "Двигатель", № 2 2011 (7 4), С. 28

Связь с автором:boeff@yandex.ru
krylat@mail.ru

Как мы и предполагали последние десять и более лет, следующим двигателем/движетелем для летательных аппаратов, очевидно, будет электростатический, интерес к работе над которым только-только начинает пробуждаться. Но ведь начинает же, коллеги! Этот путь, очевидно, непрост и долог, но мы по нему уже пошли.

От редакции: Дм. Боев

УЧЕНЫЕ ЦАГИ ИСПЫТАЛИ ДВИГАТЕЛЬ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Борис Турцев,
https://www.facebook.com/photo.php?fbid=2339489052788921&set=gm.1589899471155545&type=3&theater

Специалисты Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского (входит в НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского") провели серию наземных испытаний по проекту создания прямоточных воздушных электрореактивных двигателей (ПВЭРД) для долговременного поддержания космических аппаратов (КА) на сверхнизких орбитах (до 250 км). Исследования проводятся в рамках программы ЦАГИ-РАН, партнером ЦАГИ в них выступает МАИ.

Преимуществом перспективного аппарата с ПВЭРД станут его экономичность и длительность пребывания на орбите, ограниченная лишь физическим ресурсом двигателя, а не запасом топлива. Предполагается, что роль топлива будет играть разреженный воздух из атмосферы, который ионизируется и разгоняется в электромагнитном поле. Получившаяся плазма устремляется из двигателя наружу, сообщая КА ускорение в противоположном направлении. Полет на сверхнизких орбитах позволит КА выполнить те же целевые задачи, что и на популярных сегодня низких орбитах высотой порядка 1000 км, но значительно уменьшить массу КА и соответственно затраты на его запуск (примерно в 300 раз). Также на порядки можно снизить требуемые мощности передатчиков и приемников спутниковой связи.

На данном этапе ученые ЦАГИ имитировали работу двигателя при различной плотности воздуха в специальной ионосферной аэродинамической трубе. Зажечь плазму можно только начиная с определенной плотности атмосферного газа - это значит, что есть высота, выше которой использование ПВЭРД невозможно из-за слишком разреженного воздуха. Специалисты получили это пороговое значение плотности и по нему вычислили диапазон высот, где атмосфера уже достаточно разрежена для уменьшения аэродинамического сопротивления, но еще позволяет запустить двигатель, тяга которого компенсирует сопротивление внешней среды.

По словам специалистов, испытания прошли успешно, результаты подтвердили реализуемость процесса ионизации в ранее предсказанном диапазоне высот 150-190 км.

"Мы убедились в том, что выбранная схема двигателя позволяет зажечь плазму на ожидаемой высоте. Следующий шаг - определение ресурса двигателя. Ученые ЦАГИ с коллегами из других организаций представят технические решения, направленные на повышение ресурса, затем последует его расчетное определение, а финальным этапом станет проверка теоретических результатов экспериментами. После завершения всего комплекса наземных испытаний планируется провести летный эксперимент на сверхнизких орбитах в космосе", - сообщил руководитель программы аэрокосмических исследований ФГУП "ЦАГИ" Александр Филатьев.

Программа ЦАГИ-РАН действует с 2000 года. Ее цель - применение результатов фундаментальных исследований Российской академии наук для решения практических задач авиационно-космической отрасли. ЦАГИ в качестве головного института выполняет связующую роль между РАН и предприятиями промышленности, организуя прикладные исследования по наиболее актуальным проблемам авиастроения. Совместные исследования ученых ЦАГИ и МАИ в области разработки перспективных двигателей стартовали в 2014 году.

Коллектив ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" сердечно поздравляет коллектив факультета "Энергомашиностроение" МГТУ им. Н.Э. Баумана со 150-летием со дня основания.

Мы с глубоким уважением и огромной благодарностью отмечаем вклад Вашего коллектива не только в подготовке высококвалифицированных научных и инженерных кадров, но и в создание научных школ и организацию научных исследований по тепловым и гидравлическим машинам. Огромна роль факультета в разработке газотурбинных установок: прежде всего, для авиации. Авиация во многом именно благодаря двигателю, одному из самых высокотехнологичных изделий - одна из главных составляющих и оборонного комплекса, и транспортной системы страны.

МВТУ - фундамент икорень крупнейших авиационных научных центров нашей страны: ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ. Все они при своём зарождении находились в шаговой доступности от института. Велик вклад выдающихся учёных работавших в МВТУ: И.Е. Жуковского, С.А. Чаплина, А.Н. Туполева и др. в создания научного направления аэро и газодинамики, послужившей основой авиастроения.

Огромная заслуга в создании научной школы газотурбостроения принадлежит В.В. Уварову, выдающему учёному, конструктору, создателю первого в мире турбовинтового двигателя, инициатору развития нового направления в энергетике. Разработка конструкции двигателя и теоретические исследования послужили импульсом развития газотурбостроения.

На протяжении уже почти 90 лет факультет и кафедра "Газотурбостроение" тесно взаимодействуют с ЦИАМ в обеспечении развития авиационных двигателей и газотурбинных установок. Огромна роль факультета в воспитании учёных по разработке авиационных двигателей большинство из которых являлись воспитанниками В.В. Уварова: С.М. Шляхтенко, В.Е. Михальцев, О.И. Голубева, В.Х. Абианц и многие другие.

Велик вклад кафедры укомплектованной высококвалифицированными специалистами в обучение и воспитание работников газотурбостроительной отрасли. Около половины специалистов по газотурбинным двигателям:Бекнев, Леонтьев, Грязнов, Янсон, Чернобровкин, Пчёлкин, Осипов, Панков, Суровцев и многие другие, являются или могут считаться воспитанниками факультета.

Между факультетом "Энергомашиностроние" и ЦИАМ имеются прочные научные и деловые связи, которые всегда способствовали успешному решению возникавших научно-технических проблем. Мы с удовлетворением отмечаем многолетнее творческое сотрудничество с Вами и выражаем уверенность, что в дальнейшем оно будет ещё больше укрепляться и расширяться. Накопленный большой научный потенциал, огромный опыт работы дают основания считать, что поставленные перед Вами задачи будут успешно решаться, обеспечивая новые достижения в области отечественного энергостроения и подготовки для него научных и технических специалистов.

От всей души желаем коллективу факультета "Энергостроениие" МГТУ им. Н.Э. Баумана и в дальнейшем больших творческих достижений в научной и педагогической деятельности на благо России!

Коллектив ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

ЦИАМ

УДК 532.526.4

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ТЕПЛОЕМКОСТЬ И ЭНТРОПИЯ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Исследована природа понятий теплоемкость и энтропия и показано, что она одна и та же и объясняется токами тепла внутри термодинамической системы. Показано, что энтропия определяет потерянную системой энергию, а теплоемкость восстановленную. Опровергнута гипотеза Клаузиуса о тепловой смерти Вселенной.

The nature of the concepts of heat capacity and entropy is investigated and it is shown that it is the same and is explained by heat currents inside the thermodynamic system. It is shown that entropy determines the energy lost by the system, and the heat capacity is restored. Clausius's hypothesis of the thermal death of the Universe is disproved.

Ключевые слова: ***турбулентность, теплоемкость, энтропия.***

Keywords: ***turbulence, heat capacity, entropy.***

Два фундаментальных понятия термодинамики теплоемкость и энтропия так, по большому счету, в настоящее время до конца и не поняты. Эти понятия до сих пор вызывают в дискуссиях принципиальные вопросы. Может быть, все это от того, что все очень просто? А может, наоборот, все очень сложно? Здесь следует вспомнить, что понятие теплоемкость пришло к нам совсем из другой науки, противоположной современной термодинамики - науки о теплороде. Ведь было время, когда эта наука о теплороде была вне конкуренции. Все, именно все, великие ученые, начиная с С. Карно, были ее приверженцами. Оттуда вышло очень много фундаментальных понятий, в том числе понятие теплоемкость. И спрашивается: "Почему это понятие не утратило своего прежнего значения и торжествует сегодня? Почему емкость, означающая, в общем-то "сосуд для жидкости" и предполагающая переливание в этот сосуд именно жидкости (теплорода), остается актуальной и для тепла в том современном понимании?" Видимо, до конца не разобрались с теплородом? А иначе как объяснить передачу тепла радиационным способом? Скорее всего, здесь имеет место некий дуализм? Во всяком случае, этот вопрос пока не закрыт.

Теперь об энтропии. Здесь все понятно? Скорее нет. Общепринятое объяснение - это мера хаоса. Хаоса чего? Газа? Структуры течения? Степени смешения веществ различной природы? Или чего-то общего, объединяющего, то тогда чего? Да! Хаос в том понимании беспорядка, в котором находятся молекулы, атомы, частицы относительно наиболее вероятного состояния, математического ожидания [1]. То есть дисперсия, мера разброса. Тогда дисперсия чего? Ответ: "Дисперсия функции распределения частиц в уравнении Больцмана".

Это понятие пришло к нам через термодинамику. А объяснение получило в статистической физике.

Понятие энтропия было зафиксировано эвристическим путем. Была констатирована новая функция, которая поначалу даже не воспринималась многими учеными того времени. Например, Нернст ее не только не понимал, но и не любил. А вот великий Больцман ее просто декларировал. Это была великолепная догадка, проявление глубочайшей интуиции - сказать, что энтропия - это всего-навсего логарифм функции распределения с обратным знаком. Только потом нашли прямое соответствие той первоначальной клаузиусовской термодинамической энтропии и больцмановской статистической энтропии.

И вот эти два понятия теплоемкость и энтропия сегодня в термодинамической науке занимают лидирующее место. Более того, у них размерность одна и та же. А если проанализировать глубже, то и смысл этих понятий становится очень близким. А может быть это одно и то же? Может быть энтропия - это теплоемкость? И наоборот теплоемкость - это энтропия?

Формирование понятия теплоемкости

К понятию теплоемкость очень близко подошел в своих работах Георг Вильгельм Рихман, выдающийся русский физик. Изучая скорости охлаждения различных тел, он уже тогда пользовался понятием объемной теплоемкости. Но, тем не менее, впервые к определению теплоемкости пришел шотландский ученый Джозеф Блэк. В его работах уже содержится идея теплоемкости как тепловой характеристики различных тел. С этой точки зрения Блэк объясняет результаты экспериментов известных ученых того времени: Тейлора, Мартина, Бургаве, Фаренгейта и Рихмана. Он полагает, что каждое тело имеет "свою определенную емкость по отношению к теплоте" и что именно это обстоятельство следует, прежде всего, иметь ввиду при изучении распределения теплоты.

Для того, чтобы можно было сравнивать между собой различные количества теплоты, необходимо было ввести единицу для его измерения. В качестве такой единицы Ричард Кирван (современник Блэка) предложил то ее количество, которое нагревает единицу массы воды на один градус. Иными словами, Кирван предложил приравнять удельную теплоемкость воды единице [2]. Наименование для единицы количества теплоты калория было введено значительно позже Фавром и Зильберманом.

В дальнейшем Блэк со своим учеником и ассистентом Вильямом Ирвином провел в течение почти десяти лет большое количество экспериментов, которые окончательно убедили его в том, что каждое тело должно обладать своей собственной емкостью по отношению к теплоте. В итоге Блэком был предложен термин "теплоемкость". И в дальнейшем это понятие было принято всеми учеными, писавшими о теплоте.

Что касается термина "удельная теплоемкость", то его впервые применил финский химик Гадолин. В своих трудах он отмечает, что эта величина для каждого из тел практически постоянная, если данное тело сохраняет свое состояние неизменным. Гадолин также установил, что удельная теплоемкость воздухообразных веществ (газов) превосходит удельную теплоемкость жидкости. Твердые же тела имеют наименьшую теплоемкость.

Во времена Рихмана, Блэка, Вильке и других ученых последователи теории теплорода увидели один из решающих аргументов в пользу своей концепции. Предложенные термины "количество теплоты", "теплоемкость", "скрытая теплота" и другие целиком были выдержаны в духе вещественной теории теплоты и в таком смысле воспринимались последующим поколением физиков. Поэтому теория теплорода была господствующей научной концепцией в мировоззрении физиков XVIII века.

Георг Вильгельм Рихман

Юхан Гадолин

Джозеф Блэк

Сформировавшееся понятие теплоемкость в рамках теории теплорода не претерпело изменений при создании корпускулярной теории теплоты. И более того, в совокупности с понятием энтропия оно является основой, фундаментом современной термодинамики.

Понятие теплоемкость можно так и воспринимать, как некоторое свойство вещества, которое лимитирует количество, объемное или массовое, которое может воспринять тело при подходе к нему внешней тепловой энергии. Это свойство является специальным дозатором, ограничителем, регламентирующим потоки тепла в сторону вещества.

Динамика взглядов на энтропию

Беспрецедентный факт о том, что тепло всегда перетекает от горячего тела к холодному, то есть тепловые потоки всегда направлены в одну сторону, по-видимому, сподвиг Рудольфа Юлиуса Эммануила Клаузиуса придумать новую функцию, отражающую этот процесс. И он вводит в обиход термодинамики понятие энтропия. Это понятие также, как и теплоемкость, тесно связано с потоком тепла и температурой. Формальное введение этой функции дало ошеломляющий результат. С помощью этой функции стало возможным объяснять различные физические процессы: рассеивания энергии, тепловые потери и прочее. Функция явилась предметом анализа различных физиков. Ее связывали с процессами при работе турбомашин, тепловых двигателей. С ее помощью анализировали к.п.д. Был сформулирован фундаментальный второй закон термодинамики. И даже высказан всеобщий принцип обесценивания всей энергии Вселенной и в будущем наступления вечного холода.

К сожалению, многие аспекты во взглядах на энтропию даже в настоящее время так и не поняты. Понятие мера хаоса неопределенно и неточно. Введенное Людвигом Больцманом определение статистической энтропии является одним из вариантов доказательства несостоятельности теории Клаузиуса о тепловой смерти Вселенной. Дескать, это невероятно. Но утверждение о невероятности не является окончательным доказательством потому, что в какой-то степени, хоть и в малой степени, оно может оказаться вероятным. И в конце концов когда-нибудь это случится.

Разработав великолепную общую теорию, в том числе и теорию энтропии, Людвиг Больцман все-таки не поставил точку. Он дал возможность развивать это понятие будущим поколениям. Было много известных ученых, которые изучали эту великолепную функцию, доказывая при этом различные теоремы физики и математики. При этом все они тесно связывали свою деятельность со вторым началом термодинамики. Но справедливости ради следует сказать, что основные положения были разработаны двумя великими учеными - Клаузиусом и Больцманом. Новые формулировки этого понятия являлись лишь следствием результатов, полученных этими учеными [3].

Понятие энтропии тесно связано с необратимыми процессами. Энтропия является ответственной за внутренние токи внутри системы при реализации процессов диффузии, трения и теплопроводности. Равновесная термодинамика при реальных процессах становится идеальным, частным случаем. Скорости звука сменяются энтропийными скоростями. Эти скорости определяют коэффициенты диффузии, вязкости и теплопроводности [4]. Энтропия уже выступает не как некое статическое понятие, а как динамическое - энтропийные потоки. При этом и сама энергия обретает статус динамического понятия - потока энергии. В неравновесной термодинамике энтропия играет ключевую роль.

Соответствие теплоемкости и энтропии

Анализ целесообразно начать с интерпретации новой формулировки второго начала термодинамики [5]. Эта формулировка представляется в виде большого неравенства:

$$R \leqslant S \leqslant C_v \leqslant C \leqslant C_p.$$

Здесь в промежутках между крайними, граничными значениями находятся две рассматриваемые нами функции: энтропия (S) и теплоемкость (C). Как видно, эти функции ограничены характеристиками внутренних процессов в веществе R и C_v и внешних процессов внутри диапазона от C_v до C_p.

Из неравенства следует, что функции S и C являются функциями процессов. Значения R, C_v и C_p являются функциями состояния. Причем энтропия является функцией внутренних процессов (химические реакции, фазовые превращения и прочие). Теплоемкость же является функцией внешних процессов и связана с работой турбомашин, тепловых аппаратов и т.д.

При этом произведение (ST), которое связано с потенциалами Гиббса и Гельмгольца, а в общем случае с химическим потенциалом, ограничено слева большим потенциалом (RT). Справа это произведение ограничено потенциальной энергией. Оба ограничивающих потенциала отвечают за внутренние процессы. Теплоемкость, умноженная на температуру, то есть тепло процесса, а на практике тепло в циклах турбомашин и тепловых двигателей, ограничено внутренней энергией и энтальпией. Это тепло отвечает за совершение работы цикла. Очевидно, что максимальная работа цикла будет в случае, когда энтальпия сработает до внутренней энергии. То есть максимальная работа будет равна (RT). Идеальный коэффициент полезного действия будет зависеть от разности температур на входе и выходе из цикла и значений C_p и C_v:

$$\eta = 1 - \frac{1}{k}\frac{T_2}{T_1} \text{ [5].}$$

Понятно, что этот коэффициент будет тем больше, чем больше разница в температурах ($T_1 > T_2$).

Что же будет со Вселенной?

Итак, Клаузиус предсказал самое неприятное. Все остановится и всему будет конец. Будет вечная мерзлота. А может все-таки есть надежда на хорошее? Рассмотрим процессы во Вселенной с другой точки зрения. Будем считать всемирный процесс циклическим, колебательным. Все подчиняется колебаниям. Точнее автоколебаниям, являющимся частным случаем солитонов. Ведь было уже показано, что автоколебания - это временной солитон. И вполне возможно, что наша Вселенная тоже работает в режиме солитона.

Что требуется, чтобы реализовался солитон и автоколебания? Три вещи:

1. Система, колебательный контур.
2. Поток энергии, компенсирующий ее потери в реальном контуре.
3. Регулятор и клапан, который регламентирует подачу этой энергии, необходимой для восстановления процесса.

Что у нас есть сейчас?

Во-первых, есть система, контур, внутри которого происходят циклические процессы. То есть можно построить цикл.

Второе. Понятно, что энергия во Вселенной после прохождения реальных процессов распыляется переносным способом благодаря диффузии, вязкости и теплопроводности. Есть ли на её компенсацию внешняя энергия? Да [6]! Это солнце, звезды и ядерные реакции.

И третье. Есть ли дозатор этой энергии, который следит, чтобы внутрь системы энергии поступало ровно столько, сколько необходимо для восстановления процесса (автоколебательного процесса)? Да, тоже есть.

Итак, за распыление и "обесценивание" энергии отвечает энтропия. Она работает в одну сторону. Всегда увеличиваясь, она стремится систему "заморозить". Но, с другой стороны, поступающая извне энергия облучает систему. И тогда система включает свою обратную связь. Тот свой дозатор, который начинает работать в противоположную сторону, "согревать" систему. Этим дозатором является теплоемкость. Именно теплоемкость возьмет достаточное количество энергии и "жизненный цикл" восстановится.

Как же теперь графически представить себе этот "жизненный цикл" Вселенной. По аналогии с идеальным циклом, содержащим в

(I-S) координатах три характерные изолинии I = const, U = const и две линии Q = const, можно этот цикл воспроизвести. Учитывая, что понятие температуры во Вселенной отсутствует, будем оперировать удельными параметрами и цикл построим в C-S координатах (рис. 1), который будет из себя представлять прямоугольник с двумя вертикальными значениями R = const, C_v = const и двумя горизонтальными C_p = const и C_v = const. Говорить о коэффициенте полезного действия здесь неуместно, но стоит сказать, что этот цикл зависит только от функций состояния.

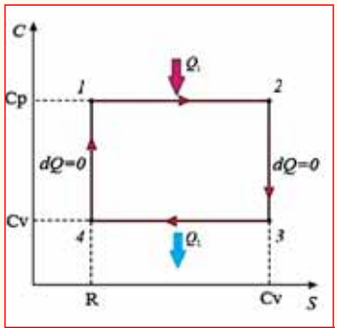


Рис. 1 Идеальный цикл Вселенной

Таким образом, гипотеза Юлиуса Клаузиуса опровергнута.

