

Двигатель

Научно-технический журнал № 3 (135 + 244) 2021

МАКС

Навстречу МАКС-2021: студенты и преподаватели авиационных и других технических ВУЗов о новых направлениях работы в авиационной науке и современном её состоянии **стр. 2...28**

Первопроходец. Памяти Владимира Васильевича Уварова **стр. 34**

Продолжение нашего многолетнего рассказа о бронетехнике мира от тех, кто в танке **стр. 46**

И ЕЩЁ МНОГОЕ, МНОГОЕ ДРУГОЕ...



АВИАТАЛ
основан в 1997 г.

2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016

2010



Памятная медаль к 100-летию Г.М. Бериева

Медаль АМКЭС "Преодоление"



Редакционный совет

- Агульник А.Б., д.т.н.,**
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ
- Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,**
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Богуслав В.А., д.т.н.,**
Президент ПАО "МОТОР СИЧ"
- Воронков Ю.С., к.т.н.,**
зав. кафедрой История науки РГГУ
- Гейкин В.А., д.т.н.,**
заместитель генерального директора - руководителя приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"
- Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,**
главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
- Драгунов В.К., д.т.н.,**
проректор по научной работе НИУ "МЭИ"
- Жердев А.А., д.т.н.,**
Декан факультета "Энергомашиностроение", руководитель Научно-учебного комплекса МГТУ им. Н.Э. Баумана
- 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
- 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.,**
советник генерального директора АО "Вертолеты России"
- Равикович Ю.А., д.т.н.,**
проректор по научной работе МАИ
- Рачук В.С., д.т.н.,**
председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
- Роголёв Н.Д., д.т.н.,**
ректор НИУ "МЭИ"
- 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"

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

Наталья Валерьевна Шевченко

Редакторы:

Александр Григорьевич Лиознов

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бурова

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":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2020 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, 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 1493 в общероссийском Перечне 2020 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

23-й (114-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 3 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.

ММVII - ММXXI 1907-2021



Двигатель научно-технический журнал

СОДЕРЖАНИЕ

2 Нестационарное аэродинамическое взаимодействие лопаточных венцов в энергетических осевых турбинах и пути повышения вибрационной надежности рабочих лопаток

Г.С. Коленько, Н.А. Забелин, Г.А. Фокин

6 Организационно-методическая стратегия международного научно-технологического сотрудничества

А.А. Сперанский, Инь Бинь

8 Расходные характеристики каналов лопаток газотурбинных двигателей, полученных методом селективного лазерного сплавления

Е.Ю. Марчуков, С.Д. Селиверстов,

А.В. Стародумов, Д.Д. Чирков

12 Стенд для тестирования электрической винтомоторной группы

А.В. Сычёв, К.В. Балясный, Д.А. Борисов, К.В. Кузнецов

14 Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели для сверхзвуковых самолётов

В.А. Зрелов

29 Памяти Юрия Семеновича Свирчука

30 Турбулентность.

Кинетическое уравнение Больцмана

Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков

34 Первопроходец.

Памяти Владимира Васильевича Уварова

В. Л. Иванов

38 Механика сплошных сред.

Испарение жидкостей

А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский

42 Кинематический КПД ПДВС

А.Ф. Равич

45 Бесконечные числа. Теория делимости и основная теорема арифметики

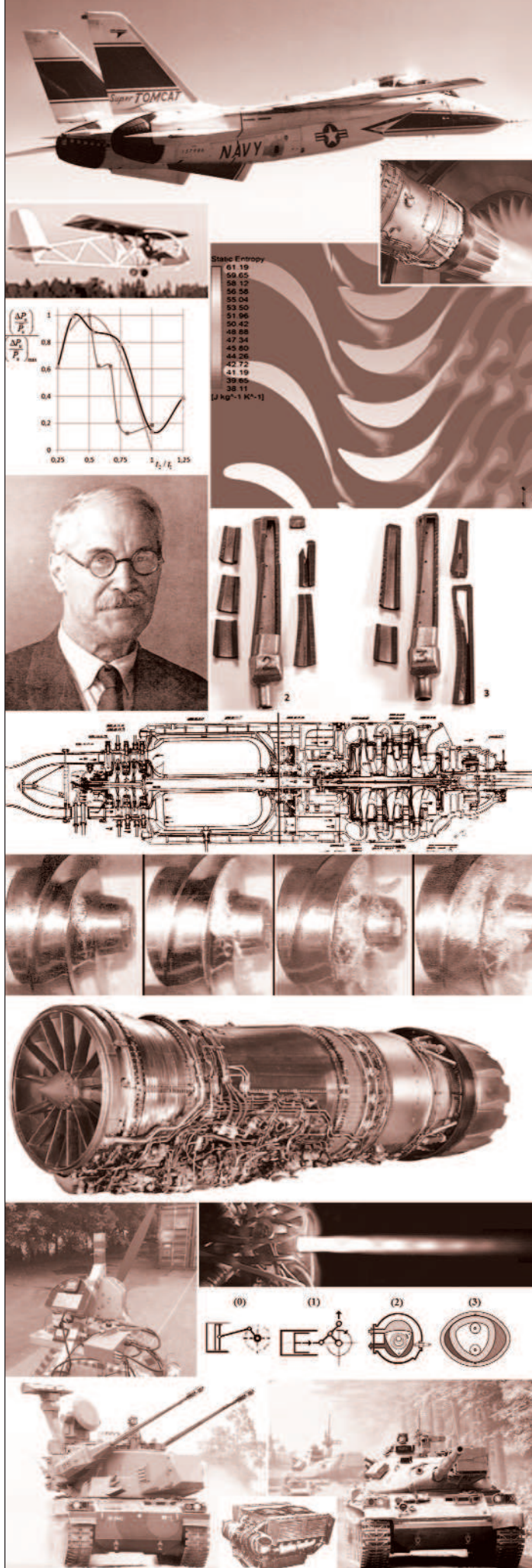
А.И. Касьян

46 Танки - от и до

О.Н. Брилёв

50 Невероятный прорыв

в проволочно-вырезной электроэрозии



НЕСТАЦИОНАРНОЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ОСЕВЫХ ТУРБИНАХ И ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК

Григорий Сергеевич Коленько, аспирант, ФГАОУ ВО "Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого"
Николай Алексеевич Забелин, к.т.н., доцент Высшей школы энергетического машиностроения
Георгий Анатольевич Фокин, д.т.н., заведующий базовой кафедрой "Газотурбинные агрегаты для газоперекачивающих станций" на базе ООО "Газпромтрансгаз Санкт-Петербург".

Периодическая нестационарность потока в современных газотурбинных установках вызывает переменность аэродинамических сил, действующих на рабочие лопатки, снижает их вибрационную надежность, и приводит к дополнительным потерям кинетической энергии потока. Цель работы – на основе численного исследования аэродинамических характеристик турбинных ступеней выработать рекомендуемые диапазоны безразмерных геометрических параметров – с точки зрения снижения возбуждающих вибрации лопаток нестационарных нагрузок и минимизации потерь кинетической энергии (т. е. максимизации уровня внутреннего КПД турбины). В данной работе исследовалось влияние межвенцового зазора и отношения шагов лопаток в турбинной ступени ЛПИ-1.

Periodic flow unsteadiness in modern gas turbines causes variability of aerodynamic rotor blade forces, reduces their vibration reliability, and leads to additional losses of kinetic energy of the flow. The aim of the work is to develop the recommended ranges of dimensionless geometric parameters on the basis of a numerical study of the turbine stages aerodynamic characteristics – from the point of view of reducing unsteady blade forces exciting blade vibrations and minimizing kinetic energy losses (i.e. maximizing the level of internal turbine efficiency). In this work, we investigated the influence of the inter-row axial gap and blade count ratio in the LPI-1 turbine stage.

Ключевые слова: *сосевая турбинная ступень, вычислительная гидрогазодинамика, пакет Ansys CFX, переменные аэродинамические силы, нестационарный поток, аэродинамическое взаимодействие лопаточных венцов, межвенцовый осевой зазор, отношение шагов лопаток.*

Keywords: *axial turbine stage, CFD, Ansys CFX, unsteady blade forces, blade row interaction, blade count ratio, axial gap, vibration reliability.*

Нестационарность потока в осевых турбинных ступенях всегда присутствует, поскольку при обтекании рабочим телом лопаточных венцов турбинных ступеней, ввиду наличия у лопаток толщины и протяженности, в потоке возникает неравномерности физических параметров [2] - скорости, давления, углов потока и т.д. При относительном движении смежных лопаточных решеток (направляющей и рабочей, неподвижной и вращающейся) происходит их периодическое аэродинамическое взаимодействие [12] (периодическая суперпозиция неравномерных полей, создаваемых в потоке данными решетками), меняется распределение давлений на выпуклой и вогнутой стороне лопаток, что вызывает переменность аэродинамических сил, действующих на рабочие лопатки.

Кроме того, за выходными кромками лопаток образуются нестационарные вихревые следы, в которых происходит генерация и диссипация турбулентной кинетической энергии, и потеря "полезной" кинетической энергии, которую можно преобразовать в механическую работу на валу турбины, т. е. происходит снижение КПД.

Можем сформулировать две инженерные задачи, решению которых способствует и данная работа.

- 1) Обеспечение вибрационной надежности рабочих лопаток, колебания которых под действием переменных аэродинамических сил (ПАС) могут сопровождаться усталостными поломками;
- 2) Обеспечение высокого КПД турбин и турбинных ступеней в условиях нестационарности потока и генерации дополнительных потерь кинетической энергии (КЭ).

Рассматривая первую задачу, можем сказать, что повышение вибрационной надежности рабочих лопаток достигается благодаря уменьшению уровня их вибраций на рабочих режимах. Существуют различные способы уменьшения уровня вибраций рабочих лопаток, такие как отстройка лопаток, пакетов или венцов от резонанса, пакетирование, использование демпферных связей и уменьшение уровня возмущающих сил [8]. Именно этот последний способ подробно рассматривается в исследовании.

Рисунок 1 иллюстрирует структуру потока в типичной осевой ступени (в данном примере, модельная ступень "ЛПИ-1") [4]. На рабочую лопатку воздействуют как потенциальные возмущения, так и вихревые следы за направляющими лопатками. Такое воздействие является периодическим с периодом, соответствующим шагу НЛ. Видим, что вихревые следы перерезаются входными кромками

рабочих лопаток на отдельные фрагменты, именуемые в научной литературе подковообразными вихрями. Эти вихревые структуры перемещаются по межлопаточному каналу, и соединяются с вихревыми следами за рабочими лопатками. При этом объединенные вихревые структуры имеют пространственный период, соответствующий шагу направляющих лопаток, и не перемещаются в окружном направлении.