Представим далее количественную связь между энтропией и теплоемкостью. Будем исходить из того, что энтропия - это свойство вещества, отвечающее за рассеивание ("обесценивание") энергии. Она (энергия) теряется в вязких процессах, с потерей тепла, при механическом трении и др. Меткой или количественным параметром здесь является именно энтропия. Это - возрастающая функция, стремящаяся к пределу. Восстанавливается потерянная энергия в системе за счет внешней поставки энергии под "присмотром" теплоемкости. Именно теплоемкость является тем дозатором, который способен взять лишь необходимое количество внешней энергии. И тогда в случае баланса потерянной энергии и восстановленной можно записать:

$$dQ_{пот} = dQ_{восст}.$$

Это значит, что $TdS = CdT$.

В дивергентной форме, теперь уже для потоков тепла это:

$$T\,\mathrm{div}S\,I = C\,\mathrm{grad}T.$$

Другими словами, энтропийный тензор $S\,I$, где I - единичный тензор будет пропорционален теплоемкости:

$$\mathrm{div}S\,I \sim C.$$

Это означает, что воздействие на этот тензор оператором дивергенция приведет диссипацию в исходное состояние [6].

Постскриптум

И все вроде бы хорошо! Но! Не сходится одно утверждение. То, что энергия поступает именно от внешнего источника. От какого? Ведь вся материя размещена во Вселенной. При этом Вселенная - бесконечна. Где ее граница? И если есть другая Вселенная, которая способна питать энергией Нашу Вселенную, то где она? Ведь говоря о Солнце и Звездах, мы говорим о внутренних резервах нашей Вселенной. А где же внешнее проявление? Именно Солнце и Звезды питаются энергией от внешней Вселенной. Другой Вселенной и тоже бесконечной. Эта Вселенная - микромир. Оттуда Она посылает нам энергию термоядерных реакций. Эта другая Вселенная распространяется в бесконечность нуля, а граница ее - это наша реальность. Одну макрореальность мы воспринимаем как клаузиусовскую ощущаемую, а другую, как некую абстрактную больцмановскую, но тоже ощущаемую. Именно эта внешняя, граничащая с созерцательной, Вселенная и является источником энергии для погашения тепловых потерь. И еще! Что означает выражение "тепло или энергия теряется или обесценивается?". Это значит, что энергия с помощью энтропии уходит в другую Вселенную. Но потом, с помощью теплоемкости она оттуда возвращается. Происходит извечный обмен энергиями двух смежных Вселенных. Если одна Вселенная стремится к "похолоданию", то другая к "потеплению", а в целом все стремится к равновесию.

Итак, как было сказано выше, именно дивергенция является тем мостиком, по которому осуществляется переход тепла из одной Вселенной в другую.

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель №2, 2017.
2. Я.М. Гельфер. История и методология термодинамики и статистической физики. М. Высшая школа, 1981.
3. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Базис-определяющие тензоры термогазодинамики // Двигатель №3, 2017.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Энтропийные потоки и коэффициенты переноса // Двигатель №4, 2017.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Реновация второго начала и новый идеальный цикл // Двигатель №5, 2017.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Тензоры и хаос // Двигатель №6, 2017.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

10 - 11 сентября Международная ассоциация "Союз авиационного двигателестроения" совместно с петербургской компанией АктивТестГруп провели Научно-технический совет "Новые технологии неразрушающего контроля деталей авиационного назначения".

Почти 100 специалистов из более, чем 40 различных российских авиастроительных и двигателестроительных предприятий, включая Объединенную двигателестроительную корпорацию и Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, собрались в рамках НТС для обсуждения современного состояния капиллярного контроля и российских инновационных разработок в области оборудования и материалов для капиллярного контроля.

Особое место в программе НТС заняло знакомство участников с разработкой компании АктивТестГруп - автоматизированной установкой для капиллярного контроля, не имеющей аналогов в России и в мире. Запатентованная технология FPI All-in-VAC, реализуемая в установке KAMA, существенно повышает надежность выявления поверхностных дефектов, увеличивает производительность контроля, делая его экологически безопасным и менее затратным.

Разработанная технология прошла проверку и уже получила положительное заключение ФГУП "ВИАМ" о ее соответствии первому классу чувствительности, то есть способности выявлять дефекты с шириной раскрытия менее 1 мкм. Президиумом НТС ФГУП "ВИАМ" была подтверждена эффективность технологических решений по интенсификации процесса капиллярного контроля по технологии FPI All-in-VAC, реализуемой на линии капиллярного контроля KAMA и даны рекомендации АктивТестГруп по дальнейшему совершенствованию методики капиллярного контроля с использованием технологии FPI All-in-VAC.

Президиум НТС АССАД одобрил результаты применения различных способов интенсификации процесса капиллярного контроля и рекомендовал участникам заседания подготовить и направить в АктивТестГруп образцы для тестового контроля по технологии FPI All-in-VAC на установке капиллярного контроля KAMA.

БУРАННЫЙ ПОЛУСТАНОК

Валерий Владимирович Агеев

15 ноября 2018 года в Музее космонавтики прошла пресс-конференция, посвященная 30-летию автоматического полёта космоплана "Буран" - самого большого в мире беспилотного авиакосмического корабля.

В процессе создания отечественной многоразовой транспортной космической системы "Энергия-Буран" участвовало более 1,5 миллиона человек (1286 предприятий и организаций). Свой первый и единственный полёт ракетоплан "Буран" совершил 15 ноября 1988 года. Вертикальный старт системы был осуществлён с космодрома Байконур при помощи сверхмощной ракеты "Энергия".

В ходе испытания орбитальный корабль "Буран" сделал два витка вокруг Земли, выполнил тормозной манёвр и произвёл мягкую и точную автоматическую посадку при боковом встречном ветре на полосу комплекса "Юбилейный" космодрома Байконура. Корабль приземлился с отклонением от оси всего в 5 метров и в точности с циклограммой полёта, который продлился 205 минут.

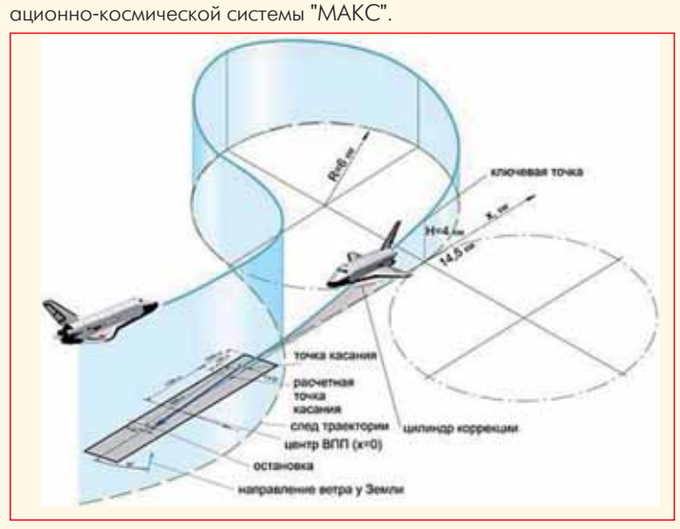
Весь полёт прошёл в автономном режиме без экипажа, чем принципиально отличался от работы американского ракетоплана "Шаттл", который был способен приземляться только в режиме ручного управления. "Буран" стал единственным в истории космонавтики орбитальным крылатым беспилотным кораблём прошлого века, а также самым мощным на сегодняшний день двухсредным беспилотным летательным аппаратом.

Советский орбитальный проект "Энергия-Буран" был свёрнут в начале 90-х годов, но оставил колоссальный научно-технический задел. Многие схемы и системы, отработанные в проекте, до сих пор используются и применяются как в отечественной, так и в зарубежной космонавтике.

В пресс-конференции в Музее Космонавтики приняли участие

представители Национального университета МАИ, ФГУП "ЦАГИ" и ФГУП "Российский научный центр "Прикладная химия" (ГИПХ), ветераны разработчики и испытатели.

Пресс-конференцию открыло выступление заведующего кафедрой "Теория воздушно-ракетных двигателей" МАИ, доктора технических наук Алексея Борисовича Агульника, который в свое время работал под прямым руководством Генерального конструктора и директора НПО "Молния" Глеба Евгеньевича Лозино-Лозинского, являвшегося руководителем разработки многоразового орбитального крылатого корабля "Буран" для РН "Энергии" и Авиационно-космической системы "МАКС".



Алексей Борисович рассказал о долгой совместной работе МАИ и НПО "Молния", а также о новейших тенденциях в разработках гиперзвуковых технологий в моторостроении, которые начинались в крылатом проекте "Буран". Этот прорывной опыт активно развивается и сегодня. И станет надёжным базисом при проектировании нового воздушно-орбитального самолёта.

Мероприятие продолжил профессор АВН, советник генерального директора ФГУП "ЦАГИ" и внештатный советник директора Департамента авиационной промышленности Минпромторга Алексей Иванович Ляшенко. Он сказал о богатой истории ЦАГИ, который в начале декабря 2018 г. отмечает свое 100 - летие. Затем Ляшенко рассказал подробности проведенных институтом исследований, в частности, по отделению "Бурана" от второй ступени ракеты-носителя "Энергия", испытаний в аэродинамических трубах.

По его словам, специалисты ЦАГИ тестировали "Буран" в режиме не только автоматического, но и ручного управления на пило-

тажных стендах и задавали алгоритмы управления с элементами искусственного интеллекта. Он рассказал об уникальных испытаниях прочности, теплозащитных элементов системы, а также продемонстрировал ранее малоизвестные рабочие кадры посадки "Бурана".

Алексей Иванович отметил, что научно-технические заделы программы "Энергия-Буран" сохранены, продолжаются и развиваются, а на новом витке научно-технического развития позволят создать новый аппарат.

Заметное оживление вызвало выступление участника программы "Энергия-Буран", представителя ФГУП "РНЦ "Прикладная химия" (ГИПХ) Николая Сергеевича Прохорова, отвечавшего за разработку ракетного топлива. Он рассказал об особенностях проектирования многоразовых двигателей орбитального самолёта "Буран" и ракеты-носителя "Энергия" и о разработке ракетного топлива для проекта.

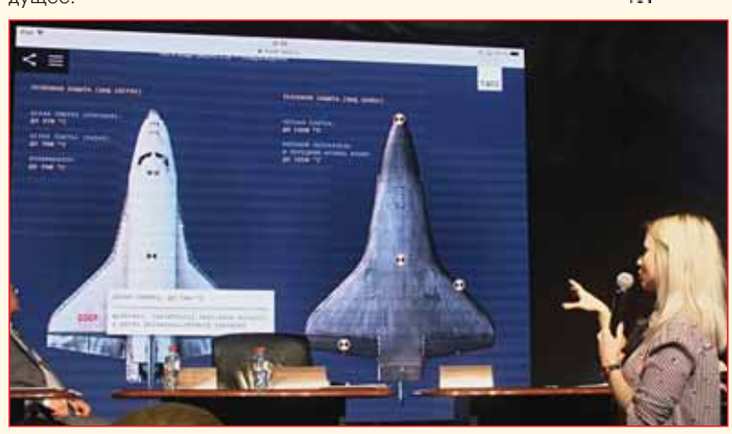
Николай Сергеевич сообщил, что ГИПХ занимался разработкой реакторной части и катализатора, предприятием были изготовлены специальные стенды для этапной отработки.

Затем Николай Сергеевич перешел к сегодняшнему дню, рассказав, что РНЦ "Прикладная химия" ведет исследования ракетных топлив нового поколения, состоящих из экологически чистых компонентов. Ожидается, что уже в ближайшие годы на это "зеленое" топливо перейдет главная отечественная ракета-носитель "Протон".

В завершение Николай Сергеевич пригласил собравшихся принять участие в праздновании столетнего юбилея ГИПХ в следующем году.

В ходе конференции состоялась презентация специального проекта ТАСС "Буран. Разбор полета", ставшего частью экспозиции Музея космонавтики. Проект был представлен летчиком-космонавтом Александром Ивановичем Лавейкиным, ставшим главным консультантом, а также редактором группы специальных проектов tass.ru Кристиной Недковой, арт-директором Студии инфографики ТАСС Антоном Мизиновым и заместителем директора Музея космонавтики по научной работе Вячеславом Львовичем Климентовым.

Юбилейная конференция оставила положительные эмоции у гостей и участников. Она не свелась к ностальгическим воспоминаниям о былых успехах, а обозначила современные уникальные разработки российских предприятий, которые уже в ближайшее время станут основой для прорывов в воздушно-космическое будущее.



ИЗ ФОНДОВ МОСКОВСКОГО ПОЛИТЕХНИЧЕСКОГО МУЗЕЯ

Московский Политехнический музей, как ведущий музей техники страны, всегда был в передовых рядах изучения всего нового, что появлялось в мировом инженерном и научном мире. Потому, ещё с самого начала возникновения авиации, как особого вида техники, здесь начали собирать всё с нею связанное. Руководил комиссией по подбору экспонатов великий Николай Егорович Жуковский. Особенно авиационная коллекция пополнялась экспонатами Всероссийских выставок. В результате, экспозиция по этой тематике была весьма представительна. Так продолжалось до 1924 года, когда было решено (в том числе и на основе экспонатов авиационного раздела Политехнического) основать новый музей, основным направлением коллекции которого будет как раз бешено модная в то время авиация. И в 1927 году открылся Дом ОСОАВИАХИМА, известный и по настоящий день как ЦДАиК – Центральный дом авиации и космонавтики. Очень наполненный и обстоятельный. Состоятельность современной части экспозиции его, собранная за девять с лишним десятков лет

существования весьма завидна и интересна. А в самом Политехническом музее с тех пор полноценного авиационного раздела так и нет, хотя экспозиция по космонавтике и космическим исследованиям весьма впечатляющая и, во многом, уникальная.Правда, наследство времён собственной авиаславы в современном собрании ПМ осталось. И, естественно, тематические экспозиции прошедших десятилетий, которыми так славен был всегда Политехнический, дополняли его коллекцию экспонатами самой различной тематики. В том числе и авиатехнической, и по моторной части вообще. Что нам, как журналу, особенно интересно. Открываем новую рубрику: "Из Открытых коллекций Политехнического музея".Кое-что о самых интересных экспонатах Политехнического музея здесь и дальше нам расскажут его сотрудники. Статьи данного номера подготовлены старшим научным сотрудником Политеха Валентином Георгиевичем Ивановым.

Дмитрий Александрович Боев, генеральный директор журнала "Двигатель"

АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ М17Ф

Первым поступлением стал авиационный двигатель М17Ф. Он был передан музею в январе 1935 года непосредственно после закрытия выставки "Наши достижения".

М17Ф - V-образный 12-цилиндровый двигатель водяного охлаждения. Картер литой, из алюминиевого сплава, из двух частей, стянутых шпильками. К картеру на болтах присоединены блоки цилиндров. Каждый цилиндр состоит из литого стакана с рёбрами жёсткости и тонкостенной сварной водяной рубашки. Коленвал расположен в нижней части картера. Распределительные валы кулачкового типа, с приводом от коленвала через промежуточные валы с коническими шестернями.

Первый М17 построили в г. Рыбинске на авиазаводе № 26 весной 1930 года по лицензии на немецкий мотор BMW VI. Ещё в конце 1923 года представительство фирмы BMW обратилось к советскому правительству с предложением развернуть производство своих моторов в СССР. В январе 1925 года из Мюнхена в Москву переслали данные испытаний нового 12-цилиндрового V-образного мотора BMW VI. В том же году купили у фирмы два таких двигателя и обкатали их в НАМИ. С февраля 1927 года советская делегация, в состав которой был включён и известный впоследствии конструктор-двигателист Владимир Яковлевич Климов, вела переговоры в Германии. В октябре того же года договор был подписан. Советская сторона получила право строить по лицензии две модификации мотора. Кроме того, фирма обязывалась в течение пяти лет сообщать о всех изменениях, вносимых в серийную продукцию. Из Германии в Россию направляли чертежи, техописания, технологические инструкции, документацию на приспособления и специальный инструмент. Договор предусматривал обучение советских специалистов в Германии. Дополнительно советская сторона наняла около ста немецких инженеров и квалифицированных рабочих.

Первоначально для освоения производства получили от BMW комплекты наиболее сложных деталей, у фирм-субподрядчиков - комплектующие агрегаты. У фирмы "Крупп" получили поковки коленвалов. Законсервированный завод "Русский Рено" в Рыбинске долгое время бездействовал. Для его пуска потребовалась довольно длительная перестройка, что и отразилось на сроках постройки первого мотора. Погрешности технологии, более низкое качество материалов и желание упрочить наиболее уязвимые места привели к тому, что советские моторы оказались тяжелее на 30 кг немецких и выдавали меньшую мощность.

Вариант опытного форсированного образца BMW VIb был разработан конструкторами рыбинского завода под руководством инженера Рогова. Первый образец строился малой серией, проходил стендовые испытания, облётывался на самолётах И-7, Р-5 и ТБ-3.

15 августа 1930 года после успешных сдаточных испытаний один из моторов первой серии "А" был допущен к эксплуатации в частях ВВС Красной Армии. Двигатели М-17 ставили на серийный самолёт Р-5, который был основным образцом разведчика, лёгкого бомбардировщика и штурмовика до начала 1940-х годов, многоцелевые Р-6, тяжёлые бомбардировщики ТБ-1 и ТБ-3.

Музейный двигатель препарирован для демонстрационных целей: разрезаны картер с правой стороны, цилиндры правого ряда, поршни, один из коренных подшипников коленвала, водяная, масляная и бензиновая помпы. На втулке воздушного винта установлено колесо червячной передачи, с помощью которой установленный на раме электродвигатель прокручивает коленвал, демонстрируя делегатам партийного съезда (для которых была собрана выставка "Наши достижения") работу двигателя. Водяные рубашки цилиндров и расширительный бачок окрашены эмалью чёрного цвета. Двигатель установлен в подставку из массивных деревянных брусьев.

Двигатель не подвергался реставрации. Отсутствует выпускная система, водяные магистрали от помпы к рубашкам цилиндров, некоторые детали карбюраторов и системы зажигания. Помят воздухозаборник карбюратора. Полная деструкция кабелей электросистемы. Присутствует коррозия деталей без покрытия, есть значительные нарушения красочного слоя.

Двигатели М-17 и М-17Ф, кроме Политехнического музея, экспонируются в Центральном музее Военно-Воздушных сил, Музее истории Уфимского моторостроительного объединения, в Выставочном зале НПО "Сатурн", в Музее техники Вадима Задорожного.

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ РД-119

В конце 1950-х годов В.П. Глушко предложил начать разработку большого семейства двигателей на освоенном к тому времени новом горючем - несимметричном диметилгидразине (НДМГ). Другое название продукта - гептил. В частности, он предложил разработать для третьей ступени модифицированной ракеты Р-7 двигатель тягой 8 - 10 тонн на компонентах: жидкий кислород - НДМГ. Безусловно, он понимал, что для широкомасштабного развёртывания работ нужна поддержка С.П. Королёва. Этим и объясняется выбор третьей ступени носителя, создаваемого для запуска космических аппаратов к Луне и вывода на орбиту ИСЗ тяжёлого корабля-спутника. По расчётам Глушко, этот ЖРД должен иметь рекордную для того времени величину удельного импульса - 352 единицы. Чтобы любой читатель понял физический смысл понятия "удельный импульс ЖРД", поясним, что при сгорании в камере двигателя одного кг топлива в секунду этот двигатель развивает тягу 352 кгс.

Валентин Петрович Глушко в жизни стремился к созданию нового, необычного. Его дипломным проектом в 1929 году был электроракетоплан - космический корабль с обитаемым отсеком в виде сферы, установленный в середине цилинрического корпуса. Он взялся за разработку ЖРД тягой 10 тс, не соответствовавшего сложившейся специфике ОКБ-456 - такое в то время носил название "Энергомаш". Двигатель получил индекс РД-119. Сергей Павлович вначале поверил в новое горючее, но позже под влиянием своего заместителя В.П. Мишина стал категорически возражать против применения на ракетах разработки ОКБ-1 высокотоксичных компонентов. Двигатель для третьей ступени РН Р-7 под индексом РО-5 (РД-0105) на компонентах "жидкий кислород - керосин" по поручению Королёва создал главный конструктор Воронежского ОКБ-254 (ныне КБ химической автоматики) С.А. Косберг. Естественно, энергетические характеристики этого двигателя были ниже РД-119. Двигатель работал по так называемой "открытой схеме" и не имел системы запуска в невесомости. Но на ступенях ракет-носителей С.П. Королёва место двигателю РД-119 с рекордными энергетическими характеристиками не нашлось.

3 августа 1960 года вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР, которым ОКБ-586 Главного конструктора М.К. Янгеля поручалось создание семейства ракет-носителей лёгкого класса под индексом "Космос" - конверсионного варианта баллистической ракеты Р-12. Тактико-технические требования Академии наук СССР предусматривали носитель для выведения ИСЗ массой до 180 кг для выполнения научных задач. Вторая ступень РН "Космос-2" оснащалась двигателем РД-119. Под эту ракету двигатель был доработан: установлены гидравлические демпферы на входе в турбонасосный агрегат. Для уменьшения массы корпусов газораспределителей, смесительной головки газогенератора и шарбаллонов высокого давления для азота применены титановые сплавы. Разработан однокомпонентный газогенератор на основе пиростартёра. Введена система подачи газов после турбины ТНА на четыре пары неподвижных сопел с электроклапанами для управления траекторией полёта ракеты по каналам тангажа, рыскания и крена. Двигатель имел тягу в пустоте 10,76 тс при удельном импульсе 351,7 кгс . сек/кг. В то время это были рекордные энергетические характеристики. Уступил РД-119 рекорд по удельному импульсу двигателю на топливной паре криогенный водород - криогенный кислород, созданному в 1965 году фирмой Пратт-Уитни ЖРД RL-10 для ступени "Кентавр" тягой 6,8 тс при удельном импульсе 436 единиц

К середине 1961 года было проведено более 140 испытаний РД-119, что позволило в сентябре того же года выполнить чистовые доводочные испытания. Лётные испытания РД-119 на РН 11К63 первым пуском по программе ЛКИ "Космос" начались 27 октября 1961 года. Второй пуск ЛКИ 21 декабря, как и первый, был аварийным, но двигатель РД-119 в обоих случаях запустился и отработал до команды АВД. Третьим пуском 17 марта 1962 года началась штатная эксплуатация РД-119: на орбиту выведен первый ИСЗ серии "Космос". Масса выводимых спутников - до 480 кг.

В 1963 году серийное производство двигателей РД-119 Постановлением ЦК было передано Красноярскому машиностроительному заводу. Для этого при Красмаше был создан филиал ОКБ-456 под руководством заместителя главного конструктора А.Я. Китаева. Однако в дальнейшем Красмаш был перепрофилирован на двигатели тематики ВМФ ОКБ В. Макеева. Серийное изготовление продолжил Южный машиностроительный завод в городе Днепропетровске. Серийное производство РД_119 было прекращено в 1972 году. В период с 1961 по 1977 год было выполнено 168 запусков ракет с ЖРД РД-119, выведено на орбиту 145 ИСЗ.

Оригинальность конструкции и высокие энергетические характеристики двигателя РД-119 позволили с успехом демонстрировать его в 1967-1969 годах на международных выставках "Экспо-67" в Монреале, в Париже, Будапеште, Бухаресте, Вене, Осаке. В 1971-1979 годах двигатель экспонировался на выставках в Карл-Маркс-Штадте, Рангуне, Варшаве и Хельсинки. Один из переведённых в макетное исполнение двигателей в июле 1971 года передан в фонды Политехнического музея. В связи с установленной в те годы высокой секретностью предприятий-изготовителей ракетных двигателей макет передан от лица Академии наук СССР. Двигатель в полной комплектации, с фермой установки в двигательный блок ступени, с технологическими съёмными устройствами для обеспечения сохранности изделия при транспортировании.

УДК 627.7.018.77

Как создавался "ТУРБОЛЁТ"

В 1958 году "Турболёт", пилотируемый Ю.А. Гарнаевым, демонстрировался на воздушном параде в Тушино. Юбилею этого события посвящаются наши публикации.

СТАТЬЯ ПЕРВАЯ

Андрей Анатольевич Симонов, научный сотрудник Института истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН

В статье рассказано о проведении в Лётно-исследовательском институте в 1955-1956 годах первых в СССР исследовательских работ, связанных с вопросами создания вертикально взлетающих самолётов, а также о разработке в 1956 году специального летающего стенда, предназначенного для исследований в полёте вопросов устойчивости и управляемости, а также других вопросов, связанных с режимами вертикального взлёта, посадки и висения.

The article tells about gradual elaboration and flight tests of the VTOL aircraft, also the development in 1956 the special experimental flying stand for flight research in area of stability, controllability & other problems concerning the modes of vertical take-off, landing and hovering - which have been carried out at USSR Flight research institute in 1955-1956.

Ключевые слова: Турболёт, самолёт вертикального взлёта и посадки, Лётно-исследовательский институт, испытания авиадвигателей.

Keywords: Turbolet, Flying Bedstead, the Flight Research institute, tests of aircraft engines.

В 1950-х годах за рубежом активизировались работы, связанные с созданием вертикально взлетающих самолётов. Эти работы были обусловлены желанием получить скоростные боевые самолёты, способные выполнять взлёт и посадку с любой малой площадки - например, с палубы авианосца или с разрушенной после бомбардировки противником взлётно-посадочной полосы фронтового аэродрома.

Фото 1 - Самолёт Lockheed XFV-1

Первыми построенными вертикально взлетающими и садящимися самолётами стали американские экспериментальные турбовинтовые самолёты Lockheed XFV-1 (первый полёт - 16 июня 1954 года) и Convair XFY-1 (первый вертикальный взлёт - 1 августа 1954 года). Оба самолёта были оснащены одним турбовинтовым двигателем и должны были взлетать и садиться, повернув свою продольную ось в вертикальное положение, то есть на хвост. После нескольких успешных полётов обе темы были закрыты.

Первым летательным аппаратом, вертикально взлетающим и садящимся на тяге турбореактивного двигателя, был английский летающий стенд фирмы Роллс-Ройс "Thrust Measuring Rig" (иногда его называли "Fflying bedstead" - "летающая кровать"). Он представлял собой горизонтальную ферму с установленными на ней друг против друга в горизонтальном положении двумя двигателями MK4 Nene с тягой по 2.250 кг каждый. Сопла двигателей выходили в специальный коллектор, повёрнутый на 90 градусов вниз. Такое расположение двигателей исключало воздействие на стенд гироскопических моментов двигателя. Под двигателями были установлены два топливных бака, а вся установка поддерживалась четырьмя гидравлическими ножками. Стенд управлялся относительно трёх осей с помощью струйных рулей.

Фото 2 - Самолёт Convair XFY-1

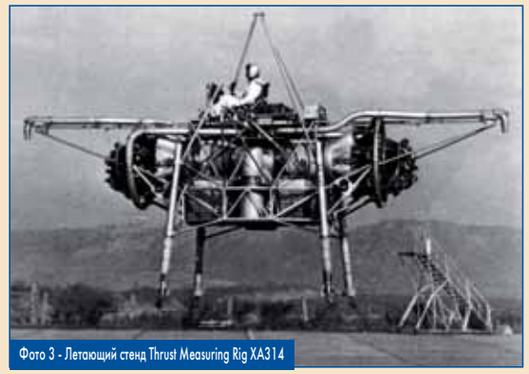


Фото 3 - Летающий стенд Thrust Measuring Rig XA314

Испытания стенда, получившего обозначение XA314, начались в июле 1953 года (первый свободный полёт - 3 августа 1954 года). В ходе испытаний, которые продолжались до декабря 1954 года, стенд достиг высоты 30 метров. В октябре 1955 года на испытания вышел второй экземпляр, получивший обозначение XA426 (первый свободный полёт - 12 ноября 1956 года). В ходе испытаний 28 ноября 1957 года он потерпел катастрофу.

Вертикально взлетающий и садящийся экспериментальный самолёт Bell 65 ATV был построен и испытан в США. Турбореактивные двигатели, располагавшиеся по бортам фюзеляжа, могли поворачиваться на 90 градусов, создавая, таким образом, подъёмную силу для взлёта и тягу для горизонтального полёта. Управление на режиме висения при малых скоростях полёта обеспечивалось с помощью струйных рулей в законцовках крыла и оперения. Первый полёт самолёта с зависанием в воздухе состоялся в январе 1954 года, первый свободный полет - 16 ноября 1954 года. Испытания продолжались до 1955 года.

В США были проведены испытания экспериментального самолёта Ryan X-13 Vertijet. Это был первый вертикально взлетающий самолёт с турбореактивным двигателем, который прошёл полный цикл испытаний: вертикальный взлёт, переход в горизонтальный полёт и вертикальная посадка. Шасси у самолёта отсутствовало. X-13 взлетал с вертикальной платформы, оснащённой поперечным стальным тросом: в носовой части самолёта был установлен крюк, за который самолёт подвешивался на трос. Увеличив мощность двигателя, лётчик поднимал самолёт с платформы, отходил от неё в режиме висения, и начинал переход в горизонтальный полёт. Посадка производилась в обратном порядке, с медленным подходом к платформе в вертикальном положении, то есть "стоя на хвосте". После зацепления крюком тяга сбрасывалась, и самолёт снова подвешивался на трос. Для управления на режиме висения использовался отклоняемый вектор тяги двигателя и струйные рули, расположенные на

Фото 4 - Самолёт Bell 65 ATV

Фото 5 - Самолёт Ryan X-13

законцовках крыльев. В режиме горизонтального полёта управление осуществлялось обычными аэродинамическими поверхностями. Для лучшего обзора на взлёте и посадке кресло лётчика могло отклоняться на поворотном шарнире. Первый вертикальный взлёт был осуществлён в 1956 году, первый взлёт и посадка с использованием платформы - 11 апреля 1957 года. Коэффициент энерговооружённости X-13 был равен 1,25.

Французская фирма SNECMA в 1955 году построила и начала проводить испытания вертикально взлетающего аппарата с крылом кольцевого типа под названием "Coleoptere" (кольцекрылый), на котором был установлен турбореактивный двигатель Atar. Первые опытные исследования начались на беспилотном летающем стенде SNECMA C.400 P1 "Atar Volant" (Летающий Atar). Стенд испытывали на привязи (первый полёт - 22 сентября 1956 года). Следующим был пилотируемый стенд под названием C.400 P2, который, кроме испытаний на привязи, уже испытывался и в свободном полёте (первый свободный полёт - 14 мая 1957 года). Его вес составлял 2.500 кг, что при тяге двигателя 2.860 кг давало энерговооружённость 1,14. Управляемость аппарата осуществлялась с помощью газоструйных рулей. Точное управление вертикальными перемещениями осуществлялось изменением площади поперечного сечения сопла двигателя примерно на 10%. Испытания продолжались до 1958 года.

Все эти проекты разрабатывались за рубежом. Проводились ли аналогичные работы в СССР? Да, проводились!

Пионером таких работ в нашей стране был Лётно-исследовательский институт. Именно в нём, начиная с весны 1955 года, под руководством С.П. Щербакова проводились исследовательские работы, связанные с вопросами создания вертикально взлетающих самолётов.

Вначале была проведена работа по исследованию особенностей работы ТРД с отражающей стенкой, установленной на выходе реактивной струи двигателя. Для этого использовали выработавший свой ресурс двигатель ВК-1, установленный на списанном истребителе МиГ-17 без хвостовой части. Для имитации взаимодействия выхлопной газовой струи двигателя с поверхностью земли сзади самолёта установили вертикальный стальной экран, перемещавшийся на различные расстояния от среза сопла ТРД. При первом же запуске выяснилось, что вопреки скептическим ожиданиям, двигатель продолжал устойчиво работать, несмотря на наличие за его соплом препятствия (даже на близком расстоянии). Правда, обнаружилась угроза нежелательного засасывания горячего газа в компрессор с признаками газодинамической неустойчивости.

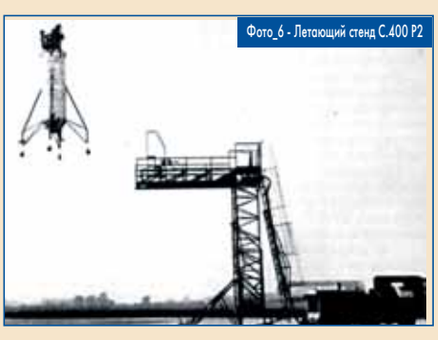


Фото_6 - Летающий стенд C.400 P2

В это же время под непосредственным руководством О.Г. Константинова был построен наземный вертикальный стенд. Он представлял собой четырёхгранную пирамиду, смонтированную в виде фермы из профильных стальных балок на бетонном основании. В центре вертикально закреплялся самолёт с двигателем, в нижней части конструкции устанавливались температурные датчики и термосвидетели. Широко применялась термокраска, изменявшая свой цвет при воздействии на неё горячих газов.

На стенде была проведена работа по исследованию особенностей работы ТРД в вертикальном положении, а также по исследованию влияния струи двигателя на грунт и бетонное покрытие (ведущие инженеры О.А. Богомягков и О.П. Телень). Удаление среза сопла от поверхности земли составляло около одного метра. Питание двигателя топливом осуществлялось не из штатной топливной системы, а из установленного на безопасном расстоянии топливного бака. Управление двигателем осуществлялось РУДом через длинный трос или гидропривод. Впоследствии О.А. Богомягков вспоминал:

"*Признаться, проведение испытаний стоило нам нервов и здоровья. Риск был немалый. Серьёзную озабоченность вызывала реальная вероятность аварии всей импровизированной, сделанной на "живую нитку" установки. Тем не менее, результаты экспериментов показали работоспособность двигателя в столь необычных условиях. Благо, что удалённый на 10 метров от поверхности земли воздухозаборник, расположенный на фюзеляже МиГ-17, исключил попадание струй выхлопных газов. Все это учли при проектировании в ЛИИ под руководством А.Н. Рафаэлянца "Турболёта".*

Тогда мы ещё не могли определить истинную ценность наших испытательных работ. Но однажды "огненную установку" посетили руководители института И.В. Остославский, Н.С. Строев и А.В. Чесалов. За время моей работы в ЛИИ это был единственный случай, когда столь высокое начальство лично интересовалось результатами испытаний на объекте".

Фото 7 - Арам Назарович Рафаэлянц (1897-1960)

На заключительном этапе испытаний, летом 1956 года, исследовался в вертикальном положении специальный двигатель РД-9БЛ. Он представлял собой модификацию серийного двигателя РД-9Б (который использовался на ранних модификациях МиГ-19), специально приспособленную для работы в вертикальном положении. В частности, для облегчения ТРД вместо форсажной камеры с соответствующей топливной аппаратурой установили нерегулируемое реактивное сопло диаметром 0,43 м, масляная система была конструктивно переработана и приспособлена только для работы в вертикальном положении, установлена система отбора воздуха за компрессором.

Результаты экспериментов показали работоспособность ТРД в необычной позиции. Оказалось, что выхлопная газовая струя от места её удара о взлётно-посадочную полосу растекается равномерно во все стороны тонкой веерообразной пеленой, не поднимаясь вверх. Таким образом, двигатель работал в благоприятных для старта условиях.

При решении вопросов с вертикальной установкой ТРД, выявилась ещё одна не менее важная проблема - обеспечение устойчивости и управляемости летательного аппарата на малых скоростях. В 1955 году в ЛИИ лётчиком-испытателем Я.И. Верниковым (ведущий инженер Е.Н. Торопченко) на самолёте МиГ-15 были проведены лётные исследования управляемости на малых скоростях на режимах вертикального подъёма ("свечек"). Стало ясно, что обеспечение устойчивости и управляемости самолёта на малых скоростях весьма проблематично. Обычные аэродинамические рули и элероны в данном случае были непригодны, потому что необходимое для их работы движение воздуха возникает только при высокой скорости.

Поэтому в 1956 году проводилась большая работа на наземных стендах и в полёте по выбору конструктивной схемы и по определению эффективности газовых и струйных рулей. Лётчик-испыта-

тель С.Н. Анохин выполнил несколько полётов для исследования управляемости самолёта МиГ-17 с газовым рулём высоты при малых скоростях (ведущий инженер А.И. Квашнин), затем Я.И. Верников и С.Н. Анохин провели исследование управляемости МиГ-17 со струйными элеронами при малых скоростях полёта (ведущий инженер Е.Н. Торопченко).

В том же 1956 году на электронном имитаторе-тренажёре с участием ряда лётчиков-испытателей проводились исследования устойчивости и управляемости вертикально взлетающего самолёта на режимах взлёта, висения и посадки. Эти исследования дали ряд ориентировочных данных по необходимым эффективностям газовых и струйных рулей вертикально взлетающего самолёта, а также данные о необходимых автоматических средствах стабилизации вертикально взлетающих самолётов на режимах взлёта, висения и посадки.

Фото 8 - Вид "Турболёта" сбоку

Фото 9 - Вид "Турболёта" спереди

Итогом всех этих работ стало создание в Лётно-исследовательском институте специального стенда, предназначенного для исследований в полёте вопросов устойчивости и управляемости, а также других вопросов, связанных с режимами вертикального взлёта, посадки и висения. Разработка этого стенда производилась в КБ ЛИИ, которым руководил инженер-конструктор Арам Назарович Рафаэлянц. В 1955 году, ознакомившись с имеющимися в мире экспериментальными аппаратами по исследованию вертикального взлёта и посадки, он предложил создать собственный аппарат для изучения этой проблемы. В 1956 году экспериментальный стенд был построен в мастерских Лётно-исследовательского института.

Впоследствии этот необычный летательный аппарат, не имевший ни фюзеляжа, ни крыльев, ни винта, получил наименование "Турболёт".

Стенд представлял собой металлическую сварную ферму на четырёх амортизационных стойках с двигателем РД-9БЛ, установленным вертикально. На номинальном режиме работы тяга двигателя составила 2.150 кг, на максимальном - 2.835 кг. На "Турболёте" были также установлены кабина лётчика с обычным самолётным управлением (ручка, педали, сектор газа) и стандартной приборной доской, два топливных бака с общей ёмкостью 400 л, газовые рули и газовые заслонки, установленные на специальной раме ниже сопла двигателя, и струйные рули, установленные на четырёх горизонтальных консолях. Шасси состояло из четырёх стоек, расположенных по квадрату. На каждой стойке было установлено металлическое самоориентирующееся колесо. На нижней части центроплана были расположены четыре приборные площадки, на которых размещалась аппаратура для записи экспериментальных данных, блоки автопилота, аккумулятор и аппаратура для запуска двигателя. Размах консолей стенда составлял 10 м, ширина базы шасси - 3,6 м, высота стенда - 3,8 м, взлётный вес (при заправке 350 кг) - 2.340 кг. Коэффициент энерговооружённости стенда был равен 1,21.

Управление угловыми перемещениями стенда осуществлялось с помощью газовых и струйных рулей.

Газовые рули - это две плоскости из жаропрочной стали с аэродинамическим профилем, установленные перпендикулярно друг другу в струе выхлопных газов двигателя на специальной раме. Газовые рули управляли углами тангажа и крена. Хорда газового руля составляла 120 мм, размах - 430 мм, профиль симметричный. Система управления газовыми рулями была жёсткой. В проводке управления газовыми рулями могли устанавливаться раздвижные тяги, разработанные в КБ ЛИИ, управляющие отклонением газовых рулей от автопилота. Максимальное отклонение газовых рулей регулировалось от ±5° до ±15°.