На этапе проектирования можно уменьшить переменные аэродинамические силы на РЛ путем изменения относительных размеров лопаточных венцов, таких как: межвенцовый осевой зазор Δz_1 , отношение шагов направляющих лопаток и рабочих лопаток t_2/t_1 , окружной сдвиг НЛ следующей ступени по отношению к НЛ текущей ступени (clocking effect). Влияние перечисленных относительных величин на переменные аэродинамические силы на рабочих лопатках и стало предметом исследования. Кроме того, исследовалась такая характеристика ступеней с относительно длинными

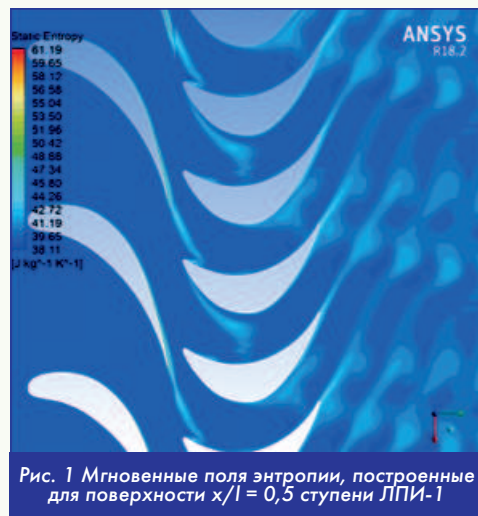


Рис. 1 Мгновенные поля энтропии, построенные для поверхности $x/l = 0,5$ ступени ЛПИ-1

ми лопатками, как распределение и расфазировка переменных сил по высоте рабочей лопатки, что оказывает влияние на их вибрационную надежность.

Цель исследования заключалась в том, чтобы определить рекомендуемые диапазоны варьирования указанных относительных геометрических величин. Рекомендуемые - с точки зрения уменьшения переменных аэродинамических сил на РЛ в осевых турбинных ступенях.

Метод численного моделирования

Для расчета трехмерного вязкого нестационарного потока в проточных частях исследуемых турбинных ступеней был использован программный пакет Ansys CFX 18.2. В качестве модели турбулентности была выбрана одна из наиболее популярных на сегодняшний день модель SST Ментера [3], пригодная для расчета турбулентных течений в турбомашинах.

Для построения расчетных сеток лопаточных секторов исследуемых осевых турбинных ступеней использовался сеточный генератор Ansys Turbogrid. Суммарное количество элементов расчетной сетки находилось в диапазоне 4 - 12 млн. Безразмерное число y^+ для первой пристенной ячейки для всех сеточных моделей находилось в диапазоне 1 - 2, что удовлетворяет требованиям низкорейнольдсовой модели турбулентности SST. Временной шаг расчета подбирался таким образом, чтобы число Куранта $C = u\Delta t/\Delta x$ (где u - скорость переноса, Δt - временной шаг, Δx - пространственный шаг) находилось в диапазоне 1 - 4, в соответствии с требованиями метода URANS.

В качестве объектов исследования были выбраны модельная ступень ЛПИ-1 с отношением среднего диаметра к высоте лопаток $d/l = 13$, и модельная ступень V84.3 с отношением $d/l = 4$ [7]. Основные геометрические характеристики исследуемых ступеней приведены в таблице 1.

Таблица 1 Геометрические характеристики исследуемых турбинных ступеней

| Геометрический параметр | Ступень ЛПИ | Ступень V84.3 |
|--|-------------|---------------|
| Радиус среднего сечения r , мм | 390 | 166 |
| Длина направляющей лопатки l_1 , мм | 60 | 71 |
| Хорда профиля НЛ b_1 , мм | 59 | 30 |
| Шаг НЛ t_1 , мм | 47,9 | 16,9 |
| Относительный шаг НЛ \bar{t}_1 | 0,8 | 0,564 |
| Число НЛ $Z_{НЛ}$ | 51 | 59 |
| Длина рабочей лопатки l_2 , мм | 59 | 86 |
| Хорда профиля РЛ b_2 , мм | 41 | 34,4 |
| Шаг РЛ t_2 , мм | 25,4 | 22,2 |
| Относительный шаг РЛ \bar{t}_2 | 0,618 | 0,645 |
| Число РЛ $Z_{РЛ}$ | 96 | 47 |
| Отношение d/l_2 | 13 | 3,86 |
| Отношение шагов t_2/t_1 | 0,53 | 1,255 |
| Межвенцовый осевой зазор Δz_1 , мм | 4 | 12 |

Результаты численного моделирования

Зависимость уровня переменных сил на рабочих лопатках от времени для модельной ступени ЛПИ-1 построены на рисунке 2. Видим, что относительный размах переменных сил значителен, и составляет до 80 % от осредненной величины.

Размах переменных сил существенно зависит от межвенцового осевого зазора турбинной ступени. Исследование влияния межвенцового осевого зазора было подробно исследовано зарубежными и отечественными авторами. В настоящей работе мы ограничились сопоставлением результатов разных авторов. В качестве примера представлен рисунок 3. Хорошее совпадение кривых зависимости размаха ПАС РЛ от относительного осевого

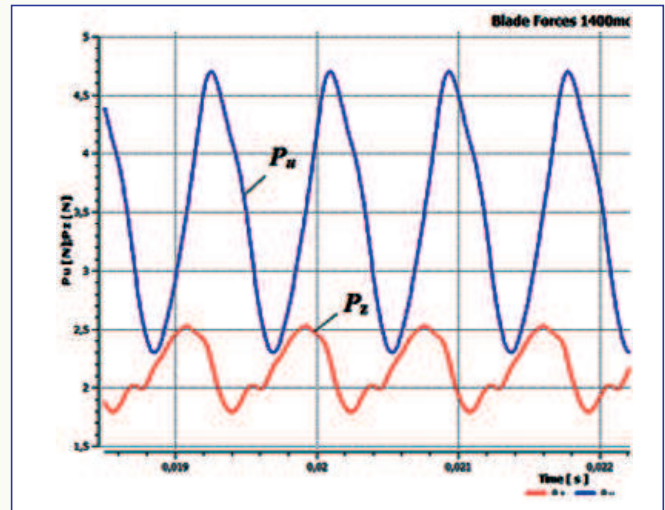


Рис. 2 Переменные аэродинамические силы, действующие на РЛ ступени ЛПИ-1, окружная и осевая составляющие

зазора у независимых авторов для разных ступеней (Красная кривая - результат исследователя из Японии Nakajima (2013 год) [5], голубая кривая - результат, полученный аспирантом СПбПУ Нгуеном К.К. (2015 год) [4]) вселяет надежду, что такой характер зависимости - фундаментальное свойство осевых ступеней.

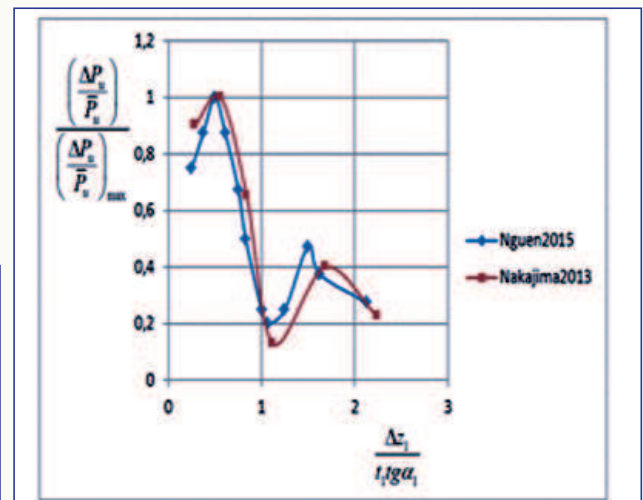


Рис. 3 Зависимость относительных размахов ПАС, действующих на РЛ, от относительного межвенцового зазора: окружная составляющая

Следующий геометрический фактор, влияние которого исследовалось, это отношение шагов рабочих и направляющих лопаток [5, 6]. Отношение t_2/t_1 варьировалось путём изменения числа направляющих лопаток модельной ступени ЛПИ-1. Это отношение варьировалось в диапазоне 0,25 - 1,25. На рисунке 4 вы можете

видеть структуру потока в ступени (развертка на среднем диаметре) для варианта $t_2/t_1 = 0,25$. Хорошо видно, что шаг объединенных вихревых структур за рабочими лопатками соответствует шагу НЛ.

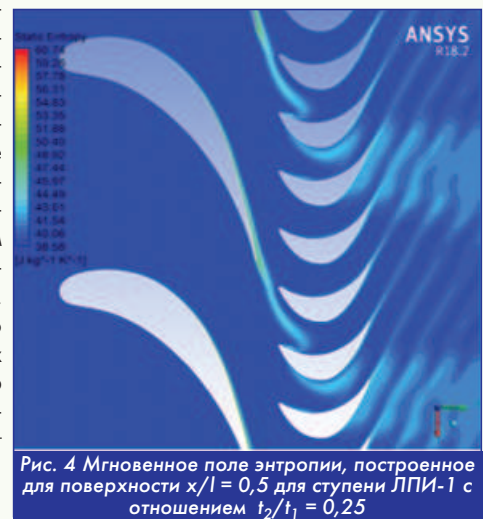


Рис. 4 Мгновенное поле энтропии, построенное для поверхности $x/l = 0,5$ для ступени ЛПИ-1 с отношением $t_2/t_1 = 0,25$

Характер полученной кривой на рис. 5 (той, которая черного цвета) достаточно легко объяснить.

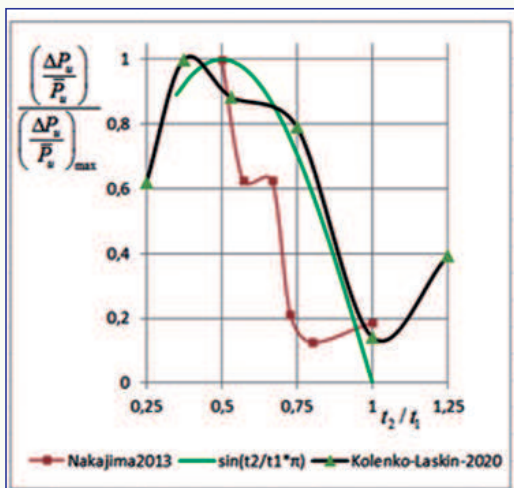


Рис. 5 Зависимость относительных размахов ПАС, действующих на РЛ, от отношения шагов t_2/t_1

Если $t_2/t_1 = 1$, то пульсации давления, создаваемые возмущениями потока от НЛ, будут происходить в смежных каналах рабочего колеса в одной фазе. Переменная составляющая Разности давлений на вогнутой и выпуклой стороне будет минимальной, наблюдаем минимальный уровень ПАС РЛ.

Если $t_2/t_1 = 0,5$, тогда пульсации давления в смежных

каналах будут происходить в противофазе, и наблюдаем максимальный уровень ПАС РЛ. Если $t_2/t_1 = 0,5$, тогда пульсации давления в смежных каналах будут происходить в противофазе, и наблюдаем максимальный уровень ПАС РЛ.

Для ступеней с относительно длинными рабочими лопатками ($d/l = 4$) важными с точки зрения вибрационной надежности является распределение и расфазировка переменных аэродинамических сил по высоте РЛ. Исследование выполнено на модельной ступени V84.3 [7].

На рисунке 6 построены погонные переменные силы, действующие на разные отрезки рабочей лопатки, в зависимости от времени.

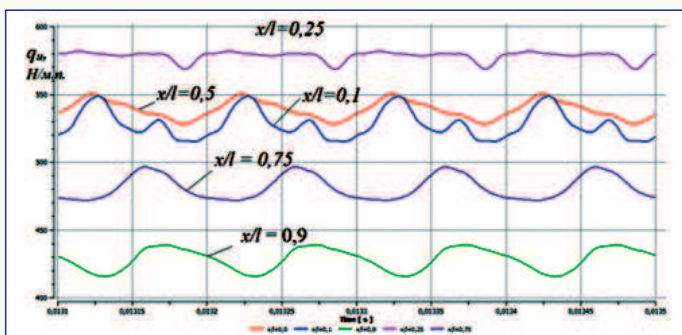


Рис. 6 Изменение во времени погонной окружной ПАС, действующей на РЛ модельной ступени V84.3. Пять участков по длине лопатки: $x/l = 0,05; 0,25; 0,5; 0,75$ и $0,95$

Из этого рисунка можно сделать следующий вывод.