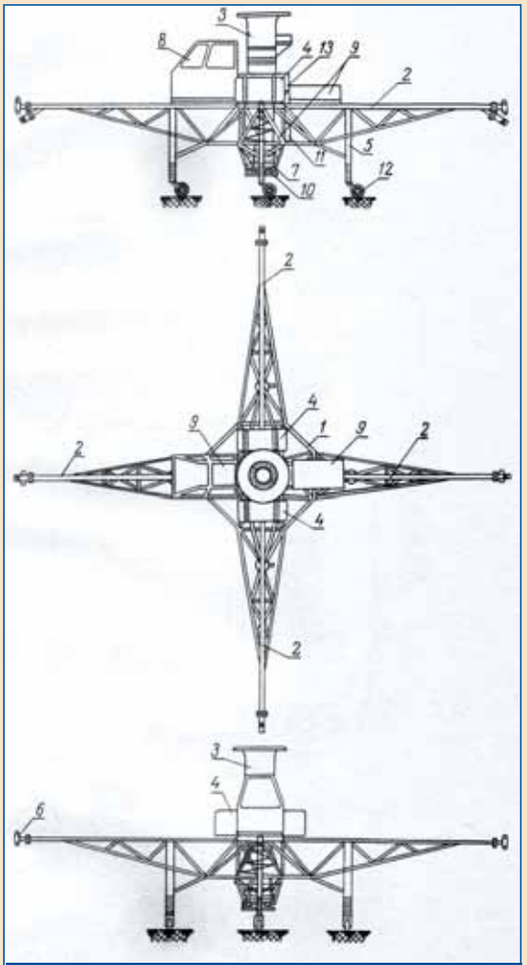


Фото 10 - Схема "Турболёта": 1 - центроплан; 2 - консоли; 3 - ТРД; 4 - топливные баки; 5 - шасси; 6 - струйные рули; 7 - газовые рули; 8 - кабина; 9 - приборные площадки; 10 - механизм для дополнительного регулирования тяги ТРД; 11 - агрегат противопожарного оборудования; 12 - самоориентирующиеся колёса; 13 - кольцевая балка для крепления ТРД

Струйные рули - это реактивные насадки, установленные на консолях стенда. Сжатый воздух подводился к ним из компрессора по трубопроводам, включённым в силовую схему консолей стенда. Управление углом тангажа и рыскания осуществлялось струйными рулями на передней консоли, управление углом крена - струйным рулём на левой консоли. На правой и задней консоли были расположены струйные рули, управлявшие углами тангажа, крена и рыскания от рулевых машинок автопилота. Струйный руль схематично представлял собой кран, направляющий струю сжатого воздуха в ту или иную сторону.

Кинематика управления стендом давала возможность управлять только одними струйными рулями, либо одними газовыми рулями, либо совместно и теми и другими. Усилия на ручке и педалях создавались с помощью загрузочных пружин. Доктор технических наук В.Н. Матвеев подверг анализу газоструйную систему управления стендом и одобрил её.

Управление высотой висения осуществлялось изменением тяги

Фото 11 - Принцип действия газового и струйного рулей

Фото 12 - Газовые рули "Турболёта"

Фото 13 - Струйные рули "Турболёта" (с навинченными колпачками)

двигателя. Тяга могла изменяться двумя способами. Во-первых, с помощью обычного сектора газа. Во-вторых, более точное регулирование тяги двигателя осуществлялось с помощью газовых заслонок, связанных с рычагом управления, расположенным рядом с сектором газа. Расположение сектора газа на стенде было аналогично его расположению на вертолётах. Движение сектора газа вверх увеличивало обороты двигателя, движение вниз - уменьшало обороты.

Газовые заслонки представляли собой четыре секторные пластины из жаропрочной стали, поворотные в горизонтальной плоскости вокруг осей, параллельных продольной оси двигателя. Пластины крепились на специальном кольце, смонтированном на газовой трубе двигателя. С помощью системы рычагов и дополнительной ручки на секторе газа в кабине лётчика пластины по мере надобности вводились в газовый поток двигателя, перекрывая его. Газовые заслонки обеспечивали малую инерционность изменения тяги двигателя. Общая максимальная площадь пластин, вводимых в газовый поток за двигателем, составляла примерно 200 см^2, а расстояние от пластин до среза сопла двигателя - около 35 см.

Отклонение газовых заслонок измерялось в углах отклонения рычага управления заслонками. За ноль было принято среднее положение рычага управления заслонками, т.е. то положение заслонок, когда они введены в газовый поток примерно на половину их общей площади. За положительное направление отклонения заслонок было принято отклонение рычага управления вверх, т.е. вывод заслонок из газового потока. Максимальное отклонение рычага управления заслонками составляло ±25°.

На стенде была предусмотрена установка деревянных плоскостей, создающих моменты при порывах ветра или при горизонтальных перемещениях. Эти моменты имитировали моменты от продольной путевой и поперечной устойчивости вертикально взлетающего самолёта с тягой двигателя, направленной вверх перпендикулярно оси симметрии самолёта. Площадь поверхностей, имитировавших горизонтальное и вертикальное оперения самолёта, составляла 0,24 м^2, площадь поверхности, имитировавшей моменты от поперечной устойчивости самолёта, - 1,12 м^2. Угол горизонтальных поверхностей (крыльев) мог меняться на 5, 10 и 15 градусов.

Фото 14 - Схема управления "Турболёта"

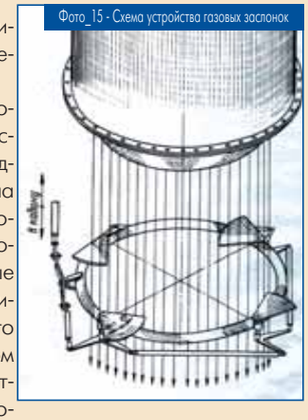


Фото_15 - Схема устройства газовых заслонок

В системе управления газовым элероном и газовым рулём высоты была предусмотрена возможность подключения раздвижных тяг. Раздвижная тяга суммировала сигналы отклонения газового руля со стороны лётчика (ручки управления) и со стороны автопилота. Сигнал на раздвижные тяги поступал от блока демпфирующих гироскопов автопилота "К", разработанного на 1-м Московском приборостроительном заводе. На стенде было также предусмотрено подключение рулевых машин от автопилота к струйным рулям. Управление рулевыми машинами при этом производилось от того же блока демпфирующих гироскопов.

Фото 16 - Горизонтальная поверхность, установленная на консоли "Турболёта"

Впоследствии, 17 февраля 1958 года в Комитет по делам изобретений и открытий при Совете Министров СССР была подана заявка № 592597 "Вертикальный взлетающий аппарат" под авторством В.Ф. Денисова, А.И. Квашнина, Ю.Н. Квятковского, Г.М. Лапшина, В.Н. Матвеева, Г.Е. Мурашкевича и А.Н. Рафаэлянца. Предметом изобретения был "вертикально взлетающий аппарат с турбореактивным двигателем - для изучения устойчивости и управляемости вертикально взлетающих самолётов, - отличающийся тем, что, с целью регулирования тяги для точного выдерживания высоты висения аппарата в воздухе, на газовой трубе установлены поворотные около осей, параллельных продольной оси двигателя, секторные пластины, вводимые по мере надобности в газовый поток". 22 апреля 1959 года изобретение было официально зарегистрировано в Государственном реестре изобретений СССР под номером 120735.

Но это было позже. А пока осенью 1956 года стенд впервые выкатили на лётное поле аэродрома ЛИИ. Предстояли его испытания. Но об этом - в следующей статье...

Фото 17 - Авторское свидетельство, выданное одному из конструкторов "Турболёта" Г.М. Лапшину

Литература

1. Денисов В.Ф., Квашнин А.И. и др. Описание изобретения к авторскому свидетельству № 129735 "Вертикально взлетающий аппарат" // Бюллетень изобретений. 1959. № 12.

2. Богомягков О.А. На пути к "вертикалке" // Крылья Родины. 1998. № 10. С. 26-27.

3. Матвеев В.Н., Квашнин А.И., Гарнаев А.Ю. Турболёт - новое дитя авиации // Техника - молодёжи. 1958. № 1. С. 18-19, 22.

В публикации использованы фото из фонда Научно-мемориального музея Н.Е. Жуковского, личных архивов Е.В. Арсеньева и Г.М. Лапшина.

Связь с автором: simonov71@mail.ru

УДК 621.45.00.112.03.54-225

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАВИСИМОСТИ РАЗНОТЯГОВОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЁТА, ВОЗНИКАЮЩЕЙ ОТ РАЗНИЦЫ ЧАСТОТ ВРАЩЕНИЯ ИХ РОТОРОВ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования (ФГБОУ ВО) "Московский Авиационный Институт (Национальный Исследовательский Университет)" (МАИ)

Аделия Юрьевна Бурова, соискатель
Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Рассмотрены вопросы, связанные с математическим моделированием зависимостей тяги турбореактивных двухконтурных двигателей от частот вращения их роторов. Приведены формулы зависимостей тяги таких двигателей от этих частот.

The problems associated with mathematical modeling of the thrust dependence of turbojet two-circuit engines on the rotational speed of their rotors are considered. The formulas of dependencies of the thrust of these engines from these frequencies.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, тяга, разнотяговость, частота вращения ротора низкого давления, частота вращения ротора высокого давления.

Keyword: turbojet engine, thrust, thrust asymmetry, low pressure rotor speed, high pressure rotor speed.

Одним из резервов повышения безопасности полёта двухдвигательного самолёта с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) при возникающей несимметричной тяге до сих пор остается возможность минимизации разнотяговости таких двигателей в многомерной постановке задачи автоматического контроля асимметрии тяги однотипных ТРДД [1]. Зависимость этой разнотяговости от тяги таких ТРДД формализовано в виде модуля конечной разности тяги одного из них и тяги другого ТРДД [2]. Многомерная постановка задачи автоматического контроля их разнотяговости предполагает зависимость тяги каждого из них сразу от двух параметров тяги (замеряемых параметров тяги) [3]. В качестве таких параметров можно и должно использовать частоты вращения роторов низкого давления (НД) и компрессора высокого давления (КВД). Однако зависимость тяги ТРДД от частот вращения сразу двух его роторов еще не формализовано.

Целью исследования является поиск решения задачи зависимости "разнотяговости" двух ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от частот вращения их роторов.

Материал и методы исследования

Материалом исследования являются результаты стендовых испытаний однотипных ТРДД в условиях серийного производства на заводе-изготовителе в режимах "Взлёт", "Крейсерский 1", "Крейсерский 2". Методами исследования являются методы математического и программного моделирования функционирования ТРДД в разных режимах его работы.

Результаты исследования и их обсуждение

Как известно, зависимости тяги ТРДД R_{TRDD} от частоты вращения его ротора НД n_1 и тяги ТРДД R_{TRDD} от частоты вращения его ротора КВД n_2 можно и должно формализовать в форме параболических уравнений вида:

$R_{TRDD}=A_1\cdot(n_1)^2$ и $R_{TRDD}=A_2\cdot(n_2)^2$

с коэффициентами A_1 и A_2 [2].

Будем полагать, что зависимость тяги двух ТРДД от частот вращения сразу двух его роторов можно и должно формализовать в виде эллиптического уравнения с коэффициентами J_1, J_2:

$$R_{TRDD}=J_1(n_1)^2+J_2(n_2)^2, \quad (1)$$

где знак "+" обозначает, что каждая из частот вращения способствует усилению тяги и их влияние на уровень тяги суммируется, а не противоречит друг другу. Причём, одному фиксированному значению тяги R_{TRDD} соответствует совокупность всех точек n_1 и n_2, то есть четверть эллипса. А совокупности разных значений тяги соответствуют точки с координатами (R_{TRDD}, n_1, n_2), расположенные на четверти поверхности параболоида вращения. А в горизонтальном сечении этой четверти параболоида расположена четверть эллипса, совокупность точек которого соответствует конкретным фиксированным значениям тяги R_{TRDD}.

Согласно каноническому уравнению параболоида:

$$R_{TRDD}=J_{1TRDD}(n_1)^2+J_{2TRDD}(n_2)^2$$

параметры тяги ТРДД в режиме "ВЗЛЁТ" ("TAKEOFF") имеют следующие соотношения:

при $n_2=0$, $R_{TAKEOFF}=J_{1\,TRDD}(n_{1\,BALANCE})^2$,
откуда $J_{1\,TRDD}=R_{TAKEOFF}/(n_{1\,BALANCE})^2$;

Соответственно, при $n_1=0$, $J_{2\,TRDD}=R_{TAKEOFF}/(n_{2\,BALANCE})^2$

Причём, $n_{1\,BALANCE}$ и $n_{2\,BALANCE}$ - полуоси эллипса годографа функции, а координаты его точки ($n_{1\,TAKEOFF}$ и $n_{2\,TAKEOFF}$);

если $n_2\neq0$ при $n_1\neq0$, то

$R_{TAKEOFF}=J_{1\,TEST}(n_{1\,TAKEOFF})^2$ и $J_{1\,TEST}=R_{TAKEOFF}/(n_{1\,TAKEOFF})^2$;

если $n_1\neq0$ при $n_2\neq0$, то и $J_{2\,TEST}=R_{TAKEOFF}/(n_{2\,TAKEOFF})^2$;

Значения $R_{TAKEOFF}$, $n_{1\,TAKEOFF}$, $n_{2\,TAKEOFF}$ для режима "ВЗЛЁТ" ("TAKEOFF") известны по результатам испытаний статистической выборки однотипных ТРДД на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе.

Согласно каноническому уравнению эллипса:

$$(n_{1\,TAKEOFF})^2/(n_{1\,BALANCE})^2+(n_{2\,TAKEOFF})2/(n_{2\,BALANCE})2=1; \quad (2)$$

$$(n_{1\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{2\,BALANCE})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{1\,BALANCE})^2= =(n_{1\,BALANCE})^2\cdot(n_{2\,BALANCE})^2; \quad (3)$$

Причём, $n_{1\,TAKEOFF}/n_{2\,TAKEOFF}=tg(A_{TEST})=n_{1\,BALANCE}/n_{2\,BALANCE}$, то есть,

$$n_{2\,BALANCE}=n_{1\,BALANCE}/tg(A_{TEST});$$

$$(n_{1\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{2\,BALANCE})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{1\,BALANCE})^2- -(n_{1\,BALANCE})^2\cdot(n_{2\,BALANCE})^2=0; \quad (4)$$

$$[(n_{1\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{1\,BALANCE})^2]/tg^2(A_{TEST})+ +(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot(n_{1\,BALANCE})^2-[(n_{1\,BALANCE})^2]^2/tg^2(A_{TEST})=0; \quad (5)$$

$$(n_{1\,BALANCE})^2\cdot[(n_{1\,TAKEOFF})^2/tg^2(A_{TEST})+ +(n_{2\,TAKEOFF})^2-(n_{1\,BALANCE})^2/tg^2(A_{TEST})]=0; \quad (6)$$

Поскольку $n_{1\,BALANCE}\neq0$, $(n_{1\,TAKEOFF})^2/tg^2(A_{TEST})+ +(n_{2\,TAKEOFF})^2-(n_{1\,BALANCE})^2/tg^2(A_{TEST})=0$; (7)

$$(n_{1\,TAKEOFF})^2/tg^2(A_{TEST})+(n_{2\,TAKEOFF})^2=(n_{1\,BALANCE})^2/tg^2(A_{TEST}); \quad (8)$$

$$(n_{1\,TAKEOFF})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot tg^2(A_{TEST})=(n_{1\,BALANCE})^2; \quad (9)$$

$$n_{1\,BALANCE}=\sqrt{(n_{1\,TAKEOFF})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot tg^2(A_{TEST})}; \quad (10)$$

$$n_{2\,BALANCE}=\sqrt{(n_{1\,TAKEOFF})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot tg^2(A_{TEST})}/tg(A_{TEST}); \quad (11)$$

Проверка: если $n_{1\,TAKEOFF}=n_{2\,TAKEOFF}=n_n$, то $tg(A_{TEST})=1$ и $n_{1\,BALANCE}=n_n\cdot\sqrt{2}=n_{2\,TAKEOFF}\sqrt{2}$, а $n_2=n_n\cdot\sqrt{2}=n_{2\,TAKEOFF}\sqrt{2}$, что соответствует условию $n_{1\,TAKEOFF}=n_{2\,TAKEOFF}$.

Т.к. $tg(A_{TEST})=n_{1\,TAKEOFF}/n_{2\,TAKEOFF}$, то

$$n_{1\,BALANCE}=\sqrt{(n_{1\,TAKEOFF})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot tg^2(A_{TEST})}= =\sqrt{2}(n_{1\,TAKEOFF})^2=n_{1\,TAKEOFF}\cdot\sqrt{2}; \quad (12)$$

$$n_{2\,BALANCE}=\sqrt{(n_{1\,TAKEOFF})^2+(n_{2\,TAKEOFF})^2\cdot tg^2(A_{TEST})}/tg(A_{TEST})= =n_{2\,TAKEOFF}\cdot\sqrt{2}; \quad (13)$$

Т.к. $R_{TAKEOFF}=J_{1\,TRDD}\cdot(n_{1\,BALANCE})^2$, то

$J_{1\,TRDD}=R_{TAKEOFF}/(n_{1\,BALANCE})^2=R_{TAKEOFF}/[2\cdot(n_{1\,BALANCE})^2]$;

Т.к. $R_{TAKEOFF}=J_{2\,TRDD}\cdot(n_{2\,BALANCE})^2$, то

$J_{2\,TRDD}=R_{TAKEOFF}/(n_{2\,BALANCE})^2=R_{TAKEOFF}/[2\cdot(n_{2\,TAKEOFF})^2]$;

$$R_{TRDD}=J_{1\,TRDD}\cdot(n_1)^2+J_{2\,TRDD}\cdot(n_2)^2= =[(n_1)^2\cdot R_{TAKEOFF}]/[2\cdot(n_{1\,TAKEOFF})2]+[(n_2)^2\cdot R_{TAKEOFF}]/[2\cdot(n_{2\,TAKEOFF})^2];$$

$$R_{TRDD}=[(0{,}5\cdot R_{TAKEOFF})/(n_{1\,TAKEOFF})^2]\cdot(n_1)^2+ +[(0{,}5\cdot R_{TAKEOFF})/(n_{2\,TAKEOFF})^2]\cdot(n_2)^2; \quad (14)$$

$$R_{TRDD}= 0,5\cdot R_{TAKEOFF}\cdot[(n_1/ n_{1\ TAKEOFF})^2+(n_2/(n_{2\ TAKEOFF})2]. \quad (15)$$

Таким образом, зависимость разнотяговости ΔR_{TRDD} двух двигателей, тяга одного из которых R_{TRDD} зависит от частот вращения его роторов n_1 и n_2, а тяга другого R_{TRDD}^* зависит от частот вращения его роторов n_1^* и n_2^*, можно и должно формализовать следующим образом:

$$\Delta R_{TRDD} =|R_{TRDD}-R_{TRDD}^*| = |[J_1(n_1)^2+J_2(n_2)^2] - [J_1(n_1^*)^2+J_2(n_2^*)^2]| =$$
$$=|J_1(n_1)^2+J_2(n_2)^2-J_1(n_1^*)^2-J_2(n_2^*)^2|=|J_1(n_1)^2-(n_1^*)^2]+J_2[(n_2)^2-(n_2^*)^2]|=$$
$$=|J_1(n_1-n_1^*)(n_1+n_1^*)+ J_2(n_2-n_2^*)(n_2+n_2^*)| \quad (16)$$

Следует учитывать, что разнотяговость может привести к созданию в процессе полета самолета нежелательных боковых сил и моментов, выводящих его с курса и в нежелательном случае приводящих к аварии. Но боковые силы и моменты могут быть скомпенсированы путем ликвидации либо оптимизации разнотяговости автоматической системой управления. Главное - это повлиять на нужный параметр, который достаточно надежно фиксируется системой измерения самолета.

Разнотяговость может возникнуть из-за различных причин. Эти причины, как правило, внешние. Они возникают в процессе полёта. Но, чтобы эти причины были "чистыми" для анализа и выработки последовательных действий автоматической системы управления, необходимо иметь максимальную информацию о самом самолёте. Эта информация добывается в процессе глубокого тестирования его параметров на стадии его создания в цехах и испытательных стендах. На заводе-изготовителе проводятся жёсткие исследования характеристик. При этом выстраиваются закономерности управляющих факторов в виде статистических распределений, и двигатели, в соответствии с нормативными ограничениями, могут быть либо приняты, либо отбракованы или отправлены на переборку. Таким образом, главное - это выбрать эти управляющие факторы и определить последовательность их замеряемых значений.

Рассмотрим этот вопрос с точки зрения технической постановки и с точки зрения эксплуатационных особенностей. Возникновение разнотяговости и асимметрии тяги двух ТРДД силовой установки самолета во время взлета и набора высоты компенсируется, как правило, повышением тяги другого ТРДД. Их разнотяговость и асимметрию тяги контролирует и компенсирует система автоматического управления. При этом фиксируется двигатель с недостающей тягой. В камеру сгорания двигателя впрыскивается больше топлива и энергетика повышается. Увеличивается энтальпия перед турбиной и ее вращение ускоряется. Соответственно ускоряется компрессор. Его вращение связано с вращением турбины, которая закреплена на одном с ним валу. Если схема двухвальная, то вращаются и ускоряются две турбины, находящиеся на разных валах. Угловые скорости вращения этих турбин, а значит и компрессоров также соответственно одинаковы. На практике удобнее отслеживать изменение именно угловых скоростей, а точнее чисел оборотов вращения роторов ТРДД n_1 и n_2. Расход от впрыска дополнительного топлива, что является причиной повышения числа оборотов, измерять сложно, тем более контролировать в процессе полёта. Пилоту комфортнее смотреть на датчики оборотов, которые дают показания с высокой точностью. Тем более система автоматического управления получает более точные значения именно от датчиков оборотов, с которыми удобно работать в автоматическом режиме. Таким образом, физическая постановка задачи сводится к определению числовых значений оборотов и пересчету их на тяговые усилия.

Само определение зависимостей тяги от числа оборотов практически невозможно. Очень много входящих факторов делают эту задачу многопараметрической. А зачастую предсказать простыми рассуждениями эту зависимость невозможно. Поэтому на практике для каждого двигателя на заводе-изготовителе в испытательных цехах определяют эту зависимость экспериментально. Это дроссельная характеристика. Ею пользуются для определения прямых значений тяги в зависимости от числа оборотов ротора компрессора. По значениям чисел оборотов определяют в дальнейшем режим работы. Если имеется отличие от установленных экспериментально, то есть появляется разнотяговость, то дефект по оборотам ликвидируется.

(Развитие темы в следующем номере)

Предложенное решение задачи формализации зависимости разнотяговости ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта от частоты вращения их роторов можно и должно считать первоосновой математической модели метода минимизации разнотяговости и асимметрии тяги однотипных ТРДД. [4,5]. Формула зависимости тяги каждого из них от частот вращения РНД и ротора КВД позволяет оценить совокупное влияние изменений частот вращения его роторов на изменение тяги ТРДД. Выведенная на основе этой формулы искомая формула зависимости разнотяговости двух ТРДД от частот вращения РНД и ротора КВД учитывает взаимное влияние изменений частот вращения таких роторов ТРДД на изменение их разнотяговости при построении вычислительных алгоритмов метода минимизации "разнотяговости" и асимметрии тяги однотипных ТРДД по обеим формулам для повышения безопасности полета с несимметричной тягой такого самолёта во время взлёта и при наборе им высоты.

Следует иметь в виду, что анализ, аналогичный приведенному в данной статье, несомненно будет иметь весьма важное значение при перспективном курсе на размещение на борту распределённых силовых установок у самолёта с электрическим приводом. При этом, принципы, на которых строится анализ, свободно могут быть распространены и на число двигателей большее двух. Для самолёта с распределённой силовой установкой парирование разнотяговости множественных силовых приводов весьма конкретна и практична.

Литература

1. Бурова А.Ю. Авиационные ТРДД и ТРДДФ - программа-прогноз на средне-срочную перспективу развития методов их модернизации и глубокого тестирования для минимизации "разнотяговости" и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ самолётов ГА и ВВС // Фундаментальные исследования. - 2014. - № 12 (часть 9). - С. 1862-1872.

2. Дворниченко В.В. Методология решения проблемных вопросов технической и лётной эксплуатации самолётов ГА и их ТРДД на стандартном и криогенных топливах с минимизацией "разнотяговости" ТРДД "на крыле": дис. ... докт. техн. наук. - М.. 2006. - 627 с.

3. Дворниченко В.В., Бурова А.Ю. Глубокое тестирование турбореактивных двигателей методами математической статистики для повышения их соответствия нормативам ICAO // Вестник Московского авиационного института. - 2011. - Т. 18, № 3. - С. 116-127.

4. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией "разнотяговости" для повышения безопасности полётов // Фундаментальные исследования. - 2015. - № 11 (часть 7). - С. 1343-1351.

5. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Формализация принципа работы системы автоматического управления силовой установкой самолёта в полёте при асимметрии тяги его турбореактивных двухконтурных двигателей с минимальной "разнотяговостью" // Фундаментальные исследования. - 2017. - № 11-2. - С. 311-319.

Связь с автором: : frambe@mail.ru

"ОЛДТАЙМЕР-ГАЛЕРЕЯ" 2018 ГОД

(Окончание. Начало в № 3-4 - 2018)

Александр Иванович Бажанов, академик Международной инженерной академии

Автолестинца АЛГ-17(51А) модель ЛЧ (1958 год)

С 1958 года было изготовлено несколько модификаций АЛГ-17(51), отличавшихся типом привода на выдвижение и поворот колен лестницы. Автолестницы произведены Новоторжским заводом противопожарного оборудования, по проекту, разработанному конструкторским коллективом Особого конструкторского бюро № 7 под руководством В.А. Лукина.

В 1958 году изготовлена модель ЛТ с ручным приводом механизмов. Серийно не выпускалась в связи с техническими недостатками конструкции и трудоёмкостью ручных операций по выдвижению и повороту лестницы.

В 1961 году малой партией выпускалась автолестница модели ЛХ, имевшая механический и ручные приводы для выдвижения и поворота лестницы. Ручной привод применялся в случае аварийной ситуации при невозможности использовать основной привод - механический. Это техническое решение применялось во всех последующих моделях автолестниц. Отказ от массового выпуска модели АЛМ-17(51А)ЛХ обусловлен переходом Новоторжского завода противопожарного оборудования на выпуск новых моделей автолестниц с современным типом привода.

Основную часть выпущенных автолестниц такого типа составляла модель АЛГ-17(51А) модели ЛЧ, имевшей гидравлический привод механизмов. Благодаря применению гидравлики достигалась лёгкость и плавность управления, механизмы предохранялись от перегрузок. Заводские испытания проведены в феврале 1961 года. Серийный выпуск начат с 1963 года. Всего за период 1963 -1967 годов выпущено 187 единиц автолестницы.

Выпуск советской промышленностью такого типа пожарных автолестниц был обусловлен, прежде всего, огромный размахом типового жилищного строительства и гигантской потребностью в недорогой пожарной технике для работы на высотах типовой застройки того времени (4-5 этажей).

Благодаря простоте и надёжности конструкции, удачному шасси, автолестница пользовалась любовью пожарных и водителей, прослужила несколько десятилетий. Ещё в начале XXI века эти автолестницы можно было встретить на боевом дежурстве в небольших городах российской глубинки.

В знак признательности и уважения профессионалов эти автолестницы встали на пьедестал. Памятники этой автолестнице можно встретить в Москве, Туле, Сарове и некоторых других городах.

В 1973 году автолестница модели ЛЧ принимала участие в съёмках совместной советско-итальянской комедии режиссёра Эльдара Рязанова "Невероятные приключения итальянцев в России". В съёмке уникального трока с автолестницей был использован доработанный экземпляр автолестницы, механизмы которой позволили комплекту колен выдвигаться в движении (что для боевых автолестниц категорически запрещалось действующими "Правилами техники безопасности"). Трюк удался.

Пожарная автоцистерна АЦП-20(63)19М (1963 год)

Пожарная автоцистерна АЦП-20(63)19М предназначалась для доставки боевого расчёта и запаса огнетушащих веществ к месту пожара. Явилась дальнейшей модернизацией пожарной автоцистерны ПМГ-19 и выпускалась серийно Варгашинским заводом противопожарного оборудования с 1963 года. Буква "П" в обозначении автоцистерны указывает на используемое в её конструкции шасси повышенной проходимости. Со временем от этого обозначения отказались. Автомобиль предназначался для тушения пожаров в сельской местности и на сельскохозяйственных предприятиях.

Боевой расчёт пять человек. Ёмкость цистерны для воды - 950 л, бака для пенообразователя - 105 л. Пожарный насос ПН-20Л производительностью 20 л/с.

Серийный выпуск автоцистерны АЦП-20(63)19М прекращён в 1968 году в связи с освоением Варгашинским заводом противопожарного оборудования модели АЦ-30(53А)106. За пять лет выпуска завод изготовил 5710 автоцистерн этой марки. До наших дней сохранилось достаточно много таких автомобилей, отдельные экземпляры установлены как памятники, например, в Москве на улице Бориса Галушкина у фасада Академии государственной противопожарной службы МЧС России.

International Harvester B120 (1960 год)

Шведская пожарная машина 1960 года выпуска на шасси американского полноприводного грузовика с 750-литровой цистерной и насосом производительностью 30 литров в минуту, установленном спереди. Все пожарное оборудование изготовлено фирмой Henrikssons Brandredskap.

Автомобиль с 1995 года нёс службу в пожарной части карельского города Костомукша, в 2005 году был списан, продан в частные руки и затем отреставрирован до первоначального состояния.

Magirus-Deutz 150 D10 (1964 год)

Пожарная техника всегда была главной в производственной программе немецкой фирмы Magirus, ведущей историю с 1866 года. Фактически имя Magirus стало синонимом добротного и качественного немецкого пожарного автомобиля. Фирма начала также с изготовления противопожарного оборудования - насосов, лестниц, пожарных линеек. В 1903 году появился и первый пожарный автомобиль марки Magirus, а в 1916 году начался выпуск грузовиков. К этому времени фирма уже освоила собственное производство ходовой части и моторов, но использовала двигатели и других фирм, например, Maybach.

В конце 30-х годов имя Magirus ненадолго исчезло из-за слияния с концерном Klockner- Humboldt-Deutz. Пожарные машины стали выпускаться под маркой Klockner-Deutz, но после войны название сменилось на Magurus-Deutz. Компания Magirus-Deutz благополучно просуществовала 30 послевоенных лет, но к середине 70-х годов XX века, из- за экономического кризиса, столкнулась с серьёзными трудностями.

Спасение пришло из Советского Союза, выкупившего практически все самосвалы и грузовики, выпущенные Magirus-Deutz примерно за два-три года. Большая часть автомобилей отправилась строить БАМ и работать в Сибири, но встречались они и на московских и подмосковных автобазах, где обслуживали стройки многочисленных объектов будущей 0лимпиады-80. Примерно тогда же в пожарных частях больших городов появились автолестницы марки Magirus-Deutz. Окончательно судьба Magirus-Deutz определилась в 1975 году, когда итальянский FIAT, создавая общеевропейский концерн по производству грузовиков IVECO, выкупил эту немецкую компанию.

Лёгкий паровой насос-привод Вэлиант Мерриуэзер (1892 год)

Паровой насос Вэлиант (Valiant) разработан и изготовлен английской компанией Мерриуэзер (Merryweather), известным Британским производителем пожарной техники. Благодаря небольшой массе - 280 кг без тележки, что по сравнению с другими паровыми насосами было много меньше, он называется лёгким. Для удобства транспортировки насос оснащён тележкой на двух колёсах. Мощность парового двигателя составляла 6 л.с., что позволяло прокачивать 450 л/мин.

ТОННЕЛИ НА МОНЕТАХ

Андрей Викторович Барановский

Говорят, что император Австро-Венгрии Франц-Иосиф настолько любил железнодорожные тоннели, что на равнинных областях его империи создавались подобия их из местных или привезённых строительных материалов. Хотя в Австро-Венгрии и реальных железнодорожных тоннелей хватало. Отдал должное самим тоннелям и технологиям их проходки и Венский монетный двор.

Его монета "Строительство туннеля" стала победителем двух международных конкурсов. Московского под названием "Монетное созвездие-2014" и конкурса, проводимого одним из крупнейших в мире издательств, специализирующихся на выпуске ежегодных справочников по монетам, "Краузе Пабликейшнз" (Krause Publications).

Австрия 25 евро прокладка туннелей аверс и реверс

Монета "Строительство тоннеля" номиналом 25 евро сделана из биметалла (серебро и ниобий) и имеет сложный рисунок. Аверс посвящен австрийскому методу прокладки тоннеля" (NATM), который начал использоваться в 1957 году. Он позволяет инженерам постоянно следить за горным массивом, пока бурильная машина проходит через различные массы горных пород. В зависимости от реакции горной толщи на прокладку тоннеля вносятся корректировки в процесс бурения. Поэтому давление и коэффициент нагрузки на горные породы становятся частью законченного инженерного дизайна.

Работающий по методу NATM бурильный агрегат для прокладки тоннеля помещён на голубом ядре монеты из ниобия. Его вращательное движение символизируется тремя стрелками, которые идут вверх и по кругу . Сдвоенный набор из трех прямых линий представляет собой схематическое изображение доступа воздуха в тоннель. Внешнее серебряное кольцо аверса изображает горы, в которых прорыт тоннель. На реверсе монеты в серебряном кольце представлено изображение рабочего с отбойным молотком в спецодежде, которая была распространена в конце XIX и начале XX века.

25 евро Австрия "150 лет железной дороге Земмеринг" аверс и реверс

В 2004 г. Австрия отчеканила биметаллическую монету из серебра и ниобия номиналом в 25 евро. Её выпуск был приурочен к 150-летиюжелезной дороги Зиммеринг . На реверсе монеты показан состав со старинным локомотивом, выходящим из горного тоннеля. На реверсе - современный электровоз и паровоз середины XIX века. В 2004 г.

Зиммеринг - первая высокогорная железная дорога в мире и соседившая Вену с морским портом Триест (ныне в Италии). Сам Земмеринг - это высокий перевал на этой дороге. В 1998 году эта железная дорога зачислена в список Мирового наследия ЮНЕСКО, как первая в мире высокогорная.

Строительство железнодорожной магистрали велось в 1848-1854 гг. по проекту архитектора Карла фон Гега. Хотя длина Земмеринг составляет 41 км, на её протяженности расположено 14 туннелей и (частично двухэтажных), а также 16 виадуков. Учитывая весьма сложный рельеф и значительные перепады высоты, является одним из выдающихся достижений гражданской инженерии XIX века. Дорога по-прежнему является полностью функционирующей и входит в австрийскую Южную железную дорогу.

Третья австрийская монета чеканки 1978 года с посвящена пуску в эксплуатацию автомобильного Арльбергского тоннеля. Она из серебра и имеет номинал в 100 шиллингов. Сам тоннель длиной 10 240 м строился более 4 лет и составляет единый комплекс с одноименным железнодорожным тоннелем, который был построен в конце XIX века. Автомобильный и железнодорожный тоннели на всем протяжении соединены между собой переходами, минимальное расстояние между которыми составляет 150 метров.

100 шиллингов АВСТРИЯ 1978. Арльбергский тоннель

В России тоннелям посвятили две монеты. Это золотая номиналом 25 рублей под названием "Байкальский тоннель". Она выпущена в 1994 г. и входит в серию "100 лет Транссибирской магистрали".

На монете "Байкальский тоннель" изображен один из сорока тоннелей, находящихся на так называемой Кругобайкальской железной дороге. Это отрезок Великого Сибирского Пути от станции Байкал до станции Мысовая протяжённостью 260 км. Участок магистрали от станции Байкал до станции Култук объявлен архитектурно-ландшафтным заповедником и взят под государственную охрану. Железная дорога используется в основном для перевозки туристов составами на паровозной тяге.

Байкальский тоннель золото Россия

Еще одна российская памятная монета, на которой изображен тоннель - серебряная номиналом 25 рублей посвящена 40-летию начала строительства БАМа.

Наибольшее количество монет связано с Евротоннелем, соединившем Францию и Англию под дном пролива Ла-Манш. Это серебряные французские двойного номинала 100 франков\15 экю, выпущенные в 1994 г. (тогда евро ещё не было). На аверсе монеты изображена схема прямого железнодорожного пути Париж-Лондон, а на реверсе - схема этого подводного сооружения, состоящего из двух железнодорожных и находящегося между ними технического тоннеля.

Франция тоннель под Ла-Маншем 15 экю серебро

Парижский монетный двор в 2013 году выпустил памятную серебряную монету номиналом 10 евро на которой изображены парижский "Северный вокзал" и лондонский "Санкт Панкрас". Эти вокзалы являются конечными точками экспресса "Евростар", курсирующего по подводному туннелю. На другой серебряной монете номиналом 10 евро изображен выход из Евротоннеля с экспрессами "Евростар".

Гибралтар Наполеон и тоннель

Гибралтар в 1993-1994 гг. выпустил серию из 10-ти монет из медно-ника-

Гибралтар 21 экю

14 экю ГИБРАЛТАР 1994
Тоннель под Ла-Маншем

левого сплава и драгоценных металлов, посвященных Евротуннелю. Затронута и его история - на одной из монет помещен портрет Наполеона. А дело в том, что именно при нём был составлен первый проект строительства туннеля между материком и Туманным Альбионом.

Несколько стран на монетах, посвященных своим железным дорогам, разместили составы с паровозами и современными локомотивами в момент выхода их из тоннеля. Это албанские медно-никелевые 5 лек и серебряные 50 лек с одинаковым рисунком (на реверсе изображен паровоз, на аверсе - электровоз). Монеты отчеканены по поводу 42-летия албанских железных дорог - дата, скажем так, весьма необычная.

На монете острова Джерси, входящего в состав Великобритании и имеющего право чеканить собственную монету, номиналом 5 фунтов, изображен довоенный поезд, выезжающий из тоннеля.

Такая горная страна как Швейцария посвятила несколько монет только одному тоннелю - Сен-Готардскому, связавшему Швейцарию и Италию. Первый раз это случилось, когда в 1982 г. праздновалась вековая годовщина Готардского железнодорожного туннеля. Это медно-никелевые 5 франков. Монета отличается абстрактным изображением этого тоннеля.

Швейцария 100 лет Готтардскому туннелю 1992

Второй раз в 2016 г., когда был пущен в эксплуатацию новый железнодорожный тоннель, кстати, на сегодняшний день самый длинный в мире, были отчеканены монеты номиналом 50 швейцарских франков из золота 20 франков серебра. На реверсе их показан тоннель и локомотив. Упомянутый выше "Краузе Паблик-кейшнз" назвал лучшей монетой 2016 г., которая отображает современные события, как раз эту серебряную монету в 20 швейцарских франков.

Швейцария Готтардский туннель

А международное банкнотное сообщество назвало банкноту в 10 швейцарских франков с Готардским железнодорожным тоннелем, самой красивой банкнотой мира 2017 года.

Швейцария банкнота 10 франков Сен-Готард

Раз уж речь пошла о банкнотах с изображением железнодорожных тоннелей, то нельзя не упомянуть пакистанские 5 рупий, бывшие в обращении в 1984-1999 годах. На них изображен вход в двухпутный тоннель Ходжак длиной 3 912 метров, расположенный на высоте около 2 километров на дороге между Кветтой и Кандагаром. Тоннель спроектирован английскими специалистами в середине XIX века в связи с подготовкой к войне с Афганистаном и возможной угрозой российской экспансии в британскую Индию. Он построен за три года и открыт в 1891 году после Второй англо-афганской войны.

Германия в 2011году серебряными 10 евро отметила столетие старого автомобильно-пешеходного туннеля под Эльбой в Гамбурге.

Пакистан 5 рупий 1984-99 г Железнодорожный тоннель

Старый тоннель под Эльбой в Гамбурге - один из самых старых подводных тоннелей Европы, памятник инженерной мысли начала XX века, функционирующий до настоящего времени.

Строительство тоннеля было связано с тем, что в конце XIX века Гамбургский грузовой порт, располагавшийся на правом берегу Эльбы, перестал справляться с объёмом перегружаемых грузов и его начали расширять за счёт территорий, находящихся на противоположной стороне Эльбы - в районе Штайнвердер.

Отсутствие удобного пути к рабочим площадкам вызывало серьёзную социальную напряжённость. Существующие паромы всё хуже и хуже справлялись с постоянно увеличивающимся пассажиропотоком. Произошло несколько несчастных случаев, связанных со столкновениями паромов и морских судов. Всё это стало одной из основных причин забастовки докеров 1896 года и в 1901 году гамбургский Сенат принял решение о строительстве тоннеля под руслом реки по примеру туннеля под рекой Клайд в Глазго. Было выбрано одно из самых узких мест Эльбы - протяжённость туннеля составила 426,5 метров. Само строительство заняло около 4 лет и к 1911 году работы были завершены.