Фазовый сдвиг между возмущающими силами на различных участках по высоте лопатки присутствует, он достигает максимального значения между периферийным и корневым сечением. Этот сдвиг фаз объясняется нерадиальной установкой выходной кромки НЛ и входной кромки РЛ, поскольку потенциальные возмущения давления, воздействующие на РЛ, при относительном вращении венцов, можно сказать, строго следуют геометрии лопаток. С точки зрения вибрационной надежности, сдвиг фаз играет положительную роль, поскольку лопатка "выбирает" более сложную форму вынужденных колебаний [10], и как правило, с меньшими амплитудами перемещений, чем в случае синфазного воздействия ПАС.

С целью приближения к решению второй инженерной задачи (обеспечение высокого уровня КПД турбины с учетом нестационарности потока), была выполнена серия расчетов стационарного и нестационарного течения в ступени ЛПИ-1 при варьировании числа u/C_0 .

На рисунке 7 представлены две кривые. Зеленая кривая - это результаты расчета стационарного потока. В программе Ansys

CFX такой метод расчета называется Stage. Окружная неравномерность потока в зазоре между лопаточными венцами осредняется, и аэродинамическое взаимодействие их таким образом отсекается.

Нестационарный расчет (черная кривая) учитывает дополнительные потери кинетической энергии в ступени, связанные с генерацией и диссипацией турбулентной кинетической энергии в вихревых следах, и в процессе деформации и объединения этих вихревых структур в рабочих межлопаточных каналах и за рабочим колесом. Как видим из рисунка, уменьшение лопаточного КПД, обусловленное дополнительными потерями кинетической энергии на нестационарность, для ступени ЛПИ составляет от 1 до 2 % в зависимости от режима u/C_0 .

Выводы. Перечислим наиболее важные и применимые на практике выводы, которые отвечают поставленной цели. На этапе проектирования осевых турбинных ступеней энергетических турбин, с точки зрения уменьшения ПАС РЛ и с целью повышения вибрационной надежности лопаточных аппаратов, рекомендуется придерживаться следующих диапазонов геометрических параметров:

1) Относительный межвенцовый зазор равен единице или больше двух. $\Delta z_1/t_1 \tan \alpha_1 = 1$; $\Delta z_1/t_1 \tan \alpha_1 > 2$.

2) Рекомендуемое отношение шагов РЛ/НЛ $t_2/t_1 = 0,75 - 0,95$.

С точки зрения эффективности, потери кинетической энергии на нестационарность для ступени ЛПИ составляют от 1 до 2 % лопаточного КПД в зависимости от режима u/C_0 .

Литература

1. Аэродинамические характеристики ступеней тепловых турбин / Н.Н. Афанасьева, В.Н. Бусурин, И.Г. Гоголев и др.; Под общ. ред. В.А. Черникова. - Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1980. - 263 с., ил.
2. Коленько Г.С., Ласкин А.С. Структура потока аэродинамические характеристики плоской турбинной направляющей решетки // Естественные и технические науки. - 2018. - №4 (118). - С. 164-176.
3. Shawn Wasserman Choosing the Right Turbulence Model for Your CFD Simulation // ENGINEERING.com. - 2016. URL: <https://www.engineering.com/DesignSoftware/DesignSoftwareArticles/ArticleID/13743/Choosing-the-Right-Turbulence-Model-for-Your-CFD-Simulation.aspx> (Дата обращения: 12.02.2020)
4. Нгуен Куок Куан. Численное исследование влияния межвенцового зазора на переменные силы в осевой ступени турбины // Молодой ученый. - 2015. - №10 (90). - С. 270-274.
5. Nakajima, Tomomi; Shikano, Yoshio; Yamashita, Yutaka Prediction of Unsteady Force for Axial Turbine Buckets (Effects of Nozzle-Bucket Axial Gap Length and Blade Count Ratio) // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, June 3-7, 2013, San Antonio, Texas, USA.
6. Korakianitis T. On the prediction of unsteady forces on gas turbine blades: Part 1 -Description of the approach // Transaction of the ASME, Vol. 114, 1992. P. 123-131.
7. Зандер М.С., Черников В.А. Аэродинамические характеристики блока "ступень-выходной диффузор" стационарной газовой турбины при различных режимах работы // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Наука и образование. - 2011. - №2. - С. 61-68.
8. Ласкин А.С. Выбор оптимального осевого зазора, обеспечивающего минимум аэродинамического возбуждения колебаний рабочих лопаток газовой турбины // Энергомашиностроение. - 1987. - №2. - С. 18-25.
9. Niu, Xiyang; Wang, Lin; Li, Dongming; Du, Qiuli Reduction of Turbine Blade Unsteady Forces by Shape Modification of Vanes for Industrial Gas Turbines // Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 13 - 17, 2016, Seoul, South Korea.
10. Rzakowski, R.; Gnesin, V.; Kolodyazhnaya, L. Aeroelasticity Analysis of Unsteady Rotor Blade Forces and Displacements in LP Last Stage Steam Turbine with Various Pressure Distributions the Stage Exit // Journal of Vibration Engineering & Technologies, volume 6, issue 5, 2018.
11. Waite, Joshua J.; Kielb, Robert E. The Impact of Blade Loading and Unsteady Pressure Bifurcations on Low-Pressure Turbine Flutter Boundaries // Journal of Turbomachinery, volume 138, issue 4, 2016.
12. Seelye, Charles E.; Wakelam, Christian; Zhang, Xuefeng; Hofer, Douglas; Ren, Wei-Min Investigations of Flutter and Aerodynamic Damping of a Turbine Blade: Experimental Characterization // Journal of Turbomachinery, volume 139, issue 8, 2017.

Связь с авторами: gidrat@mail.ru
n.zabelin.turbo@mail.ru
ga@spbstu.ru

Н А Н О В О Й В Ы С О Т Е

Организаторы



МАКС 2021

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ
САЛОН**

Устроитель



WWW.AVIASALON.COM • 20-25 ИЮЛЯ • ЖУКОВСКИЙ

ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКАЯ СТРАТЕГИЯ МЕЖДУНАРОДНОГО НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

Анатолий Алексеевич Сперанский,

Вице-президент Российской инженерной академии, Президент Международного института антропогенной безопасности, Председатель правления Китайского НТЦ РИА, DExpert, профессор, академик РИА

Инь Бинь,

Председатель правления Российско-Китайского гуманитарного центра, заместитель гендиректора Китайского НТЦ РИА, академический советник Президента РИА, к.т.н., академик РАЕН

Представлен системный подход к организации совместных научных исследований и международного делового сотрудничества профессиональных научно-инженерных сообществ в интересах социально-экономического прогресса России и Китая.

A systematic approach to the organization of joint scientific research and international business cooperation of professional scientific and engineering communities in the interests of socio-economic progress of Russia and China is presented.

Ключевые слова: интеграция знаний, формирование научно-инженерных школ, научно-технологическое лидерство.

Keywords: integration of knowledge, formation of scientific and engineering schools, scientific and technological leadership.

Научно-технологический центр Российской инженерной академии в Пекине создан совместными усилиями Пекинской Ассоциации содействия глобальным талантам (BGTEA) Министерства науки и технологий КНР и Российской инженерной академии. Основанием послужило Соглашение от 20 февраля 2020 года между Президентом РИА Борисом В. Гусевым и Генеральным секретарем BGTEA Дином Чжифеном о Международной инженерной платформе научно-технологического лидерства в Устойчивом развитии. Активное взаимодействие академиков РИА с иностранными членами РИА из КНР позволяет сократить временной цикл обоснования, согласования и коммерциализации актуальных технологий, понизить инвестиционные риски проектов.

Российская инженерная академия, стратегически ориентированная на развитие прорывных фундаментальных и креативных технологических научных знаний в области инженерных наук, поддерживает инвестиционную стратегию системной коммерциализации наукоемких инженерных технологий в три взаимосвязанных этапа:

Этап 1. Создание совместных Научно-исследовательских институтов с участием Китайских университетов для проведения перспективных научных исследований и опытно-конструкторских работ при поддержке экспертно-консультационных Академических рабочих (научных) станций (АРС) под руководством российских академиков. Источником системного финансирования предполагаются Целевые государственные и фондовые гранты в научно-образовательной среде.

Этап 2. Организация совместных китайско-российских промышленных производственных предприятий (СП) по созданию и выпуску наукоемкой конкурентной продукции с Конструкторским бюро (КБ) и Комплексом цифровых испытаний для обеспечения конкурентного качества мирового интеллектуального уровня. Источником системного финансирования предполагаются Китайские промышленные партнеры-инвесторы (акционеры) СП.

Этап 3. Формирование объединенными усилиями НИИ, СП и КБ научно-инженерных школ лидирующего уровня знаний (НИШ), проведение международной Профессиональной аттестации выпускников НИШ Академическим сообществом, публикация научных монографий, регистрация научных открытий. Источником системного финансирования предполагаются Китайские образовательные и просветительские гранты, а также пожертвования меценатов и Фондов, поддерживающих цели Устойчивого социально-экономического развития наших стран и народов (см. рис).



Стратегия предполагает возрождение наставничества академиков в форме передачи научных знаний и реальную поддержку карьерных устремлений молодых ученых и талантов.

Участие российских академиков и иностранных членов РИА из Китая позволяет путём параллельной организации работ (в основном совместными научными коллективами) решить три важнейшие стратегические задачи РФ и КНР:

- привлечение к совместным научным исследованиям талантливых российских ученых;
- существенное повышение конкурентного уровня второго производственного этапа коммерциализации исследований благодаря преемственности знаний первого исследовательского этапа;
- ускорение взаимовыгодной интеграции знаний путем синхронизации лабораторных испытаний совместного технологического прототипа на площадке российского партнера с одновременной организацией полноразмерных научно-прикладных исследований на площадке китайского партнера, с учетом возрастного ценза академиков на фоне объективных сложностей международных коммуникаций из-за пандемийных ограничений. Легализация интеллектуальных активов совместной научно-технологической деятельности ведется одновременно на всех трех этапах жизненного цикла интеграции.

Несмотря на жесткую продолжительную пандемию, партнеры собирают первые плоды международного взаимовыгодного сотрудничества - формируются творческие коллективы для совместной реализации перспективных социально значимых инициатив. Президент Российской инженерной академии профессор

Борис В. Гусев представил стартовые научно-технологические проекты академиков РИА, запускаемые китайским НТЦ РИА в приоритетных областях социально-экономического развития России и Китая:

Энергетика - Материаловедение (академик РИА доктор Александр И. Овчинников, директор Института возобновляемой альтернативной энергетики в творческом взаимодействии с иностранным членом РИА профессором Ли Юншенем, авторитетным ученым мирового уровня и успешным организатором индустриального производства в области подводных коммуникаций и магнитной левитации);

Экология - Агроиндустрия (академик-секретарь секции природоподобных технологий и здорового питания РИА доктор Евгений А. Мандрыка, Президент Научно-производственной фирмы "Лионик" в творческом взаимодействии с иностранным членом РИА профессором Чжан Даном, известным ученым и системным организатором международного статуса в области фармацевтики и пропедевтики);

Механика - Цифровые IT (вице-президент РИА, директор Института наукоемких инженерных технологий РИА профессор Анатолий А. Сперанский, Президент Международного института антропогенной безопасности в Белграде в творческом взаимодействии с иностранным членом РИА профессором Лун Тэном, ученым мирового уровня в области космической локации и позиционирования, во взаимодействии с иностранным членом РИА профессором Ван Лицзюнем, ученым мирового уровня в области оптоволоконных информационных систем).

Творческие инициативы научно-инженерных сообществ на площадке Китайского центра РИА чрезвычайно важны и полезны в свете решения правительства КНР объявить начавшуюся в 2021 году XIV пятилетку социально-экономического развития пятилеткой НИОКРов, существенно увеличив объёмы государственного финансирования в этом важном сегменте народного хозяйства.

Важнейшим аспектом стратегии международного научно-технологического сотрудничества являются организационно-методические основы лидерства профессиональных научно-инженерных сообществ и их членов, как правило, интегрированных в национальные и международные структуры устойчивого социально-экономического развития.

В России, по мнению китайских экспертов, такими интеграционными структурами являются Российская инженерная академия (РИА) во главе с проф. Б.В. Гусевым, Российская академия естественных наук (РАЕН) во главе с проф. О.Л. Кузнецовым и Российский союз научных и инженерных общественных объединений (РосСНИО) во главе с академиком РАН Ю.В. Гуляевым. Эти и значительное множество других научно-профессиональных сообществ, независимо от бюрократических структур государства, постоянно проявляют творческую инициативу по сохранению и приумножению научно-технологических знаний, традиционно являющихся яркой исторической гранью русской национальной культуры.

В Китае, по мнению российских экспертов, ведущими интеграционными структурами в научно-технологической сфере являются Китайская Ассоциация науки и техники во главе председателем Вань Гансом, Китайская инженерная академия во главе с проф. Ли Сяохуном и Пекинская Ассоциация поддержки глобальных талантов во главе с доктором Дином Чжифуном. Эти и множество других научно-профессиональных сообществ, эффективно управляемые партийно-государственными структурами КНР, постоянно проявляют творческую инициативу вовлечения в совместную научно-технологическую деятельность по приоритетным направлениям стратегического партнерства успешных иностранных академиков и талантливых молодых ученых.

В позитивно развивающихся отношениях научно-инженерных профессиональных сообществ России и Китая значительная роль отводится старейшему русскому научно-техническому журналу "Двигатель", издающемуся в России с 1907 г. Журнал специализируется в широком спектре теоретических проблем в термодинамике газовых, жидких и упругих сред, современном конструкцион-

ном материаловедении, исследовании, проектировании, производстве, испытаниях и эксплуатации новой конкурентной техники в транспортном и энергетическом машиностроении.

Творческим потенциалом и активом журнала "Двигатель" являются авторы разработок и квалифицированные эксперты в наземном, воздушном и морском транспорте; атомной, тепловой, резервной и гидроэнергетике; моделировании, испытаниях, диагностике и сертификации сложных энергетических систем гражданских и специальных применений. И, конечно, тематика надежности и безопасной эксплуатации, история развития знаний.


Редакционная коллегия журнала готовит содержательную работу НТЦ РИА в Пекине по подготовке и проведению Китайско-Российских научно-технических мероприятий 2021-2022 годов: Инженерный Форум малой авиации, Конкурс прорывных научных идей и креативных инженерных технологий, профессиональная консолидация академиков и молодых ученых в форме Научно-инженерных академических школ лидирующего уровня, Экспертно-аналитическое сопровождение инновационных проектов, экспертная подготовка Регистрации инженерных научных открытий, Аттестация профессионального статуса.

Одним из актуальных аспектов международного сотрудничества является неуклонный рост глобальных угроз антропогенного характера. Потери экономик индустриальных стран в текущем столетии, по статистике ООН, кратно превышают валовой национальный продукт допандемного 2019 года, составивший всего +2,5 %. Проблемы техногенной, технологической, экологической, продовольственной и инфекционной безопасности являются приоритетами не только мирового сообщества, но и главными национальными задачами.

Высокая гуманитарная миссия Международного Российско-Китайско-Сербского института антропогенной безопасности в Белграде, созданного на Международной инженерной платформе научно-технологического лидерства в устойчивом развитии, состоит, прежде всего, в предотвращении, устранении и предупреждении глобальных угроз жизнедеятельности человека. Она опирается на исторически подтвержденные основы: научный и инженерный талант, гражданский героизм и культуру русского народа; глубину национальной философской мудрости, самоотверженное упорство и генетическое трудолюбие китайского народа; высокую духовность идеалов свободы, неколебимую веру в добро и справедливость сербского народа.

Такой уникальный спектр возможностей трёх народов позволяет реализовать на практике международное лидерство в прорывных фундаментальных научных знаниях и креативных опережающих инженерных решениях.

С целью ускорения развития международных научных, деловых и образовательных контактов, эффективного участия в разработке и реализации проектов, программ и форумов, создании совместных центров, институтов и предприятий, организации экспертно-аналитической, аттестационной, учебно-издательской, информационно-просветительской и конкурсной деятельности профессиональных научно-инженерных сообществ, организовано Представительство РИА в КНР и утверждено Президиумом РИА Положение от 24.06.2021 г. Руководителем Представительства является вице-президент РИА по науке и международному научно-технологическому сотрудничеству.

Также определен Порядок приема выдающихся зарубежных ученых иностранными членами РИА, по которому условием приема является организация совместной научно-экономической деятельности, освобождающей от уплаты ежегодного членского взноса. При отсутствии совместной деятельности иностранного члена РИА с Академией в течение года после приема, наступает обязанность внесения ежегодного взноса в Фонд развития новых знаний "Инженерная мысль". Порядок призван стимулировать иностранных членов РИА участвовать в коммерциализации новых знаний в интересах России и Китая. 

Связь с авторами: bide9368454@hotmail.com

РАСХОДНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАНАЛОВ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ),
Институт двигателей летательных аппаратов, кафедра "Технология производства двигателей летательных аппаратов":

Евгений Ювенальевич Марчуков, д.т.н., профессор,

Сергей Дмитриевич Селиверстов, аспирант ОКБ им. А. Люльки:

Андрей Владимирович Стародумов, начальник расчётно-исследовательского управления,

Дмитрий Дмитриевич Чирков, начальник бригады экспериментальных исследований.

Работа посвящена исследованию влияния методов обработки внутренних каналов лопаток газотурбинного двигателя (ГТД), изготовленных методом селективного лазерного сплавления (СЛС), на расходные характеристики. Изготовлены модели каналов, имитирующих каналы входной кромки рабочей лопатки турбины высокого давления. Проведено сравнение расходных характеристик каналов без обработки (после СЛС) с каналами после электрохимической обработки (ЭХО), электроимпульсной полировки (ЭИП) и после электрохимической полировки (ЭХП), а также с каналами, изготовленными по традиционной технологии (литье в формы со стержнями).

The work is devoted to the study of the influence of the methods of processing the internal channels of the gas turbine engine blades made by the method of selective laser melting on the flow characteristics. Models of channels simulating the channels of the input edge of the working blade of a high-pressure turbine are made. The flow characteristics of channels without processing (after SLM) are compared with channels after electrochemical processing, electric pulse polishing and after electrochemical polishing, as well as with channels made using traditional technology (casting into molds with ceramic rods).

Ключевые слова: селективное лазерное сплавление, газотурбинный двигатель, охлаждаемая лопатка, расходные характеристики.

Keywords: selective laser melting, gas turbine engine, cooled blade, flow characteristics.

Одним из основных направлений повышения топливной эффективности ГТД является повышение температуры газа перед турбиной. При достигнутом уровне температуры газа перед турбиной дальнейшее увеличение температуры возможно только при разработке более эффективных систем охлаждения лопаток турбины или новых конструктивных материалов и покрытий. В связи с усложнением систем охлаждения лопаток применение традиционных технологий их изготовления становится затруднительным или невозможным, поэтому применение для создания лопаток турбин аддитивных технологий (АТ) может решить часть задач.

Преимущества применения технологии селективного лазерного сплавления (СЛС) для изготовления лопаток с внутренними каналами заключается в возможности реализации невыполнимых ранее или сложно выполнимых с технологической точки зрения схем охлаждения лопатки, в частности, создание лопатки с системой проникающего охлаждения или со структурой пористого материала. Особенностью СЛС является высокая шероховатость поверхности изготовленной детали, причем шероховатость поверхности различна на разных участках детали. Шероховатость поверхности зависит от размера частиц порошка, режимов спекания и от ориентации детали в 3D принтере. При проектировании лопатки, планируемой к изготовлению по технологии СЛС, необходимо обеспечить требуемые гидравлические характеристики каналов воздушного охлаждения, а также исключить появление поддерживающих структур во внутренних полостях системы охлаждения лопатки.

В настоящее время из-за высокой шероховатости наружную поверхность лопатки необходимо дополнительно обрабатывать, а предназначенные для пленочного охлаждения различные отверстия в профильной части лопатки осложняют эту обработку.

В настоящее время существует несколько жаропрочных сплавов, порошки которых возможно использовать в технологии СЛС: Inconel 718, Inconel 939 зарубежного производства и ЭП648ПС, ЭП741НП отечественного производства. Представленные мате-

риалы не обладают требуемыми прочностными свойствами для изготовления рабочих лопаток турбин высокого давления с температурой металла, достигающей 1150 °С. Современные лопатки высокотемпературных турбин изготавливают из монокристаллических сплавов. Работы по послойному синтезу монокристаллических образцов начаты, но пока не достигли стадии промышленного применения.

В связи с перечисленными выше особенностями технологии СЛС пока не могут быть применены для изготовления лопаток перспективных высокотемпературных турбин, однако 3D печать активно используется для изготовления лопаток с целью отработки новых систем охлаждения на экспериментальных образцах. Данная технология позволяет уже на стадии проектирования изготавливать лопатки и проводить экспериментальные исследования эффективности системы охлаждения, дорабатывать и оптимизировать конструкции без значительных затрат на изготовление образцов по традиционным технологиям.

Традиционная технология производства охлаждаемых лопаток методом прецизионного литья включает множество операций, в том числе изготовление металлических пресс-форм для оболочки и стержня методами механической обработки, изготовление керамических стержней, выплавляемых моделей, керамических оснасток.

Изготовление пресс-формы методом механической обработки - длительный и сложный технологический процесс, включающий получение заготовок деталей пресс-формы из поковок, проката или литьем из инструментальных сталей, предварительную обработку заготовок на станках с ЧПУ, слесарную обработку, термическую обработку, чистовую обработку заготовок деталей на металлорежущих станках, доводку наиболее ответственных поверхностей заготовок деталей пресс-форм, контрольную сборку и испытание пресс-формы. Все эти трудоемкие и длительные операции производства пресс-форм можно заменить выращиванием их из стали методом СЛС.

Одной из важных задач при изготовлении лопаток с перспек-

тивными высокоэффективными схемами охлаждения по технологии литья является получение керамического стержня, формирующего внутренние каналы лопатки. 3D-модель стержня представляет собой сложную внутреннюю полость охлаждаемой лопатки. Стержень будет служить вкладышем в пресс-форму для изготовления литейной формы и в последующем должен удаляться с помощью щелочи. Ввиду сложной конфигурации каналов применение пресс-форм для изготовления таких стержней не всегда возможно.