В 1970-е годы с введением в строй нового восьмиполосного автомобильного тоннеля под Эльбой значение старого тоннеля стало уменьшаться и перешло скорее в инженерно-историческую плоскость. Но и сейчас тоннель выполняет транспортную функцию. Ежегодно с его помощью Эльбу пересекает 220 тысяч автомобилей, 60 тысяч велосипедов, 700 тысяч пешеходов.

Японская медно-никелевой монетой чеканки 1988 г. номиналом в 500 йен посвящена открытию тоннеля Сэйкан (переводится как "Величественное зрелище"). Он проходит под дном Сангарского пролива между островами Хонсю и Хоккайдо на линии скоростной железной дороги Синкансэн.

Япония 100 йен 1988 Тоннель Сэйкан

Длина тоннеля 53,85 км с подводным фрагментом длиной 23,3 км. Тоннель опускается на глубину около 240 метров, на 100 метров ниже уровня морского дна. Это самый глубоко залегающий под морским дном и второй по длине железнодорожный тоннель в мире после тоннеля Каммон, соединяющего острова Хонсю и Кюсю под проливом Каммон.

И в заключение про канадскую серебряную монету серии "Привидения Канады". Монета посвящена призраку кондуктора, который, начиная с 1928 года, появляется в железнодорожных тоннелях Ванкувера. Очевидцы рассказывают, что у кондуктора нет головы, но все как один запомнили его сверкающие глаза. Номинал монеты - 25 канадских центов, металл - трехслойный никелевый сплав, покрытый сталью.

На реверсе монеты находится голографическое изображение безголового кондуктора в темном железнодорожном тоннеле. В правой поднятой руке кондуктора он держит керосиновый фонарь. При изготовлении монеты использована специальная технология: благодаря линзам, при наклоне монеты, изображение на ней изменяется - свет фонаря озаряет своды тоннеля и загораются глаза кондуктора.

Канада 25 центов приведение-кондуктор 2015

УДК 94(470.5)"1927/1939"

РАЗВИТИЕ СОВЕТСКОГО ТАНКОВОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ В 1930-Е ГОДЫ

Никита Николаевич Мельников, к.ист.н., доцент, старший научный сотрудник Института истории и археологии УрО РАН

Работа выполнена по Комплексной программе УрО РАН "Развитие военно-промышленного комплекса Урала и его базовых отраслей в советский период истории России" № 18-6-6-17.

В годы первых пятилеток советская власть инициировала большую танкостроительную программу. На вооружение были приняты различные модели танков. От малых плавающих до сверхтяжелых. Но специального танкового двигателя создать не получилось. В статье раскрыты основные проблемы развития соеветского танкостроения в 1930–е гг.

In the 1930s, the Soviet government initiated a large tank–building program. The arms were taken models of tanks from floating to extra heavy. But a special tank engine to create failed. The article reveals the main problems of the Soviet tank building development in the 1930s.

Ключевые слова: Двигатель, танк, промышленность, Халепский, военпром.

Keyword: Engine, tank, industry, Chalupsky, voenprom.

В течение 1920-х гг. молодая советская власть начала создание собственной, самостоятельно функционирующей танковой промышленности. Для успешного развития новой отрасли военпрома необходимо было, в том числе, организовать двигателестроение, поскольку существующие серийные силовые агрегаты не могли успешно применяться для бронетехники, которая должна была появиться впоследствии.

Рис. 1 Первый советский серийный танк Т-18 (МС-1)

В 1927-1928 гг. ленинградский завод "Большевик" начал выпускать первый советский серийный танк е, оснащенный 35-сильным мотором конструкции А.А. Микулина. В 1930 г. удалось повысить мощность этого двигателя, но не значительно - до 40 л.с. К тому времени на заводе "Большевик" уже существовало производство авиационных моторов и тракторов, что в значительной степени оправдывало выбор площадки для танкостроения. В октябре-ноябре 1927 г. появилась целая серия решений о строительстве на заводе нового цеха для выпуска танков, тракторов и авиамоторов - ввиду того, что в существующие заводские мощности новое производство не вписывалось. Строительство затянулось до конца 1929 г., поэтому временно изготовление и сборка моторов и танков по большей части производились в старых цехах на оборудовании, износ которого достигал 50 % и более. В 1927-1928 хозяйственном году (х.г.) предприятие изготовило 23 танка, а в следующем хозяйственном году завод "Большевик" должен был выпустить еще 85 Т-18. В целом программа 1928-1929 х.г. была выполнена, но с запозданием на несколько месяцев [5, с. 358-359].

По планам к выпуску этого танка должен был подключиться Сталинградский тракторный завод (СТЗ), но не ранее 1932 года. Поэтому в апреле 1928 г. было принято решение развернуть временное изготовление Т-18 и двигателей к нему на Мотовилихинском машиностроительном заводе (бывший пушечный завод), который обладал свободными производственными площадями [5, с. 161-163]. Но Мотовилихинский завод ввиду "малочисленности технического персонала по танкостроению" не смог справиться с возложенным на него заданием [5, с. 358-361]. За все годы на нем было выпущено несколько десятков машин, а все двигатели поставлял "Большевик". Точка в истории танкового производства на этом заводе была поставлена только в мае 1931 г. на совещании в Реввоенсовете: "Больше танковых заказов на Мотовилиху не давать" [5, с. 545-546].

Рис. 2 Иннокентий Андреевич Халепский

Силовой агрегат Т-18 до конца 1920-х гг. был фактически единственным серийным танковым двигателем. Дальнейшее развитие танкостроения без появления новых серийных моторов было невозможно, но как раз отечественное моторостроение находилось в крайне неразвитом состоянии.

Начальник Управления моторизации и механизации (УММ) Рабоче-Крестьянской Красной армии (РККА) И.А. в ноябре 1929 г. указывал на тот факт, что планируемая материально-техническая база тракторостроения полностью не соответствует задачам "танко-тракторного вооружения армии", поскольку "мощности моторов и скорости движения тракторов ни в какой мере не отвечают тактическим требованиям моторизированных частей". В качестве основной меры, позволявшей преодолеть эту проблему в будущем, начальник УММ предлагал, ссылаясь на опыт США, создавать специальные моторные заводы, помимо существующих тракторных. По его мнению, это позволяло успешно повышать мощность моторов. Именно такой подход он наблюдал во время

Рис. 3 Общевойсковой танк Т-26

своих командировок в Соединенные Штаты [5, с. 380-382]. Но это была относительно далекая перспектива. Советскому руководству хотелось получить большое количество готовых танков прямо сейчас.

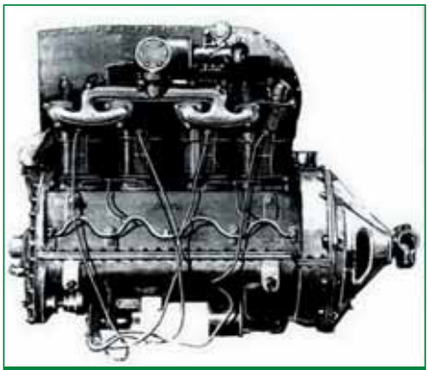


Рис. 4 Двигатель танка Т-26

История дальнейшей модернизации Т-18 и попытки создать на его основе новую модель продолжения не имели. Собственные танкостроительные и конструкторские ресурсы развивающейся советской индустрии оставались крайне слабыми. Выход был найден в закупке новых образцов бронетехники в странах Запада. За рубеж в течение 1930-1931 гг. было сделано несколько поездок, в том числе под руководством И.А. Халепского в Соединенные Штаты (где он ранее неоднократно бывал по вопросам автомобиле- и тракторостроения), начальника инженерно-конструкторского бюро по танкам С.А. Гинзбурга в Великобританию и другие [3, с. 127, 135]. Результатом этих путешествий стал процесс разработки и принятия на вооружение новых моделей советских танков. В течение 1931-1933 гг. советская промышленность начала освоение серийного производства нескольких видов броневых машин, частично или полностью основанных на импортных образцах.

Рис. 5 Разведывательный танк Т-37А плавающего типа

Рис. 6 Танк качественного усиления Т-28

Рис. 7 Танк особого назначения Т-35

Рис. 8 Двигатель М-17

Практически сразу же обозначилась проблема слабости промышленной базы моторостроения. Готовых решений для запуска серийного производства двигателей различной мощности так и не появилось. Кроме мотора для танка Т-26. Эта машина полностью копировала английский танк "Виккерс 6-тонный" (или Vickers Mk. E). 28 мая 1930 г. между британской фирмой и советской стороной был подписан контракт на поставку в СССР 15 машин Мк.Е, которые закупались с полным комплектом технической документации и возможностью организации их серийного производства (в том числе двигателей) в Советском Союзе [1, с. 6-7, 9]. Изготовление этого танка и моторов к нему начал ленинградский завод "Большевик", который в течение 1931 г. должен был перейти с танка Т-18 на новую программу [5, с. 545]. Легкий Т-26 на протяжении 1930-х годов был единственным танком, имевшим собственный (танковый) мотор. На всю остальную советскую бронетехнику устанавливались авто- или авиадвигатели.

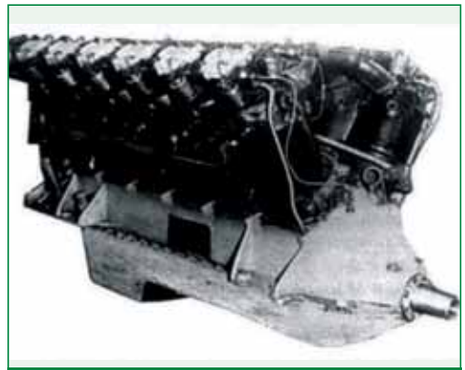


Рис. 9 Танковый двигатель М-17Т

Относительно легко проблема отсутствия танковых двигателей была решена для плавающих и тяжелых машин. Танки-амфибии (Т-37, Т-37А, Т-38) получили 40-сильный автомобильный двигатель ГАЗ-АА, производства Горьковского автомобильного завода. А на тяжелые машины (танк качественного усиления Т-28 и танк особого назначения Т-35) были установлены четырехтактные двенадцатицилиндровые V-образные авиационные моторы М-17 мощностью 450-500 л.с., адаптированные для установки в танк. Все эти модели танков требовали или достаточно дешевых силовых установок (ГАЗ-АА), или выпускались в крайне небольших количествах. За почти десятилетие производства Т-28 и Т-35 их было изготовлено всего около 500 и 60 штук соответственно. Следовательно, серьезного напряжения для производственных возможностей советского военпрома (или шире - для всего машиностроения СССР) плавающие и тяжелые машины не создавали.

Наибольшие трудности возникли при обеспечении моторной установкой танка серии БТ. БТ был полностью заимствован у американского конструктора Дж. Кристи. Всего в течение 1930-х годов в серийном производстве было освоено несколько модификаций БТ: БТ-2, БТ-5, БТ-7, БТ-7А и БТ-7М. Все эти модели обладали схожими характеристиками и отличались в основном конструкцией башни и установленным вооружением. За исключением последней модификации - она в конце 1930-х гг. получила долгожданный дизельный двигатель. Примечательно, что вооруженные силы США отказались использовать машину Кристи, посчитав, что этот танк не имеет перспективы. Но военному руководству СССР машина очень понравилась, и Харьковский паровозостроительный завод № 183 освоил выпуск быстроходного колесно-гусеничного оперативного танка БТ, который изготавливался вплоть до 1939 года и стал вторым по массовости советским танком (после Т-26), выпущенным до начала Великой Отечественной войны, - более 8 тыс. машин [2, с. 111].

Т-26 наименее требователен к мощности мотора, поскольку, помимо относительно небольшого веса - 6-10 тонн, его основной

Рис. 10. Оперативный танк БТ-5

задачей в бою была поддержка пехоты. Поэтому ему не нужно было развивать высокую скорость. В течение 1931-1933 гг. на танк ставились двигатели в 90 л.с., которые выпускал ленинградский завод им. Ворошилова (в 1932 г. танко-моторное производство завода "Большевик" было выделено в самостоятельный завод, который к началу Великой Отечественной войны назывался Ленинградский государственный завод № 174 имени К.Е. Ворошилова).

Совершенно по-другому обстояли дела с БТ, от которого требовались высокая скорость и маневренность. Быстроходный танк весом около 12-14 тонн, в отличие от гораздо более тяжелых Т-28 и Т-35 (25 и 50 тонн соответственно), требовал массового изготовления моторов. Объем ежегодного выпуска последних исчислялся несколькими десятками машин в год, тогда как БТ, исходя из установленных планов, должен был производиться по несколько тысяч ежегодно. Высокие эксплуатационные показатели быстроходного танка обеспечивались мощным 400-сильным мотором. В первый год серийного производства для установки на БТ были определены американские авиационные двигатели "Либерти" или советские М-5 (созданы на основе того же "Либерти" в начале 1920-х гг.). Это были не моторы, которые были изготовлены специально для танкостроения, а остатки того, что было в распоряжении авиационных ведомств. К тому же часть этих двигателей требовало ремонта. Силами ленинградского завода "Красный Октябрь" и Авиаремтреста было отремонтировано около 500 моторов. Но, поскольку для них отсутствовали запасные части, ремонт осуществлялся за счет демонтажа требуемых узлов и деталей с других моторов. [Такой двигатель будет запущен в серийное производство только в 1939 г. под маркой В-2, когда уже встанет вопрос о снятии с производства танка БТ (прим. авт.).]

Нужно учитывать, что проблема серийного выпуска силовых установок для БТ была во многом нивелирована провалом организации производства танков на ХПЗ. Впрочем, все танковые заводы в годы первых двух пятилеток СССР отличались срывом производственных планов. Ежегодный выпуск танков постоянно рос, но советское руководство желало видеть их количество в разы больше. Однако факт на лицо - быстроходный танк был запущен в серийное производство без двигателя, без подготовленной производственной моторной базы. А те двигатели, которые попадали на сборочный участок, зачастую были уже не новыми и требовали ремонта! В перспективе танк должен был получить разработанный специально для него дизель-мотор, но такого двигателя еще не было. Уже в 1933 г. советское руководство планировало перевести все отечественные танки на дизельные двигатели [6, с. 146-147]. Следовательно, для БТ все еще не была создана моторная база, как и отсутствовало понимание того, где и какие двигатели нужно производить [5, с. 718-719].

Впоследствии, вплоть до конца 1930-х гг., каждый год был наполнен ожиданиями появления серийного дизельного танкового двигателя. До его появления (в 1939 г.) все моторы для танков были бензиновые. Видимо до 1934 г. сталинское окружение еще надеялось получить долгожданный дизель-мотор, считая, что он вот-вот должен появиться. Но после снятия с производства М-5 (в 1933 г.), советским руководителям стало очевидно, что дальше производство БТ без моторной базы развиваться не может. Еще имелся запас М-5 в количестве 500-600 штук, но и его не хватало для покрытия всей программы по выпуску БТ. Поэтому в течение 1934 г. для установки в быстроходный танк доработали другой авиационный мотор - М-17. Однако он не мог спасти положение, поскольку единственный их изготовитель - Рыбинский авиамоторный завод № 26 имел в 1934 г. задание только на 300 танковых вариантов М-17, из которых 220 предназначалось для Т-28 и несколько штук для Т-35 [5, с. 308-322]. В дальнейшем положение было исправлено. Начиная со второй половины 1930-х гг. Рыбинский завод стал получать новые задания в части плана производства танковых модификаций М-17. И вплоть до запуска в серийное производство дизеля все модели советских танков (за исключением плавающих и Т-26) оснащались этим типом двигателя. Поэтому только в 1935 г. танк БТ получил относительно устойчивую моторную базу.

С течением времени все серийные модели танков имели тенденцию к увеличению своего веса, но их силовые установки или оставались прежними, или увеличивали свою мощность недостаточно. Двигатель Т-26 был полностью скопирован с английского аналога еще в момент начала производства. Во-первых, реальный вес Т-26 уже намного превзошел расчетные 6 тонн "Виккерса", поэтому "родной" двигатель уже не справлялся с возросшей массой боевой машины даже с учетом ее невысокой скорости. Во-вторых, в процессе освоения его производства конструкторами и технологами "был сделан ряд отступлений от оригинала, ухудшающих качество мотора. Это привело к систематическому обрыву клапанов и проседанию седел в цилиндрах, что выводило мотор из строя". В результате моторы не могли выдерживать предъявляемых требований: "Ни один двигатель, подвергнутый в январе-феврале месяцах 1937 г. длительным испытаниям [100 мото-часов на стенде и 200 часов на танке], не дал гарантийного срока работы, и приемка машин военведом была прекращена" [6, с. 678-679]. Следовательно, качество и надежность серийных двигателей для Т-26 было резко ниже их британских аналогов.

Силовые установки необходимо было менять практически на всех серийных машинах. Плавающие танки весили менее 3,5 тонн, на них устанавливались моторы мощностью в 40 л.с. Общевойсковой танк Т-26 весил в разные годы производства от 8 до более чем 10 тонн и оснащался 90-95-сильным мотором [4, с. 44, 85]. Нового, более мощного двигателя требовал сверхтяжелый Т-35, который оснащался таким же мотором, что и легкий БТ. Еще летом 1934 г. была осуществлена очередная поездка закупочной комиссии в Великобританию для приобретения новых образцов двигателей. Предполагалось, что в результате производства в СССР британских лицензионных моторов плавающий танк получит 90-сильный, а Т-26 - 120-130-сильный двигатели [6, с. 371-372]. Но и это начинание осталось нереализованным.

Таким образом, все отечественное танкостроение страдало от отсутствия должным образом развитой моторной производственной базы. На всем протяжении первых двух пятилеток сборочные заводы вынуждены были обходиться либо двигателями недостаточной мощности, либо суррогатами от авиационного моторостроения. В то же время ни одного нового бензинового двигателя, запущенного в серийное производство, так и не было создано. Основные усилия конструкторов были направленны на разработку совершенно нового типа силового агрегата - дизельного танкового двигателя. Следовательно, проблема, обозначенная начальником УММ И.А. Халепским еще в 1929 г., так и просуществовала всё последующее десятилетие. На этапе первых сталинских пятилеток так и не появилось ни одного специального предприятия, основной задачей которого была бы разработка и серийный выпуск силовых установок для бронетехники.

Литература

1. Коломиец М.В. Т-26. Тяжелая судьба легкого танка. - М.: Яуза, Стратегия КМ, ЭКСМО, 2007. - 128 с.
2. Полная энциклопедия танков мира. 1915-2000 гг. - Минск: Харвест, 2001. - 601 с.
3. Свирин М.Н. Броня крепка. История советского танка. 1919-1937. - М.: Яуза, Эксмо, 2005. - 384 с.
4. Солянкин А.Г., Павлов М.В., Павлов И.В., Желтов И.Г. Отечественные бронированные машины. XX век. Т. 1. 1905-1941 гг. - М.: Экспринт, 2002. - 448 с.
5. Становление оборонно-промышленного комплекса СССР (1927-1937). Т. 3. Часть 1 (1927-1932): Сборник документов/ Под ред. А.А. Кольтюкова. Отв. сост. Т.В. Сорокина. - М.: ТЕРРА - Книжный клуб, 2008. - 912 с.
6. Становление оборонно-промышленного комплекса СССР (1927-1937). Т. 3. Часть 2 (1933-1937): Сборник документов / Под ред. А.А. Кольтюкова. Отв. сост. Т.В. Сорокина. - М.: ООО "Издательство ТЕРРА", 2011. - 944 с.

Связь с автором: meln2011kit@gmail.com

БЕЗ ПОРШНЕЙ, ШАТУНОВ, КРИВОШИПОВ...

Станислав Святославович Сагаков

На сегодняшний день известны два вида беспоршневых тепловых двигателей, используемых в технике, - турбина и роторный двигатель. Турбина, обладая большей мощностью, проигрывает поршневым двигателям в крутящем моменте и расходе топлива. Двигатель Ванкеля компактнее и мощнее поршневых при почти таком же расходе топлива. Однако он имеет ряд недостатков, таких как трудности в уплотнении, сложная траектория вращения ротора, вследствие чего - небольшой ресурс работы и плохая экология из-за сложности организации рабочего процесса.