Целью работы является сравнение расходных характеристик каналов охлаждаемой лопатки турбины ГТД при различных технологиях изготовления и обработки:

1. По традиционной технологии (литье в формы со стержнями);
2. После СЛС;
3. После СЛС и ЭХО, ЭИП и ЭХП.

Задачи работы:

1. Провести продувку и проливку каналов моделей пера лопатки, изготовленных методом аддитивных технологий, до и после обработки внутренней поверхности каналов.
2. Определить различие расходных характеристик каналов охлаждения лопатки, полученных литьем и методом аддитивных технологий с последующей обработкой каналов различными видами.
3. После всех испытаний измерить шероховатость внутренних поверхностей каналов и диаметры внутренних отверстий.

Экспериментальное исследование моделей каналов, изготовленных методом СЛС

В рамках отработки технологии изготовления опытных деталей аддитивным методом были изготовлены три модели каналов, имитирующих каналы входной кромки рабочей лопатки турбины высокого давления (рис. 1). Данные модели были изготовлены из порошкового сплава Inconel 718 (размер частиц 40...60 мкм).

После изготовления детали была проведена продувка и проливка образцов.

Перед проведением испытаний каждая деталь маркировалась индивидуальным номером ("N" = 1, 2, 3). Деталь подключалась к стенду (рис. 2) и проводилась проверка на герметичность установки.

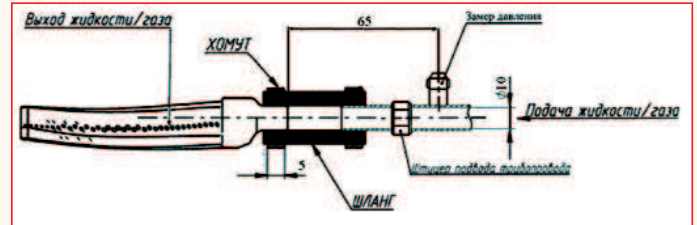


Рис. 2. Схема подключения модели канала к стенду

Продувка образцов выполнялась при перепадах давления: $\pi = 1,1; 1,3; 1,5; 1,7; 1,9; 2,1$. Проливка выполнялась под давлением на входе в деталь $P_{вх} = 0,3...6,0$ кгс/см², с шагом 0,3 кгс/см² и расходом воды 60...280 г/с.

В таблице 1 приведены используемые для измерения параметров приборы и погрешности измерения.

Таблица 1. Приборы, измеряемые параметры и погрешности измерений

| Измеряемая величина | Измерительный прибор | Диапазон измерения | Погрешность измерения | Примечание |
|---------------------|------------------------------|-----------------------------|----------------------------|---------------------|
| Перепад давлений | Датчик давления Метран-150 | 0...60 МПа | ±0,5 % измеренной величины | - |
| Давление | Манометр МТИ ГОСТ 2405-72 | 0...2,1 кгс/см ² | ±1 % измеренной величины | - |
| Температура воздуха | Приемник ТП-1040 (Термопара) | 0...+600 °С | ± 2,5 °С | - |
| Расход воздуха | Мерный участок | 1...12 г/с | ±1 % измеренной величины | Косвенное измерение |

По данным испытаний были построены графики расходных характеристик.

На рисунках 3 и 4 представлены результаты продувок и проливок каналов трех образцов, изготовленных методом аддитивных технологий.

По полученным данным максимальный результат отклонения от общего среднего значения трех образцов по продувкам не превышает 6,15 %, а по проливкам - 3,9 %.

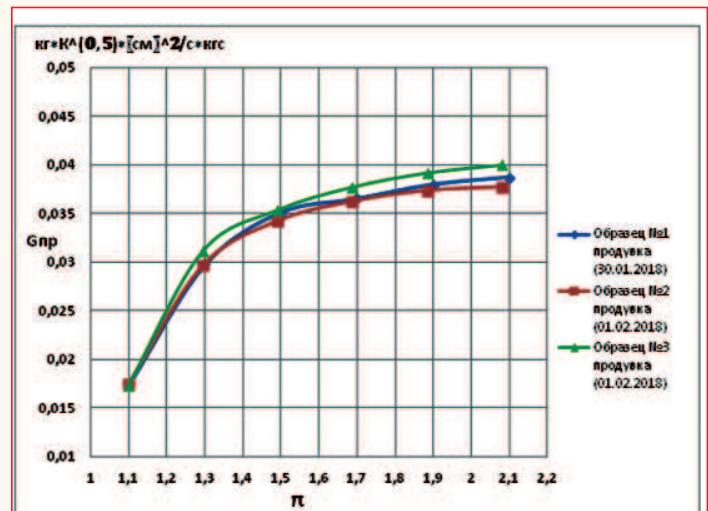


Рис. 3 Результаты продувок каналов, изготовленных методом СЛС

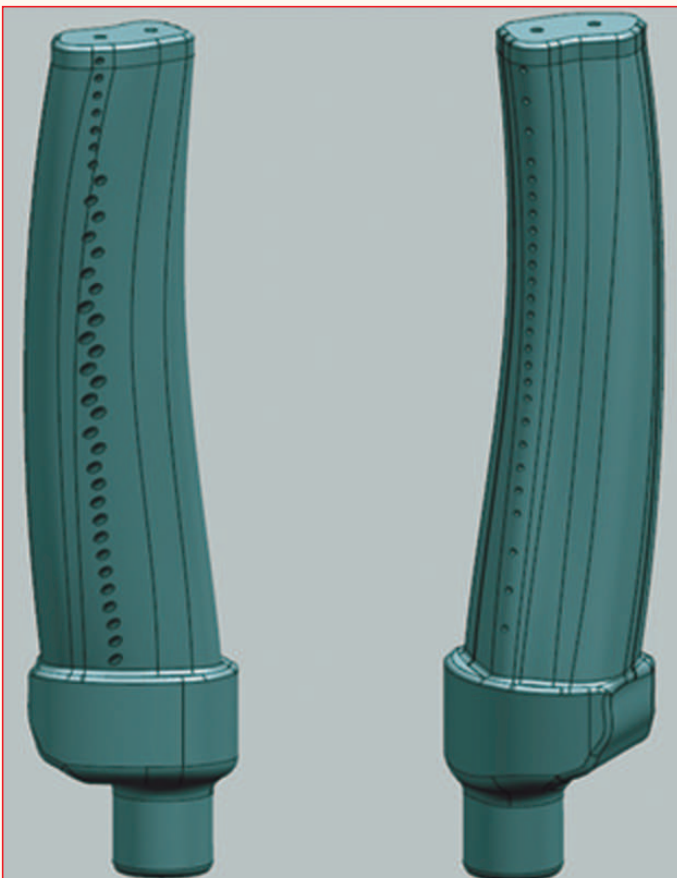


Рис. 1 Модель каналов, имитирующих каналы входной кромки рабочей лопатки турбины высокого давления

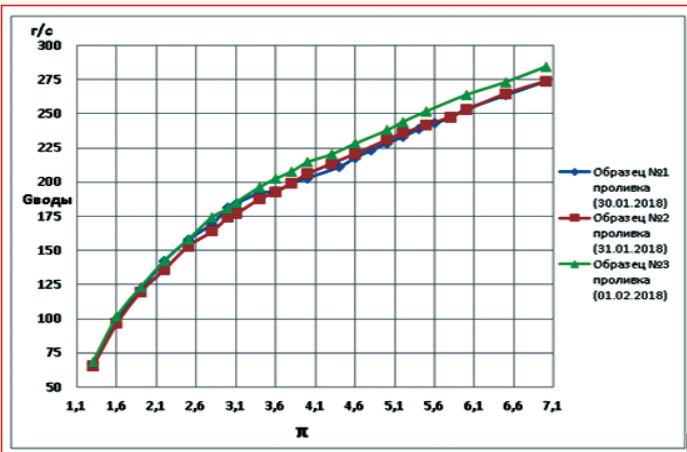


Рис. 4 Результаты проливания каналов, изготовленных методом СЛС

Экспериментальное исследование моделей каналов, изготовленных методом аддитивных технологий, после ЭХО и ЭИП+ЭХП

В связи с тем, что расходная характеристика каналов охлаждения, изготовленных методом СЛС, значительно ниже расходной характеристики каналов, полученных литьем (при продувке - на 45 %, рисунок б приложение А), в ходе дальнейших испытаний внутренние полости каналов моделей, изготовленных методом СЛС, подверглись дополнительной обработке. Образцы № 2 и № 3 прошли электрохимическую обработку (ЭХО), а образец №1 - сначала электроимпульсную полировку (ЭИП), а затем электрохимическую полировку (ЭХП).

Затем обработанные образцы прошли повторную продувку и проливание. Были построены графики сравнения расходных характеристик до и после обработки методами ЭХО и ЭИП+ЭХП каналов моделей, изготовленных методом СЛС (рисунки 5 и 6).

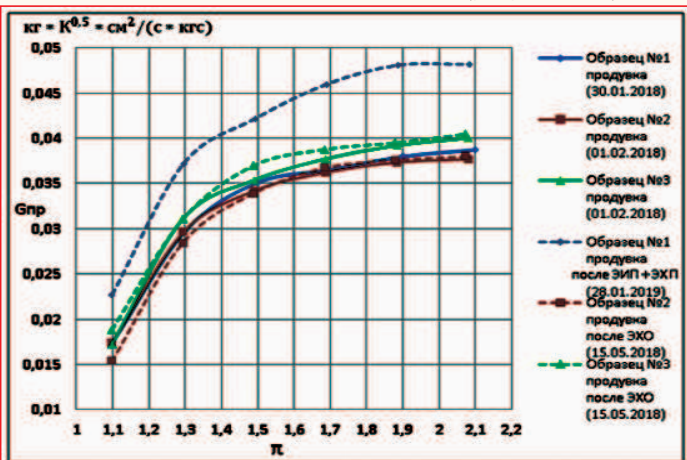


Рис. 5 Результаты продувки каналов, изготовленных методом СЛС

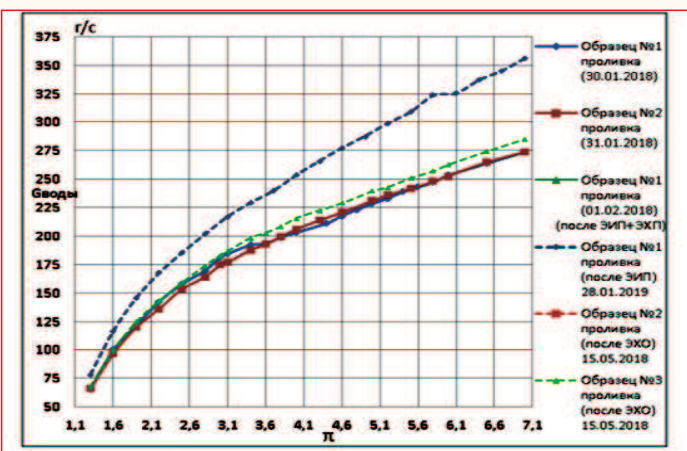


Рис. 6 Результаты проливания каналов, изготовленных методом СЛС (после ЭХО и ЭИП+ЭХП).

По результатам продувки и проливания каналов, изготовленных методом СЛС, на рабочем перепаде $\pi = 2,1$ выявлено:

- 1) для образца № 1 после ЭИП+ЭХП $G_{пр}$ увеличился на 30 %, а $G_{воды}$ увеличился на 16 %;
- 2) для образца № 2 после ЭХО $G_{пр}$ увеличился на 0,8 %, а $G_{воды}$ увеличился на 0,2 %;
- 3) для образца № 3 после ЭХО $G_{пр}$ увеличился на 1,1 %, а $G_{воды}$ увеличился на 0,3 %.

Также подсчитано, что значение приведенного расхода воздуха аддитивного канала после ЭИП+ЭХП на перепаде $\pi = 2,1$ сопоставимо со средним значением расхода воздуха по продувкам каналов литых лопаток. При этом приведенный расход через аддитивный канал после ЭИП+ЭХП меньше, чем через канал литой лопатки на 3 % (рис. 7).

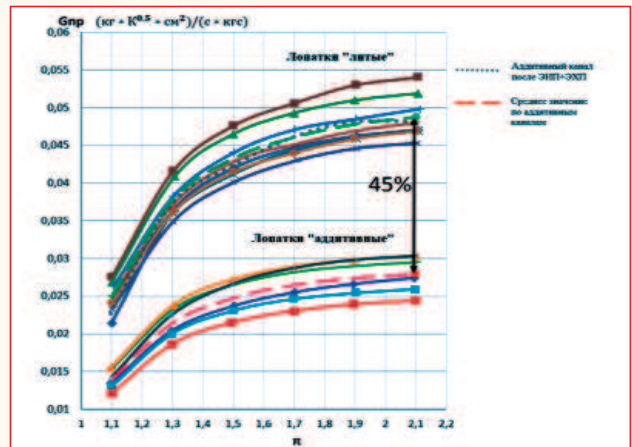


Рис. 7 Результаты продувки литых и аддитивных лопаток

Измерение параметров каналов моделей, изготовленных методом аддитивных технологий

После обработки и проведения экспериментальных исследований по продувке и проливанию, модели каналов были переданы для измерения их внутренних поверхностей.

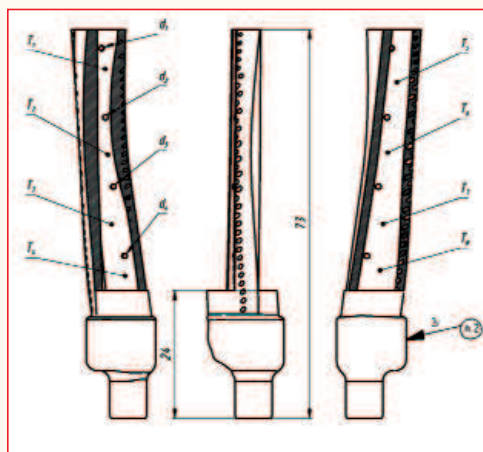


Рис. 8 Схема разрезки моделей каналов

Была выполнена разрезка трех моделей согласно рисунку 8, измерены диаметры четырех внутренних отверстий d_i с точностью $\pm 0,01$ мм и шероховатость в восьми зонах T_i .



Рис. 9 Разрезанные образцы моделей каналов после проведенных испытаний

Таблица 2. Результаты контроля диаметров отверстий и шероховатостей поверхностей каналов модели

| Образец № 2 | | | | | |
|--------------------|--|------------------------|---|--------|---------------------------------------|
| Контроль диаметров | | Контроль шероховатости | | | |
| № отверстия | Фактический диаметр отверстия d_i , мм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм |
| d_1 | 0,80 | T_1 | не измерялось по техническим возможностям | T_3 | 4,5 |
| d_2 | 0,80 | T_2 | | T_5 | 8,23 |
| d_3 | 0,76 | T_4 | | T_6 | 6,28 ÷ 6,59 |
| d_4 | 0,70 | T_8 | | T_7 | 6,56 ÷ 7,98 |
| Образец № 3 | | | | | |
| Контроль диаметров | | Контроль шероховатости | | | |
| № отверстия | Фактический диаметр отверстия d_i , мм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм |
| d_1 | 0,85 | T_1 | не измерялось по техническим возможностям | T_3 | 6,6 |
| d_2 | 0,79 | T_2 | | T_5 | 5,68 |
| d_3 | 0,80 | T_4 | | T_6 | 5,74 |
| d_4 | 0,70 | T_8 | | T_7 | 6,85 ÷ 7,20 |
| Образец № 1 | | | | | |
| Контроль диаметров | | Контроль шероховатости | | | |
| № отверстия | Фактический диаметр отверстия d_i , мм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм | № зоны | Фактическая шероховатость R_a , мкм |
| d_1 | 0,93 | T_1 | 0,82 ÷ 0,9 | T_3 | 2,67 ÷ 3,61 |
| d_2 | | T_2 | 1,36 ÷ 1,39 | T_5 | 2,97 ÷ 3,82 |
| d_3 | | T_4 | 0,36 ÷ 0,39 | T_6 | 2,73 ÷ 3,93 |
| d_4 | | T_8 | 0,93 ÷ 1,17 | T_7 | 2,7 ÷ 3,14 |

Согласно данным таблицы 2 шероховатость внутренних каналов после обработки ЭХО и ЭИП+ЭХП полностью удовлетворяет значениям, допускаемым при изготовлении литых лопаток третьего класса точности $R_a = 10...20$ мкм. Сравнение способов обработки поверхностей показало, что обработка ЭИП+ЭХП на одной из внутренних сторон образца № 1 снизила шероховатость в среднем на 55 %, а на другой стороне изменений не выявлено. Также была проведена оценка влияния ЭИП+ЭХП на внешнюю поверхность, в результате которой шероховатость в среднем снизилась на 90 %. Метод ЭХО, применяемый для образцов № 2 и № 3, значительных изменений не показал.

Согласно чертежу отверстия внутренних каналов d_i необходимо было изготовить диаметром 1 мм с допуском $\pm 0,2$ мм. Из таблицы 2 видно, что 50 % диаметров отверстий образцов № 2 и № 3 не удовлетворяют допустимому значению, в отличие от диаметров отверстий образца № 1, которые полностью удовлетворяют допуску. Также подсчитано, что размеры диаметров отверстий образца № 1 в среднем на 14 % превышают размеры отверстий образцов № 2 и № 3, что приводит к увеличению их площади на 7...40 %.

Таким образом, обработка ЭИП+ЭХП каналов моделей лопаток, изготовленных методом СЛС, по расходным характеристикам приблизило их к каналам литых лопаток, о чем свидетельствуют меньшее значение шероховатости и увеличенное значение внутренних отверстий по сравнению с обработкой ЭХО.

Выводы

В ходе исследования моделей, изготовленных методом СЛС выявлено, что после ЭХО у каналов моделей № 2 и № 3 (при $\pi = 2,1$) $G_{пр}$ в среднем увеличился на 0,95 %; $G_{воды}$ в среднем увеличился на 0,25 %. На образце № 1 (при $\pi = 2,1$) после ЭИП+ЭХП $G_{пр}$ увеличился на 30 %, $G_{воды}$ увеличился на 16 %. Также подсчитано, что значение $G_{пр}$ после ЭИП+ЭХП меньше среднего значения расхода по продувкам каналов литых лопаток на 3 %. Сравнения результатов значений приведены в таблице 3.

Таблица 3. Сравнение результатов продувок и проликов образцов при $\pi = 2,1$

| № образца | Расход до обработки | | Расход после обработки | |
|-----------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|
| | Вода, Гв | Воздух, Гпр | Вода, Гв | Воздух, Гпр |
| 1 | 136,17 | 4,80 | 160,10 | 6,10 |
| 2 | 130,66 | 4,71 | 133,20 | 4,77 |
| 3 | 136,33 | 5,01 | 136,84 | 5,07 |

Измерение шероховатости показало, что обработка внешней поверхности методом ЭИП+ЭХП снижает R_a в среднем на 90 %, а внутренней поверхности - на 55 %. Метод ЭХО не показал существенных изменений значений R_a после его применения.

После проведенных обработок методами ЭИП+ЭХП и ЭХО обнаружено что, 50 % диаметров отверстий образцов № 2 и № 3 не удовлетворяют допустимому значению, в отличие от диаметров отверстий образца № 1, которые полностью удовлетворяют допустимым значениям. Также подсчитано, что размеры диаметров отверстий образца № 1 в среднем на 14 % превышают размеры отверстий образцов № 2 и № 3, что приводит к увеличению их площади на 7...40 %.

Исследованное в работах [3, 4, 5] влияние шероховатости на течение потока в каналах показывает незначительную разницу как в расчетах, так и в сравнении с экспериментом. Учитывая это, можно предположить, что постобработка методом ЭИП+ЭХП необходима только для компенсации получаемых после СЛС диаметров отверстий. Таким образом, в дальнейшей работе планируется экспериментально проверить повторяемость получаемых после СЛС отверстий каналов в зависимости от диаметра и угла установки. **П**

Литература

1. Завалишин И.В., Финогеев А.Г. Особенности технологической подготовки производства деталей турбины газотурбинного двигателя // Электронный журнал "Труды МАИ", 2021, №56. - 11 с.
2. Логунов А.В., Буров М.Н., Данилов Д.В. Развитие энергетического и морского газотурбинного двигателестроения в мире // Научно-технический журнал "Двигатель", 2016, № 3 - С. 2-4.
3. Иноземцев А.А., Плотников А.И. Исследование влияния шероховатости поверхностей проточной части сверхзвуковой высоконапорной ступени осевого компрессора на её характеристики // Прикладная механика и техническая физика, 2015, Т. 56, №2 - С. 21-31.
4. Хайрулин В.Т., Самохвалов Н.Ю., Тихонов А.С., Сендюров С.И. Оценка влияния шероховатости поверхности лопаток на параметры турбины высокого давления // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника, 2014, № 37 - С. 99-111.
5. Шевченко М.И. Проектирование охлаждаемых деталей ГТД с опережающей верификацией теплогидравлических моделей на примере охлаждаемых лопаток газовой турбины: Дис. канд. техн. наук: 05.07.10 / Роголев Андрей Николаевич; "НИУ "МЭИ". - М., 2016. - 193 с.
6. К.В. Раихин, К.Д. Талахов, С.Д. Селиверстов. Применение цифровых и аддитивных технологий в исследованиях двигателей ЛА // Материалы Международной научно-технической конференции молодых ученых "Новые материалы, оборудование и технологии в промышленности", г. Могилев, 26-27 октября 2017 г. - С. 28.
7. ASTM F2792-12a Standard Terminology for Additive Manufacturing Technologies (Withdrawn 2015), ASTM International, West Conshohocken, PA, 2012, www.astm.org.
8. Инновации для двигателестроения [Электронный ресурс]. - http://viam.ru/news/2073.
9. Rolls-Royce breaks additive record with printed Trent-XWB bearing [Электронный ресурс]. - https://www.theengineer.co.uk/rolls-royce-breaks-additive-record-with-printed-trent-xwb-bearing/
10. Kumar J. Current Trends of Additive Manufacturing in the Aerospace Industry / J. Kumar, C.G. K. Nair // Advances in 3D Printing & Additive Manufacturing Technologies, pp. 39-54, 2017. DOI: 10.1007/978-981-10-0812-2_4.