Главный тормоз в развитии поршневых двигателей - малоэффективное возвратно-поступательное движение поршня. Поэтому усилия изобретателей направлены на создание двигателя, близкого по силовым параметрам к турбине, но с расходом топлива, аналогичным поршневому. Интересно, что военно-воздушные силы США выделили огромные деньги на создание двигателя такого типа для беспилотных летательных аппаратов. Понятно, что в случае успеха он будет применяться во многих отраслях техники, например - в автопроме. И Билл Гейтс, не ожидая в обозримом будущем существенных успехов в телепортации, вложил большие деньги в разработку именно беспоршневого ДВС.

Идея диско-лопастного двигателя (пат. 2293857) представляется достаточно простой и технически реализуемой. Между двумя одинаковыми дисками 1 (рис. 1) с параллельными осями вращения на полуосях 2 установлены лопасти 3. Расстояние между полуосями лопастей равно расстоянию между осями дисков. При вращении дисков лопасти перемещаются по круговой траектории, оставаясь параллельными сами себе и друг другу. Они могут быть выполнены как плоскими, так и двояковыпуклыми. Во втором случае пространство, заключенное между любыми двумя соседними лопастями, в любом месте их расположения будет замкнуто (условно герметично). Однако объем, заключенный между этими лопастями, в зависимости от их местоположения будет меняться. Так, в верхнем и нижнем положениях (на полюсах) он уменьшается примерно в 3 раза по отношению к объему между лопастями, которые находятся одна выше, а другая ниже экваториальной линии.

Заключив диски с лопастями во внешний и внутренний корпуса 4, получим кинематическую схему ДВС. Забор топливовоздушной смеси производится в местах, где объем между лопастями максимален, поджигание смеси происходит на полюсах, а вывод продуктов сгорания - в экваториальных зонах (обратите внимание, что газораспределительный механизм не нужен в принципе).

Такой режим работы двигателя аналогичен циклу 2-тактного ДВС. При этом в нижней мертвой точке для улучшения его работы можно осуществлять продувку выхлопного окна воздухом. Предложенный двигатель может действовать аналогично 4-тактному. В этом случае отвод продуктов сгорания производится на одном из полюсов, что снижает вдвое число рабочих ходов ДВС на одном обороте, но существенно улучшает экологию его работы. Кинематическая схема двигателя (без топливной и воспламеняющей коммуникаций) показана на рис. 1. По существу, это компрессор.

Существует и третий вариант, когда каждая лопасть на полюсах "отталкивается" от затвора (контрпоршня), периодически перекрывающего рабочий тракт двигателя в наиболее узких местах. Затвор может открываться как самой лопастью, т.е. быть подпружиненным, так и с помощью отдельного привода.

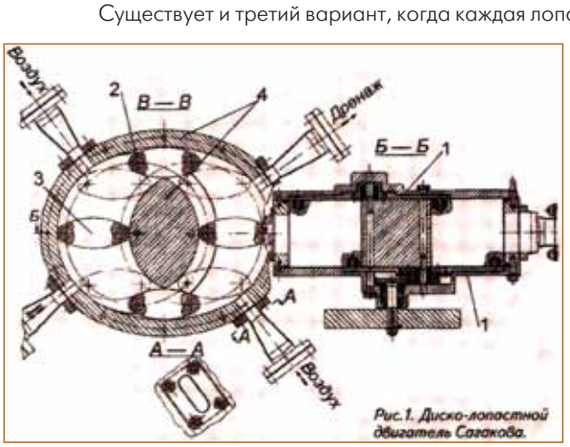


Рис.1. Диско-лопастной двигатель Сагакова.

Оценивая эксплуатационные характеристики беспоршневого двигателя, я полагаю, что поскольку он компрессионный, расход топлива будет аналогичен поршневому, а принимая во внимание большой объем рабочего тракта, мощность - ближе к турбине. Хотя степень сжатия объема, заключенного между соседними лопастями не превышает трехкратного, на каждом обороте вала двигателя происходит количество "рабочих ходов поршня", равное удвоенному количеству лопастей (для двухтактной схемы).

В районе полюсов можно, например, установить две стационарные камеры сгорания с турбонаддувом, дополнительно повышающие мощность двигателя. Если в поршневом ДВС мощность и равномерность работы двигателя повышают путем увеличения количества цилиндров, то в беспоршневом целесообразно сделать диско-лопастную спарку (рис.2) (пат. 2338902). Такая компоновка двигателя позволяет располагать лопасти не на полуосях, а асимметрично на прямолинейных участках коленвалов. Диски одного тракта спарки соосны друг с другом. Лопасти одного тракта ДВС выполнены перпендикулярно лопастям другого с целью повышения равномерности его работы. При этом лопасти соблюдают заданную ориентацию в пространстве не за счет параллельного сдвига дисков, как в диско-лопастном двигателе, а за счет параллельного сдвига корпусов спарки, количество которых не ограничивается.

Рис.2. Схема диско-лопастной спарки: 1 — корпус, 2 — коленчатая ось (не вращающаяся), 3 — коленчатый вал, 4 —диск, 5 — лопасть, 6 — внутренний корпус, 7 — выходной вал.

Люди, когда-либо имевшие дело с регистрацией изобретений - своих ли, или занимающихся этим профессионально по работе - знают, что одним из наиболее активно пополняемых разделов в каталоге изобретений является тот, который связан с двигателями различного рода.

Изобретатели весьма активно пополняют этот раздел как новыми конструкциями двигателей, так и различными улучшениями и модернизациями действующих механизмов. На самом деле, разветвлённость этого раздела существенно шире, чем принято считать. Кроме поршневых и лопаточных машин различной природы существуют ещё коловратные, аксиальные, шиберные механизмы - также весьма и весьма различного вида.

Впрочем, активность пополнения раздела не имеет следствием постоянно ширящегося спектра применяемых конструкций. Несмотря на то, что большинство (!) предлагаемых устройств, предложенных весьма толковыми изобретателями, принципиально работоспособны, повальное количество их обладают качествами, делающими невозможным или невыгодным их практическое применение: сложность кинематики, большие и разнонаправленные, требующие уплотнений поверхности трения (как следствие, сильная зависимость характеристик изделия от износа, снижающая ресурс), исключительные требования к прецизионности изготовления, делающие невозможным их массовый выпуск. Это и многое другое служит причиной того, что шедевры изобретательской мысли (зачастую - реально шедевры) остаются на бумаге или в пределах демонстрационной модели. В лучшем случае, из ненадёжного двигателя может получиться неплохо работающий компрессор или детандер (как в коловратных или шестерёнчатых механизмах), или компактный привод для турбоинструмента, где нашли свою узкую рабочую нишу шиберные конструкции. *От редакции.*

ТАНКИ
ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,
д.т.н., профессор, Заслуженный деятель науки и техники РФ,
начальник кафедры танков ВАБТВ (1975-1987 гг.)

(Продолжение. Начало в 6 - 2014, 1-6 - 2015, 1-6 - 2016, 1-6 - 2017, 1-4 - 2018)

Как английским, так и американским танкистам в ходе сражений в Европе пришлось столкнуться с огнём длинноствольных 88-мм немецких танковых и зенитных пушек, против которого броня серийного танка M26 "Першинг" не обеспечивала серьёзной защиты.

Поэтому в марте 1944 г. американскими военными и конструкторами было предложено создать тяжелый танк, превосходящий по огневой мощи и защищенности танк M26 варианта T26E3, и этот проект получил добро, но только в сентябре 1944 г.

Естественно, что за основу был взят танк M26 "Першинг", который имел классическую компоновку с кормовым расположением моторно-трансмиссионного отделения, передним расположением отделения управления и боевым отделением в середине корпуса, включающим в себя и башню. Экипаж танка состоял из шести человек.

Башня тяжелого танка T29 была несколько изменена по сравнению с башней среднего танка M26 "Першинг". В ней на специальных цапфах устанавливалась 105-мм нарезная пушка T5E2 (боекомплект 34 выстрела). Дополнительным вооружением служили два спаренных с пушкой 12,7-мм пулемета M2HB (3170 патронов) и один 7,62-мм курсовой пулемет M1919A4 (2050 патронов).

T29

Корпус T29 сваривался из листов гомогенной брони. Толщина лба составляла 101,6 мм, а кормы - 51 мм.

Ходовая часть имела индивидуальную торсионную подвеску с восемью спаренными опорными катками на борт, семью поддерживающими роликами, задним ведущим и передним направляющим колесами. На первых трех и последних двух опорных катках с обеих сторон танка имеются амортизаторы.

При массе танка чуть более 63 тонн 12-цилиндровый V-образный бензиновый двигатель воздушного охлаждения "Континентал" AV-1790 мощностью 704 л.с. обеспечивал максимальную скорость по шоссе порядка 35 км/ч. При этом запас хода составлял всего 160 км. Кстати, первоначально планировалось поставить двигатель "Форд", форсированный до 750 л.с.

В марте 1945 года армия США сделала заказ на 1200 тяжелых танков T29. Но впоследствии, ближе к окончанию Второй мировой войны, этот заказ был аннулирован. В итоге танк T29 остался лишь опытным образцом. Всего было изготовлено восемь T29 различных модификаций.

Практически одновременно с разработкой T29 велась работа над ещё одним проектом. Для нового варианта тяжелого танка за основу был взят опять тот же M26 "Першинг", поскольку его огневая мощь на тот момент вполне устраивала военных. Требовалось только усилить бронирование. Поскольку на момент принятия решения о работе по этому проекту уже была проведена определённая работа по танку проекта T29, то было принято решение двигатель и трансмиссию сделать аналогичной. И это позволило сократить время на разработку: если заказ на четыре опытные машины поступил лишь в начале февраля 1945 г., то полноразмерный макет построили уже к 10 апреля 1945 г. Но всё же, несмотря на такие темпы, первые два T32 (название этим машинам присвоено в марте 1945 г.) были сданы только к началу 1946-го.

Корпус машины изготовлялся из гомогенной листовой брони. Толщина брони лобовой части составляла 70...127 мм, бортов - 51...76 мм, кормы - 19...51 мм. Компоновка корпуса классическая. У первых двух прототипов передняя часть корпуса была литая, а у последних двух прототипов (T32E1) - сварная.

Башня была немного больше, чем у M26, а толщина маски орудия достигала 298 мм. На крыше башни устанавливалась командирская башенка и была предусмотрена возможность установки 12,7-мм зенитного пулемета Colt-Browning M2HB.

Как уже было отмечено, в ходовой части T32 было использовано большое количество деталей и узлов от серийного M26, что должно было бы значительно упростить серийную постройку и эксплуатационное обслуживание тяжелого танка T32. Один борт ходовой части состоял из семи опорных обрезиненных катков с торсионной индивидуальной подвеской, шести поддерживающих колес, переднего направляющего колеса, заднего ведущего колеса и двухгребневой резинометаллическая гусеничной ленты с траками шириной 711 мм.

В моторно-трансмиссионном отсеке был установлен 12-цилиндровый V-образный бензиновый Ford GAC, развивавший при 2800 об/мин. максимальную мощность равную 770 л.с. При массе танка 53,6 т этого хватало на движение по шоссе со скоростью 36 км/ч.

При этом танк при полной заправке мог проехать только 160 км.

Трансмиссия имела одну скорость движения назад, две скорости вперед и дисковые тормоза. Для управления танком использовался рулевой рычаг, очень похожий на современный джойстик.

Основное вооружение тяжелого танка T32 состояло из 90-мм пушки T15E2 с раздельно-гильзовым заряжанием и спаренного с ней 7,62-мм пулемета Colt-Browning M1919A4. В лобовом листе корпуса танка дополнительно установили ещё один пулемет калибра 7,62 мм, обслуживаемый помощником водителя (был установлен только на первые два прототипа). Бронебойный снаряд T43, имеющий начальную скорость 945 м/с на дистанции 914 м пробивал 127-мм лист брони, установленный под углом в 30 градусов. Подкалиберный снаряд T44 при аналогичных условиях пробивал бронелисты толщиной 221 мм. Таким образом, орудие T15E2 могло справляться с любым немецким танком или САУ, которые выпускались в 1943-1945 гг. Пушка обеспечивала темп стрельбы 9 выстрелов в минуту. Боекомплект состоял из 54 155-мм выстрелов, 4500 патронов калибра 7,62-мм и 1000 патронов калибра 12,7-мм.

T32

T32

Экипаж танка - пять человек: водитель и его помощник находились в отделении управления (передняя часть корпуса), в башне находились командир, заряжающий и наводчик.

Несмотря на прилагаемые усилия достроить машины до окончания Второй мировой войны не удалось. Темп работ после сентября 45-го года снизился, и машины с номерами 1 и 2 предъявили заказчику лишь 15 января и 19 апреля 46-го года соответственно. Оба прототипа были отправлены на Абердинский танковый полигон. После завершения войны программа T32 перестала быть актуальной, и последовал отказ от серийного производства танков данной модели - на рассмотрении уже были проекты более мощных танков.

Одним из таких проектов был тяжелый танк T30. Создавался он на базе опытного тяжелого танка T29. У него так же была классическая компоновка. Бронированный корпус танка T30 имел толщину лобовой брони до 102 мм верхнего листа и 70 мм - нижнего. Корпус имел рациональные углы наклона. Лобовая броня башни достигала 178 мм, ее борта - 127 мм и корма башни имела толщину брони 102 мм.

В башне крепилась 155-мм нарезная пушка T7, имевшая маску толщиной от 203 до 279 мм. Углы вертикального наведения пушки составляли от -10° до +15°. Дополнительным вооружение танка T30 были 7,62-мм курсовой пулемет и два 12,7-мм пулемета, спаренных с пушкой. Боекомплект состоял из 34 выстрелов к 155-мм пушке, 2050 патронов калибра 7,62-мм и 3170 патронов калибра 12,7-мм.

Индивидуальная торсионная подвеска T30 состояла из восьми спаренных опорных катков, семи поддерживающих роликов, заднего ведущего колеса и переднего направляющего на каждую сторону танка. На первых трех и последних двух опорных катках были предусмотрены амортизаторы.

В моторно-трансмиссионном отделении размещался 12-цилиндровый V-образный бензиновый двигатель воздушного охлаждения "Континентал"

T30

AV-1790, мощностью 704 л.с. (518 кВт). Этой мощности хватало на обеспечение движения танка массой 64,6 т по шоссе с максимальной скорость 35 км/ч, при этом запаса топлива хватало только на 160 км хода.
Экипаж танка T30 состоял из механика-водителя, помощника механика-водителя (он же стрелок из курсового пулемета), командира танка, наводчика и двух заряжающих (левого и правого).
К 1948 году было построено два прототипа тяжелого танка T30, которые прошли испытания на Абердинском полигоне, но на вооружение так и не были приняты.
Артиллерийский департамент США в начале 1945 года изучил возможность применения 120-мм зенитной пушки T53 в качестве танкового орудия. Оказалось, что эта пушка значительно превосходила по бронепробиваемости 105-мм пушку T5E1 и 155-мм пушку T7. В ходе испытательных стрельб пушка T53 обеспечивала 120-мм бронебойному снаряду T20E3 массой 23 кг начальную скорость 945 м/с, а подкалиберному боеприпасу HVAP - почти 1250 м/с. Исходя из полученных результатов, в мае 1945 г. департаментом было рекомендовано установить ее на два пилотных танка T30 с переименованием их в тяжелый танк T34.

T34

T34

Внешне T34 отличался от T29 и T30 более длинным (7,68 м) 120-мм орудием T53. Для уравновешивания такой длинной пушки сзади башни приваривался броневой лист толщиной 101,6 мм. Пушка имела раздельное заряжание. Масса выстрела составляла 50 кг, а снаряда - 23 кг. Боекомплект состоял из 34 выстрелов.
Танк комплектовался двумя заряжающими, которые обеспечивали темп стрельбы 5 выстрелов в минуту. Пушка T53 крепилась в башне танка на лафете T125 и имела вертикальные углы наведения от -10° до +15°.
В отличие от среднего танка M26 Першинг пушка T53 не имела системы стабилизации. Дополнительным вооружение тяжелого танка T34 были 7,62-мм курсовой пулемет M1919A4 и три 12,7-мм пулемета M2HB, один из них - зенитный, устанавливался на крыше башни, два других - спаренные с пушкой. В боекомплект танка входило 34 выстрела к 155-мм пушке, 2050 патронов калибра 7,62-мм и 3170 патронов калибра 12,7-мм.
Корпус тяжелого танка T34 изготовлен из гомогенной брони, имеющей рациональные углы наклона. Верхний лист лобовой части имел толщину 102 мм, а нижний - 70 мм. Лобовая броня башни имела толщину 178 мм. Маска пушки имела толщину от 203 до 279 мм.
В моторно-трансмиссионном отделении танка T34 размещался 12-цилиндровый V-образный бензиновый двигатель воздушного охлаждения "Континентал" AV-1790-3 мощностью 704 л.с. при 2800 об/мин. При массе танка 64,6 т его максимальная скорость достигала при движении по шоссе 35 км/ч. 1211 литров бензина в баках обеспечивали тяжёлому танку 160 км хода. Кстати, первоначально на тяжелый танк T34 было предложено устанавливать авиационный двигатель "Аллисон" V-1710.
В ходе испытаний тяжелого танка T34 на Абердинском полигоне и в Форт Ноксе всплыла серьезная проблема с критической загазованностью башни уже после нескольких выстрелов. Кроме того, наблюдалась обратная вспышка при выстреле, влекущая за собой травмирование экипажа. Это вызвано тем, что при выбросе стреляной гильзы несгоревшие газы затягивались внутрь башни, где и воспламенялись. Для устранения этой проблемы была сконструирована специальная система продувки ствола сжатым воздухом, хотя это должного эффекта не принесло. Тогда было решено устанавить на срезе ствола эжектор. Проблемы решили, но на вооружение танк T34 так и не был принят.

В первые послевоенные годы армия США так и не получила на вооружение полноценный тяжёлый танк, полностью удовлетворяющий требованиям военных. Разработка новых тяжелых танков США почти остановилась, но начавшаяся холодная война и наличие в Советской армии тяжёлого ИС-3, отличавшегося от американских тяжелых танков T29, T30, T32 и T34 меньшей массой при более высоком уровне бронирования и наличием мощного вооружения, вновь заставила вернуться к рассмотрению необходимости создания такого танка. И специально созданная комиссия, рассмотрев все "за" и "против", рекомендовала создать новый тяжелый танк на базе T34 уменьшив его массу с 70 т до 58 т путём уменьшения длины корпуса и сокращения его экипажа до четырех человек. В помощь заряжающему устанавливался автомат. В качестве основного вооружения на танк должна была устанавливаться 120-миллиметровая облегченная пушка. Снизить массу танка (до 55 тыс. кг) планировалось и путём уменьшения массы брони, но, чтобы при этом сохранить уровень защиты, предлагалось широко применять литые детали. Макетная комиссия, которая работала на Детройтском арсенале в декабре 1949 г., рекомендовала убрать автомат заряжания и добавить второго заряжающего. Работы по тяжелому танку, получившего обозначение T43, начались без особого энтузиазма, пока в июне 1950 г. не началась Корейская война, и не возникла угроза появления танков ИС-3 на фронте. Работы по T43 ускорили, и был выдан заказ на производство несколько опытных, а также на 300 серийных танков. Уже в июне 51-го года компания "Крайслер" поставила первый T43 для испытаний. Танк оснащался 120-мм пушкой T122, обеспечивающей скорость снаряда на срезе ствола 1007 м/с. На опытных машинах стояла командирская башенка от M47, а на танках серии - от M48, оснащенная 12,7-мм пулеметом.
Танк унаследовал от своих предшественников мотор "Континентэл" AV-1790 мощностью 810 л.с.