Связь с авторами:
seliverstovsd@mai.ru,
dmitriy.chirkov@okb.umpo.ru

СТЕНД ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования (ФГБОУ ВО) "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):

Алексей Вячеславович Сычёв, ведущий инженер каф.203 МАИ, аспирант
Кирилл Вячеславович Белянский, инженер каф. 203 МАИ
Дмитрий Алексеевич Борисов, инженер каф. 203 МАИ
Константин Валерьевич Кузнецов, инженер, "КСК инжиниринг"

Описана конструкция и принципы применения испытательного стенда для Электрической винтомоторной группы (ЭВМГ). Приведены полученные результаты исследований и тестирования ЭВМГ. Показана схема сверхлёгкого электрического самолёта для дальнейших лётных испытаний.

The design and application principles of the test bench for the Electric propeller end motor group (EPMG) are described. The results of research and testing are presented. The diagram of an ultralight electric aircraft for further flight tests is shown.

Ключевые слова: Электрическая винтомоторная группа, испытательный стенд, электрический самолёт.
Keywords: Electric propeller end motor group, test bench, electric aircraft.

В настоящее время во всем мире разрабатываются летательные аппараты с электрическими силовыми установками. Переход части лёгких и сверхлёгких летательных аппаратов на электрические винтомоторные группы обуславливается основными преимуществами: надёжность; снижение выбросов в атмосферу; простота обслуживания и эксплуатации; снижение затрат на 50 % по сравнению с традиционными СУ.

Для разработки, испытаний и получения опыта эксплуатации требуется большой объём экспериментов. Появляется необходимость создания испытательных стендов.

В рамках работы по проекту электрического сверхлёгкого самолёта был создан стенд для испытания электрической винтомоторной группы (ЭВМГ). Параметры ЭВМГ были определены из требуемой энерговооружённости одноместного электросамолёта. Данный тип летательных аппаратов имеет массу менее 115 кг (без учета массы аккумуляторной батареи, спасательной системы (парашюта) и пилота), и не требует регистрации, сертификации и лицензии пилота. Поэтому они наиболее подходят для проведения исследований и дальнейшего массового внедрения. Основные данные электросамолёта приведены на рис. 1.

ного винта в статическом режиме (скорость полета 0 км/ч) около 80...100 кг. Расчетные мощность и тяга ЭВМГ в зависимости от скорости и оборотов воздушного винта приведена на рис. 2.

В качестве основного воздушного винта используется винт, разработанный и изготовленный группой исследователей (рис. 3, рис. 5).



Рис. 3 Воздушный винт, разработанный и изготовленный группой исследователей, компоновка ЭВМГ на самолёте

Общий вид и основные характеристики самолета Efly-2

| Лётно-технические характеристики | | Масса различных элементов | |
|---|-------------|---|--------------------|
| Макс. аэродинамическое качество | 12,0 | Масса пилота | 60-85 кг |
| Предельная высота полета (взлет, набор высоты 300 м) | От 25 мин | Масса пустого (без АКБ) | 114 кг |
| Скорость старта | 54 км/ч | Масса топлива полетной массы | 230 кг |
| Минимальная скорость полета | 55 км/ч | Масса аккумуляторной батареи | 21 кг |
| Наивысшая скорость планирования (взлёт, наибольшая дальность) | 70 км/ч | Размах крыла | 11 м |
| Эксплуатационная скорость планирования | 80 км/ч | Габаритные размеры (ДхШхВ) | 5,4м x 1,1м x 1,8м |
| Макс. взлётная скорость снижения | 1,5 м/с | Транспортные размеры (ДхШхВ) | 5,4м x 1м x 1,8 м |
| Максимальная скорость полета | 90 км/ч | Электрические системы управления | |
| Длина разбега | 65 м | Масса аккумуляторной батареи | 21 кг |
| Макс. эксплуатационная перегрузка | +1,5...-1,8 | Мин. время зарядки АКБ | 90 мин. |
| | | Мощность эл.двиг. (валет) | 25 л.с. |
| | | Мощность эл.двиг. (компл.) | 38 л.с. |
| | | Диаметр воздушного винта | 1,3 м |

Рис. 1 Общий вид и основные характеристики электросамолёта

Расчётами была определена необходимая мощность электродвигателя и тяга воздушного винта. Мощность электродвигателя находится в диапазоне 20...25 кВт, что соответствует тяге воздуш-

Основными элементами ЭВМГ являются: электродвигатель, воздушный винт, контроллер, аккумуляторная батарея, приборный блок. Приборный блок ЭВМГ позволяет измерять обороты воздушного винта, потребляемый ток и напряжение, температуру (двигателя, контроллера и аккумуляторной батареи). На рис. 4 показана схема контроля параметров работы ЭВМГ.



Рис. 4 Схема контроля параметров работы ЭВМГ

Для подтверждения расчетных характеристик ЭВМГ был изготовлен испытательный стенд (рис. 5). Стенд состоит из 4-колесной тележки, которая изготовлена из алюминиевого профиля и собрана на болтовых соединениях, что позволяет при необходимости доработать или полностью разобрать стенд.

На стенде установлен датчик для измерения тяги воздушного винта, а для измерения крутящего момента на стенд установлен шарнирный рычаг с тензометрическим датчиком, что в совокупности с другими датчиками позволяет определить основные характеристики ЭВМГ. Все измеряемые параметры (электрические и механические) обрабатываются специально разработанным приборным блоком.





Рис. 5 Общий вид стенда для испытания ЭВМГ

Приборный блок состоит из трех основных компонентов (рис. 6). Первым компонентом является высоковольтный контактор, служит для подачи питания на силовой контроллер управления двигателя, управление контактором происходит с приборной панели. Вторым компонентом, без которого не обходится ни один электронный прибор - это система питания. В задачи системы питания входит понижение напряжения с тяговой батареи до напряжения питания микропроцессора и датчиков, которые относятся к третьему компоненту блока. Плата микропроцессора принимает и обрабатывает сигналы от внешних датчиков, а после передаёт данные на устройства вывода и записи.



Рис. 6 Приборный блок

Для измерения основных характеристик электродвигателя были установлены следующие датчики: напряжения, тока, оборотов, крутящего момента, температуры, текущего заданного значения уровня мощности контроллера. Полученные данные с датчиков записываются на внешний носитель для последующего анализа данных, а также выводятся на приборную панель. Пример записи параметров работы ЭВМГ показан на рис. 7.

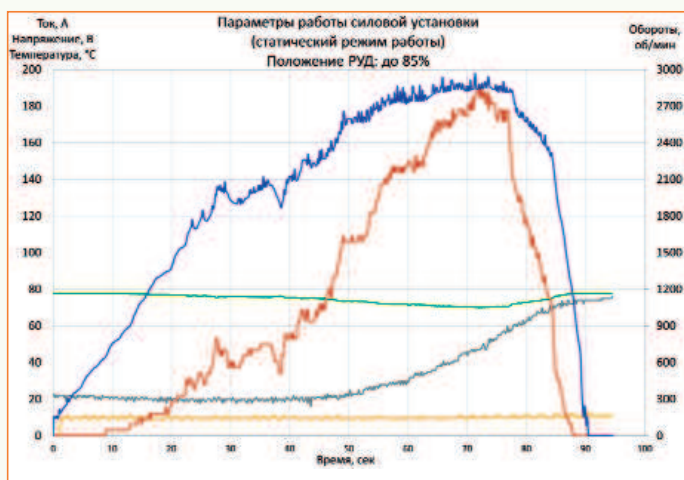


Рис. 7 Запись параметров работы ЭВМГ

На приборной панели (рис. 8) расположен дисплей (сенсорный экран с диагональю 7 дюймов) и два тумблера: тумблер включения питания и тумблер управления контактором. Дисплей отображает текущие параметры с датчиков, а также их производные. С помощью сенсорного экрана можно проводить гибкую на-

стройку параметров микропроцессора, что позволяет его использовать с двигателями разной мощности без перепрограммирования.



Рис. 8 - Общий вид приборной панели

Цели испытаний:

1. Верификация расчетов.
2. Получение опыта эксплуатации и проектирования силовых установок.
3. Оценка КПД всей ЭВМГ.
4. Подтверждение правильности выбранной конфигурации силовой установки (напряжение, ток, обороты двигателя, система отвода тепла от двигателя, обороты и диаметр воздушного винта).
5. Исследование параметров силовой установки при изменении крутящего момента (за счет использования разных воздушных винтов и перестановки угла установки лопастей воздушного винта).
6. Оценка работы ЭВМГ в режиме пиковой мощности (имитация взлетного режима электросамолета).
7. Отработка использования разработанного программно-аппаратного комплекса бортовой аппаратуры, с целью последующего улучшения.

По результатам испытаний ЭВМГ измеренные значения совпали с расчетными с погрешностью менее $\pm 5\%$.

Работа электрической силовой установки на критических режимах (режим пиковой потребляемой мощности) показала свою работоспособность и надежность, что позволило провести серию летных испытаний с данной силовой установкой. Однако, после стендовых испытаний было принято решение заменить покрытие катушек электродвигателя на высокотемпературный лак, так как температура двигателя поднималась до 130...150 °С.

В процессе летных испытаний (рис. 9) температура двигателя была ниже, чем при стендовых испытаниях (при той же мощности) благодаря большей площади соприкосновения двигателя с дюралюминиевой конструкцией электросамолета (большого теплоотвода), а также за счет набегаемого потока воздуха в полете. П



Рис. 9 Фото летных испытаний электросамолета с ЭВМГ

Литература

1. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. - М.: Машиностроение, 1978. -208 с, ил.
2. Арельев А.Н. Вопросы проектирование легких самолетов. Выбор конструкции. - М., МГТУГА, 2001.
3. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М. Машиностроение. 1975г. 204 с., с ил.

Связь с авторами: saavia@mail.ru

ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 3, ПРОДОЛЖЕНИЕ.

НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-134)

ГЛАВЫ ИЗ КНИГИ ПРОФЕССОРА В.А. ЗРЕЛОВА

ФГАОУВО "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва":

Владимир Андреевич Зрелов, д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов

Проанализировано развитие зарубежных турбовентиляторных двигателей для сверхзвукового полёта. Основы разработок составляли научно-технический задел и проверенные в эксплуатации конструкторско-технологические решения. Основные усилия разработчиков направлены на применение новых материалов и технологий, уменьшение количества деталей, снижение удельной массы, повышение эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности двигателей, уменьшение объёма сопроводительной документации.

The development of foreign turbofan engines for supersonic flight is analyzed. The basis of the development was the scientific and technical reserve and proven design and technological solutions. The main efforts of the developers are focused on the use of new materials and technologies, reducing the number of parts, reducing the specific weight, increasing the operational adaptability and maintainability of engines, reducing the volume of accompanying documentation.

Ключевые слова: Реактивные самолёты, газотурбинные двигатели, двухконтурные двигатели, ретроспектива.

Keywords: Jet aircraft, gas turbine engines, dual-circuit engines, development retrospective.

В современной сверхзвуковой военной авиации в основном применяются турбовентиляторные двухконтурные двигатели с форсажной камерой (ТРДДФ). Эти двигатели характеризуются небольшой степенью двухконтурности ($m = 0,25...2,1$), обеспечивающей высокие характеристики на форсажных режимах при сверхзвуковом полёте и удовлетворительную топливную эффективность на дозвуковой скорости полёта; предельно высоким значением температуры газа перед турбиной ($T_r > 1900 \text{ K}$) и высоким значением суммарной степени повышения давления ($\pi_{\Sigma} > 35$).