T43

Вся серия из 300 машин была выпущена в 53-54 годах "Крайслером". Ее приемка проводилась по результатам испытаний 6-го опытного и 8-го серийного танков. Однако сказалась спешка с производством танка - системы управления огнем и наведения орудия работали неудовлетворительно (их нужно было заменить новыми), от силового отделений нагревалась ниша башни, а выхлопные газы при работе двигателя попадали в отделение управления, хотя к силовой установке (двигатель AV-1790-5B и трансмиссия CD-850-4B) претензий не было. При выстреле из пушки из-за неудовлетворительной работы дульного тормоза образовывалось облако из пороховых газов и пыли, поднятой ими, что препятствовало работе наводчика. В танк, по результатам испытаний, нужно было внести около 100 различных доработок и изменений. Из-за этого на вооружение сухопутных войск T43 принят не был, и в 1955-м году было принято решение отправить всю серию на хранение. Но, оценив уже понесённые затраты и необходимость накопления опыта эксплуатации тяжёлых танков, армейское командование решило выполнить крайне необходимые доработки и поставить эти танки в армию.
После выполненных доработок 74 танка T43 под обозначением "120-миллиметровый боевой танк M103" (в соответствии с послевоенной классификацией американских танков по калибру пушки) был принят на вооружение. На M103 со 120-мм пушкой были спарены два 7,62-мм пулемета. Из командирской башенки был убран 12,7-мм пулемет. Нагрев башни удалось снизить установкой дефлектора на выхлопную систему двигателя. А проблему поднятой пыли решили снятием дульного тормоза.
Новый вариант, получивший обозначение M103A1, полностью удовлетворял выдвигаемым требованиям, однако армейское командование так и не заказала модернизацию тяжёлых танков и поставку их в войска. Как это не странно, но модернизацию 219 танков T43 до варианта M103A1 заказал Корпус морской пехоты. Когда в июле 1959-го года заказ был выполнен, армия очнулась и из этой партии перехватила 72 танка.
Не удовлетворённые малым запасом хода (130 км) Корпус морской пехоты в 1961 году решил переоборудовать M103A1 под дизельные двигатели Континентэл AVDS-1790-2A. При этом запас хода увеличился до 480 км. Танки также оборудовали системой уменьшения заметности в инфракрасном диапазоне. Практически полностью было обновлено прицельное оборудование, добавлен инфракрасный прожектор. Новую версию танка под

M103

обозначением M103A2 приняли на вооружение. В августе 1962 года, после испытаний опытных M103A1E1 с этими доработками, выдали заказ на переоборудования 153 машин M103A1.
Масса последней модификации американского тяжелого танка M103 - M103A2 - составила 58,1 т. Мощности двигателя AVDS-1790 равной 750 л.с. было достаточно для движения с максимальной скоростью 37 км/ч.

M103A2

Лобовая броня корпуса толщиной 127 мм устанавливалась под углом 60 градусам. Лобовая часть башни имела 127-мм толщину, а маска орудия - 254-мм. Боекомплект к 120-мм пушке M58 составлял 33 снаряда.
Еще 53 танка доработали в 1968 году. Общее число танков M103A2 вместе с опытными, составило 208 машин. Танки M103 в составе Корпуса морпехов находились на вооружение до 1973 года.
В США существовало ещё несколько проектов создания тяжёлых танков. В одних из них учитывался опыт, полученный при создании и доведении до "ума" танка M103, в других пытались использовать новинки, например "качающуюся" башню с автоматом заряжания. К этому моменту такая башня применялась на французских танках AMX-13 и AMX-50. Она состояла из двух половин - нижней, поворачивающейся на погоне на 360° и верхней, в которой само орудие устанавливалось жестко. Верхняя часть башни могла двигаться в вертикальной плоскости для наведения орудия. Поэтому казенник артсистемы оставался всегда неподвижен и позади него можно было разместить автомат заряжания. Танк, получивший обозначение T57 (или "120-мм пушечный танк T57"), должен был базироваться на шасси танка T43 и при этом иметь "качающуюся" башню со 120-мм орудием. С орудием был спарен 7,62-мм пулемет (слева). Автомат заряжания размещался в массивной задней части башни и состоял из подающего устройства и 8-зарядного барабана, находившегося под затвором орудия. В барабан, приводящийся в действие с помощью гидравлики, могли заряжаться боеприпасы трех типов, выбор которых осуществляли наводчик или командир танка. Стреляные гильзы выбрасывались через специальный люк на крыше башни. Общий боекомплект танка T57 составлял всего 18 снарядов.

T57

По первоначальному заданию изготовили две опытные башни с вооружением. Шасси танка T43E1 было модифицировано для установки новых башен, однако по ряду причин программа в январе 1957 г. была аннулирована. Есть две причины по которым T57 Heavy Tank не попал в серийное производство. Первая - задержка поставок оборудования для первого образца T57. Вторая - не удалось загерметизировать стык между нижней и верхней частью башни, что усложняло обеспечение защиты от оружия массового поражения.
В итоге, башни танка T57 списали на лом, а шасси решили сохранить для дальнейших экспериментов.
В начале 50-х годов появилось мнение, что танки T43 и T57, вооруженные 120-мм пушками, окажутся неспособными противостоять советским тяжелым танкам, и в октябре 1951 году было рекомендовано начать разработку нового танка с орудием калибра 155-мм. Первоначально планировалось установить орудие T80, обеспечивающее высокую начальную скорость снаряда, однако выбор в качестве основных бронебойных снарядов кумулятивного и бронебойно-фугасного со сминающимся корпусом позволил использовать более лёгкое орудие. Окончательный выбор пал на доработанное 155-мм орудие T7, ранее опробованное на опытном тяжелом танке T30.
Тактико-технические требования к новому тяжелому танку, получившему обозначение T58, были определены к середине января 1952 г., и в соответствии с ними выдано распоряжение на производство двух башен в полной комплектации для установки на шасси T43E1. После одобрения проекта, контракт на разработку и постройку получила United Shoe Machinery Corporation. Концептуально новая башня повторяла собой проект T57, где использовалась "качающаяся" башня, с тем лишь исключением, что орудие устанавливалось с обычными противооткатными устройствами (но отрегулированными на меньшую длину отката).
Модифицированное орудие получило обозначение T180, от T7 главными отличиями были: вертикально скользящий клин затвора, эжектор и измененным дульным тормозом.

T58

Помимо этого, стенки ствола в районе каморы были утолщены, а сама камора удлинена на один дюйм для возможности применения новых выстрелов раздельного заряжания с выступающей пластиковой пробкой на дульце гильзы.
Позади орудия, в нише башни горизонтально размещался магазин барабанного типа на шесть выстрелов. Для пополнения магазина заряжающий сначала помещал в пустую ячейку гильзу, а затем при помощи механизированной укладки снаряд. Заряжающий выбирал затребованный тип выстрела вращая магазин, после чего гильза и снаряд заряжались в один приём. После выстрела гильза выбрасывалась назад, в ячейку откуда она была изъята, и помещалась заряжающим обратно в укладку. Теоретически применение такого автомата заряжания обеспечивало скорострельность до 23 выстрелов в минуту против двух при ручном заряжании, однако магазин на шесть или на восемь выстрелов делал такой темп стрельбы был недостижим. Кроме того, несмотря на установку автомата заряжания, экипаж не избавлялся от заряжающего. Помимо 155-мм пушки T180 был спаренный 7,62-мм пулемёт M1919A4E1 и 12,7-мм зенитный пулемёт M2HB.
Боекомплект состоял из 32 выстрелов к пушке, 6500 патронов калибра 7,62 мм и 1200 патронов калибра 12,7 мм.
Масса танка составляла почти 60 тонн. Карбюраторный двигатель "Континенталь" AV-1790-5C мощностью 810 л.с. позволял двигаться по шоссе со скорость 35,2 км/ч. Запас хода по шоссе, как и у всех тяжёлых танков с бензиновым двигателем небольшая - всего 128 км.
Использовавшееся на прототипе шасси T43E1 было изменено для возможности придания качающейся башне максимального угла возвышения, в первую очередь это коснулось крыши моторного отсека, но в целом различия были минимальны.
Экипаж танка T58 состоял из четырех человек, из них трое находились в башне (командир, наводчик и заряжающий). Особенностью башен танков T57 и T58 стала конструкция крыши, оборудованной подвижной средней частью. При помощи гидравлики она могла откидываться вверх на угол 60° вместе с командирской башенкой и люком заряжающего.
При этом крыша должна была служить защитным щитом во время срочной эвакуации экипажа.
Для танка T58 было заказано две башни, которые должны были устанавливаться на шасси T43E1, но работы по созданию прототипов затягивались, и одновременно с отменой работ по проекту T57, были прекращены все работы и по проекту T58.
Отсутствие адекватного ответа советским тяжелым танкам не давало американцам успокоиться, и появился ещё один проект - TS-31, в котором была попытка учесть положительные характеристики британского тяжёлого танка "Конкэрор" и своего M103.
Реализация проекта TS-31 была возложена на компанию "Крайслер", при этом будущая машина получила обозначение "танк T110 со 120-мм пушкой". Первоначальный проект T110 был отклонен военными из-за слишком больших габаритов (не проходил в стандартный туннель) и неудачного размещения командирской башенки слева. Фирма предложила второй вариант - переместила командирскую башенку к середине корпуса, но, чтобы решить проблему с размещением трансмиссии, место механика-водителя переместили в боевое отделение. Последнее обстоятельство опять не устроило военных и водителя вернули на место. Согласование проекта с Дейтройтским танковым арсеналом привело к переходу на заднее расположение трансмиссии. Теперь пришлось для сохранения габаритов

T110

T110

вообще отказаться от командирской башенки. Кроме того, потребовали вместо двигателя AV-1790 использовать двигатель воздушного охлаждения AOI-1490 мощностью 700 л.с. с той же трансмиссией XTG-500.
120-мм пушку T123E1 было решено переделать под жесткую установку. Теперь возникли проблемы с обслуживанием силовой установки: как до нее добираться? Было решено "выкатывать" двигатель по специальным рельсам через большой люк в корме корпуса. Но такой люк резко снижал жесткость корпуса. В результате всех этих проблем "Крайслер" подготовила четвертый вариант проекта. Теперь двигатель AOI1490 с трансмиссией XTG-510 размещался в кормовом отделении танка классическим образом.
Хотя при этом увеличивалась длина корпуса, сразу снималось большинство проблем с силовой установкой.
120-мм пушка устанавливалась жестко в маске, обеспечивающей углы горизонтального обстрела по 15° в стороны и углы склонения от +20° до - 10°. Одной из проблем была разработка маски для пушки. Она должна была иметь толщину 230 мм и её масса достигла двух тонн.
Лобовой лист корпуса и рубка имели толщину брони эквивалентную 127-мм листу, наклоненному под углом 60°.
Вспомогательное вооружение состояло из 7,62-мм пулемета в рубке и 12,7-мм пулемета в командирской башенке.
Место водителя в этом варианте было перенесено в левую часть боевого отделения - рядом с орудием. Такое размещение водителя, а также наводчика, заставило отказаться от большого угла наклона лобового листа, в результате чего пришлось резко увеличить толщину лобового бронирования. Это стало главным недостатком использования на танке неподвижной рубки вместо башни. Следующий логичный шаг - замена неподвижной рубки на башню, что оказалось вполне возможно в пределах планируемой 50-тонной массы машины. В результате появился проект танка классической компоновки с использованием большого числа уже производящихся узлов, который можно было реализовать довольно быстро и дешево. Такой танк сопровождения стал пятым вариантом проекта фирмы "Крайслер".
120-мм пушка жестко крепилась к маске башни, имевшей стандартный 2,15-м погон подобно тяжелому танку M103. Главным отличием от стандартной компоновки было размещение наводчика и командира танка слева от орудия. Экипаж был сокращен до четырех человек - исключили одного из заряжающих, установив механический досылатель.
По сравнению с безбашенным вариантом новый проект T110 обеспечивал более удобное ведение огня и более быстрый обстрел целей.
Проект вышел на финальную стадию - был изготовлен и представлен специалистам Дейтройтского арсенала полноразмерный макет танка.
Однако к тому времени уже был успешно защищен проект модернизации тяжелого танка T43 - T43E2, что вместе с решением сосредоточить внимание на более легких танках привело к прекращению всех работ по T110.
Для полноты картины проведённых в США работ в области тяжёлого танкостроения приведём ещё один пример - создание САУ.
Эта история началась накануне открытия второго фронта. Исследования, проведенные департаментом вооружения, показали, что подобные машины могут понадобиться в Европе для преодоления заблаговременно укрепленных оборонительных линий типа немецкого «Западного вала». На танке планировалось использовать новую 105-мм пушку T5E1, 200-мм броню и электротрансмиссию, разработанную для тяжелого танка T1E1.
Пушка T5E1 обладала высокой начальной скоростью снаряда и могла эффективно поражать бетонные укрепления.
Трудности в огласовании технических вопросов привели к тому, что заказ на первые пять танков был выдан только в марте 1945 г., а в самом проекте электротрансмиссию заменили на механическую, бронирование усилили до 305 мм, а массу подняли до 95 т.
По проекту предполагалось создать приземистый, безбашенный танк. При этом 105-мм пушка T5E1 монтировалась в лобовом листе с углами наведения по горизонту 10°, и углами склонения +20-5°. Экипаж из четырех человек должен был включать водителя и наводчика, сидящих спереди слева и справа от пушки соответственно, заряжающего - сзади-слева и командира за наводчиком. Водитель и командир имели в своем распоряжении наблюдательные башенки. Вокруг командирской башенки монтировалась турель под 12,7-мм пулемет "Браунинг". Его мог использовать только командир, стоя в люке.

T28 (T95)

В феврале 1945 г. наименование T28 поменяли на "самоходное" T95.
Проект согласилась реализовать компания Pacific Car and Foundry (Paccar).
Получив в мае 1945 года чертежи, описание пушечной установки и пружинной горизонтальной подвески, специалисты компании приступили к доводке проекте. Первая отливка лобовой части корпуса поступила 20 июня, а сварка корпуса была завершена в августе 1945 г.
После окончания войны на Тихом океане количество опытных машин было сокращено в заказе до двух. Первая из них была отгружена на Абердинский полигон 21 декабря 1945 г., а вторая - 10 января 1946 г.
Двигательная установка T95 была практически идентична установленной на танке M26 «Першинг», хотя последний был в два раза легче. Учитывая тяговые характеристики 500-сильного двигателя Форд-GAF, условия управляемости и передаточное число трансмиссии, максимальная скорость оказалась около 12 км/ч (и это по шоссе, по бездорожью скорость не превышала 6 км/ч). Но, для сохранения ресурса двигателя рекомендовалось двигаться со скоростью не более 10 км/ч при 2600 оборотах двигателя.
Большая масса машины заставил особое внимание уделить снижению удельного давления на грунт. Решение этой проблемы было достигнуто установкой двух пар гусениц - по паре на борт. Внешние гусеницы вместе с бортовым 100-мм экраном могли демонтироваться для движения танка по твердому грунту и для транспортировки на железнодорожной платформе. Снятые гусеницы буксировались за самоходкой. Снятие внешних гусениц уменьшало ширину машины с 4,56 м до 3,15 м. На испытаниях в первой попытке четыре члена экипажа сняли и смонтировали внешние гусеницы за 8 часов. В третьей попытке на эту операцию им потребовалось 2,5 часа.
Тяжело бронированная, с мощным вооружением самоходка T95 не вписывалась в концепцию бронетанковых вооружений Сухопутных войск США. Так, танки должны были иметь башню, а самоходки — обычно легко бронировались для достижения максимальной мобильности. T95 не вписывался ни туда, ни туда. В результате в июне 1946 г. название было вновь изменено - машина стала тяжёлым танком T28. Посчитали, что мощное вооружение и тяжёлое бронирование больше подходит для танка.
Испытания T28 (T95) на Абердинском полигоне продолжались до конца 1947 г. - определялась живучесть деталей и узлов при эксплуатации столь тяжёлой машины. На одной заправке T28 мог преодолеть 160 км. Пробег составил 865 км, в том числе 205 км по дорогам и 660 км по целине. На ходовые испытания ушло много времени из-за низкой скорости движения и... падения интереса к программе испытаний этого танка. В конце концов испытания были остановлены в связи с решением департамента военной политики прекратить все работы по машинам в классе 100-тонн.
После сверхтяжёлого немецкого танка "Маус", T28 был вторым по массе образцом бронетехники, когда-либо воплощённым в металле.

Транспортировка T28

Наличие в войсках тяжёлого танка M-103 потребовало создания бронированной ремонтно-эвакуационной машины, способной отбуксировать подбитую машину с поля боя. Логично было такую машину создавать на базе этого же танка, что и было сделано в период с 1951 г. по 1954 г.
M51 - так называлась тяжёлая БРЭМ, выпускалась в течение двух лет (1954—1955 гг.). За это время было выпущено 187 БРЭМ M51, остававшихся на вооружении до 1970-х годов.

M51 - БРЭМ на базе танка M103

В следующем номере рассказ начнётся с создания американских САУ, созданных на базе лёгких танков.

(Продолжение следует.)

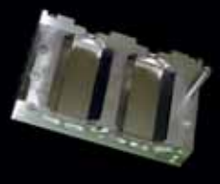
Sodick

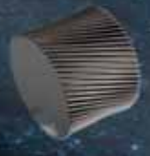
45000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше 700 в России, Украине и др. государствах бывшего СССР; на 06.2017 г.)

Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД). Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г. Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

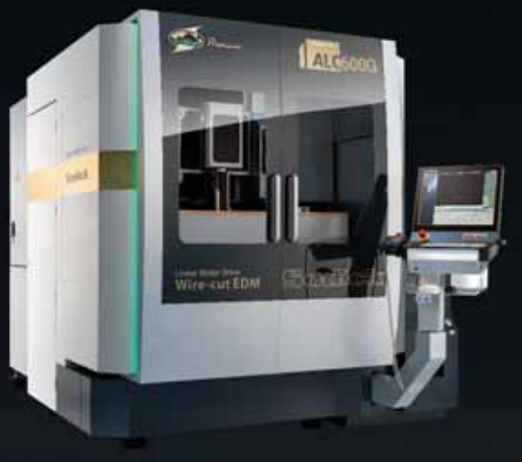
Испытанные пятнадцатью годами эксплуатации плоскопараллельные ЛД, разработанные для ЭИ станков, и ЭИ станки, сконструированные специально под плоскопараллельные ЛД. Собственная разработка, опытно-конструкторские работы, а также производство ЛД, Nd-Fe-B магнитов и систем управления для ЛД. Собственные системы компьютерных ЧПУ, ПО и CAD/CAM.





Точность позиционирования:
гарантия **10** лет
Впервые в отрасли!

60 лет опыта производства ЭИ станков!

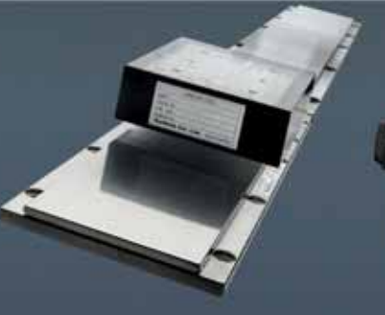


Smart Pulse & Smart Linear

ЛИНЕЙНЫЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ ПРОВОЛОЧНО-ВЫРЕЗНЫЕ СТАНКИ

УЛУЧШЕННАЯ ШЕРОХОВАТОСТЬ

ALC 400G
ALC 600G



ЭИ станки с жесткими плоско-параллельными линейными приводами.

45 000 ЭИ линейных станков – с 1998 года.

Sodick

«Черный пояс» – за выдающуюся культуру производства.

Обрабатывающие центры, которые доказывают добросовестность производства.

На фирме Hermle клиенты получают быструю и компетентную поддержку, ценят персонал предприятия, проявляют преданность и доверие по отношению к поставщикам, заботятся об окружающей среде. Такой подход оправдывает себя – не в последнюю очередь, в постоянно высоких показателях. За здоровый рост совместно со всеми, кто в нем участвует.

Больше о добросовестности и культуре нашего предприятия:
hermle6.de

Машиненфабрик Бертольд Хермле АГ, Госхайм телефон: +49 7426/95-0 info@hermle.de

127018, Москва,
ул. Полковая, д. 1, стр. 4.
Тел.: +7 495 627 36 34.
Факс: +7 495 627 36 35.
www.hermle-vostok.ru

HERMLE
ООО Восток