В них применяются высоконагруженные, с малым количеством ступеней компрессоры с регулируемым направлением аппаратами, малоэмиссионными камерами сгорания, эффективными охлаждаемыми одно- или двухступенчатыми турбинами, двухроторной (с противоположного вращения двухроторными роторами высокого давления и трёхроторными роторами низкого давления) и трёхроторной (с двухроторными роторами высокого и среднего давления и трёхроторными роторами низкого давления) конструктивной схемы.

В современные ТРДДФ применяются форсажные камеры сгорания со смешением газового и воздушного потоков; регулируемые с управляемым вектором тяги реактивные сопла; высокоэффективные цифровые системы управления, контроля и диагностики двигателя.

Применение передовых методов расчёта в сочетании с оптимальными конструкторско-технологическими решениями и прогрессивными материалами, обеспечивает чрезвычайно малую удельную массу двигателей (до 0,01 кг/Н) при высокой надёжности и простоте эксплуатации.

Можно утверждать, что современные ТРДДФ являются образцами самых передовых и перспективных достижений инженерной науки и техники.

Актуальным является анализ конструктивно-технологических решений, тенденций развития основных параметров и области применения авиационных двигателей, который представлен на примере развития зарубежных ТРДДФ.

В книге описывается деятельность General Electric и Pratt & Whitney (США), Rolls-Royce (Великобритания), SNECMA (Франция), а также ряда других зарубежных компаний в области создания авиационных ТРДДФ военного назначения.

Построены линии трендов изменения основных параметров этих двигателей и представлены некоторые их перспективные конструктивные схемы.

Результаты предлагаемого исследования могут быть полезны студентам, курсантам, аспирантам и преподавателям вузов, инженерно-техническим работникам, а также широкому кругу читателей, интересующимися авиационной техникой.

Принятые условные обозначения основных параметров двигателя:

| | |
|--|----------------|
| Тяга статическая на режиме форсажа ($M_p = 0, N_p = 0$) | P_{Φ} |
| Удельный расход топлива на режиме форсажа ($M_p = 0, N_p = 0$) | $C_{уд.ф}$ |
| Тяга статическая на максимальном режиме ($M_p = 0, N_p = 0$) | $P_{взл.}$ |
| Удельный расход топлива на максимальном режиме | $C_{уд.взл.}$ |
| Удельный расход топлива на крейсерском режиме | $C_{уд.кр}$ |
| Расход воздуха на максимальном режиме | $G_{в}$ |
| Температура газа перед турбиной на максимальном режиме | T_r |
| Степень двухконтурности | m |
| Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре | π_{Σ} |
| Степень повышения давления в вентиляторе | $\pi_{в}$ |
| Частота вращения ротора, об/мин | n |
| Масса двигателя | $M_{дв}$ |
| Длина | $L_{дв}$ |
| Диаметр | $D_{дв}$ |

1.3.9. F101X и F101DFE

Министерство обороны США столкнулось с серьезными проблемами двигателей Pratt-Whitney TF30 и F100 на истребителях Grumman F-14, McDonnell Douglas F-15 и General Dynamics F-16. Высокие характеристики (соотношение тяги к массе 7,6:1) двигателя F100 привели к ряду проблем с точки зрения надёжности.

F101X

В качестве альтернативы компания General Electric предложила свой двигатель. Рассматривалась также возможность его установки на бомбардировщике FB-111.

С этой целью на средства компании был создан двигатель-демонстратор ТРДДФ F101X, использующий газогенератор двигателя F101 (см. раздел 1.3.6).

Было построено два опытных двигателя F101X. Испытания первого начались в декабре 1976 г. и к февралю 1977 г. он на-

работал 104 ч. Второй опытный двигатель ТРДДФ F101X проходил испытания в марте 1977 г.

В 1979 финансовом году не было средств на финансирование демонстратора F101X, но были веские аргументы: не тратить деньги на новый двигатель. Также были опасения получить проблемы, которые произошли с программой Pratt-Whitney F100. Предполагалось, что новый двигатель приведёт к дорогостоящим материально-техническим осложнениям для ВВС, а новая программа будет стоить от 30 до 40 миллионов долларов в год для нового демонстратора.

На тот момент идея всё ещё заключалась в том, чтобы сохранить F101 в качестве резервной замены двигателю Pratt-Whitney F100. Военно-воздушные силы по-прежнему были заинтересованы в использовании F101 для повышения эффективности реагирования на проблемы Pratt-Whitney с F100.

В "Отчёте о совместной конференции по законопроекту об ассигнованиях на 1979 финансовый год" ВВС и ВМФ было предложено начать совместную разработку конкурсной программы альтернативных двигателей для самолётов F-14, F-16 и других. В своём ответе службы изложили трёхточечную стратегию, направленную на устранение непосредственных проблем с двигателем, а также на создание прочной основы для будущего развития двигателя [8].

В соответствии с совместной стратегией компания Pratt-Whitney продолжала получать средства для улучшения двигателя F100 и TF30 для F-15 и F-14, соответственно.

Средства программы Engine Model Derivative Program (EMDP) также продолжали поступать и General Electric для разработки двигателя F101. 5 марта 1979 г. ВВС заключили контракт с General Electric на первоначальную разработку двигателя, производного от F101. Двигатель недавно завершил предварительные испытания в полном объёме (FSD), необходимые для запуска его серийного производства. Задача General Electric состояла в том, чтобы поставить двигатель F101 для F-16 и запустить его в течение тридцати месяцев. Общее распределение финансирования составило около 90 % для General Electric и 10 % для Pratt-Whitney [8, 64].

Полемика в Конгрессе между сторонниками General Electric и Pratt-Whitney продолжалась на протяжении всего 1980 г., когда каждая сторона пыталась получить какое-то преимущество над другой. Военно-воздушные силы пытались оставаться в стороне от схватки, но Pratt-Whitney неоднократно удавалось вызывать их представителей в Конгресс, чтобы оправдать финансирование программы двигателей, альтернативных с General Electric. Однако ВВС смогли указать на успех программы General Electric EMDP. Надёжность и ремонтпригодность F101 были лучше, чем у F100 в то время, и GE F101 развивал большую тягу, чем F100. В бюджете 1981 г. ВВС запросили дополнительно 25 миллионов долларов на программу DFE. В Pratt-Whitney думали, что ВВС пытались получить от GE двигатель большей тяги как прямого конкурента F100. Хотя ВВС действительно хотели, чтобы F100 развивался до более высокого уровня тяги, исправлялись его ошибки и решались проблемы надёжности и ремонтпригодности, они также хотели и реализовать заложенные в F101 обещания.

При разработке двигателя F101 с соотношением тяги к массе 7,3:1 основные усилия были направлены на обеспечение надёжности и длительного срока службы за счёт облегчённой конструкции. С ожидаемой тягой 115...130 кН (11 800...13154 кгс) F101 должен был обеспечивать лучшее соотношение тяги к весу самолёта, чем F100, несмотря на его большую массу. За двухлетний период Конгресс добавил 41 миллион долларов в бюджет ВМФ, чтобы начать программу замены TF30. Когда ВМС не смогли потратить 41 миллион долларов и когда проблемы с F100 обострились, деньги были переведены в ВВС для разработки двигателя, который мог бы конкурировать с F100. Этот двигатель, производный от двигателя GEF101 для бомбардировщика B-1, в конечном итоге получил обозначение F110.

F101DFE

В поисках источника альтернативного двигателя для F-16 и для Tomcat F-14 военно-морского флота, в 1984 г. Министерство обороны (DOD) заключило контракт с General Electric на строительство небольшого количества двигателей F101 Derivative Fighter Engine (DFE) для лётных испытаний.

Программа F101DFE была частью комплексной программы Министерства обороны по разработке двигателей для истребителей, созданной для устранения текущих проблем с двигателями и удовлетворения среднесрочных и долгосрочных потребностей в них. Целью программы F101DFE было модифицировать двигатель F101 в качестве альтернативы или резервирования двигателей TF30 и F100 для самолётов F-14 и F-16 в случае отказа программ улучшения их компонентов (CIP), обусловленных проблемами, связанными с работоспособностью и ремонтпригодностью двигателей. К 1980 г. проблемы двигателей TF30 и F100, хотя и были разными, обычно заключались в их выключении, отказах компрессоров и турбин, и низком сроке службы элементов двигателя. Срыв компрессора и отказы турбины отрицательно сказывались на безопасности полётов. В совокупности проблемы приводили к снижению эксплуатационной готовности, увеличению затрат на запасные части, а также к обширным и дорогостоящим логистическим процедурам Carriage and Insurance Paid (CIP), а также, к сложности модернизации. С момента начала производства двигателей в 1971 г. (TF30) и 1973 г. (F100) до 1979 г. службы потратили около 534 миллионов долларов на устранение проблем. Несмотря на то, что были внесены некоторые улучшения, серьёзные проблемы остались [8, 66].

Модификации, позволяющие использовать двигатель F101 в истребителе, включали разработку нового вентилятора, турбины низкого давления, форсажной камеры, сопла, внешнего кожуха и изменение размеров для установки в планеры F-14 Super Tomcat (рисунок 1.93) и F-16 (рисунок 1.94) [8, 66].



Рис. 1.93 Самолёт F-14B Super Tomcat с двигателями F101DFE



Рис. 1.94 Самолёт F-16 с двигателем F101DFE

F101DFE стал бенефициаром инвестиций в технологии в размере одного миллиарда долларов, накопленных за 12 лет - с 1968 по 1980 гг. Эти инвестиции включали ряд успешных программ разработки двигателей - F101/B-1 (621 миллион долларов), CFM56 с использованием газогенератора F101 (109 миллионов долларов), YJ101/YF-17 (31 миллион долларов) и F404/F-18 (250 миллионов долларов). F101DFE основан на проверенной и продемонстрированной технологии из вышеуказанных программ и во многих случаях использует идентичные компоненты двигателя F101 [66].

Средства ВВС были использованы General Electric для создания на основе демонстратора F101X двигателя F101DFE (рисунок 1.95, 1.96).

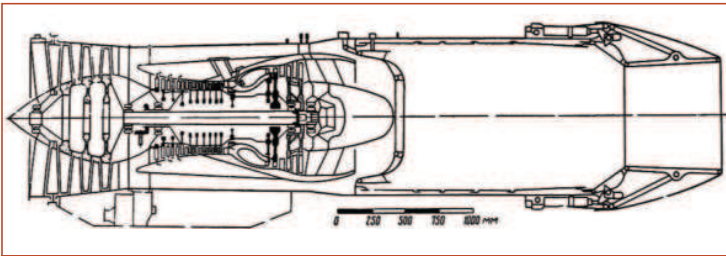


Рис. 1.95 Конструктивная схема ТРДДФ F101DFE

Элементы конструкции ТРДДФ F101DFE [8, 20, 25]:

Вентилятор - трёхступенчатый, с достаточным запасом устойчивости даже при возникновении неравномерности потока на входе. Лопатки ВНА имеют поворотную заднюю часть пера. Рабочие лопатки изготавливаются из титанового сплава. Как рабочие, так и лопатки ВНА могут заменяться индивидуально или группами. Корпус вентилятора спроектирован с горизонтальным разъемом.

Компрессор девятиступенчатый. Лопатки направляющих аппаратов первых трёх ступеней поворотные. Рабочие лопатки передних ступеней изготовлены из титанового сплава, а остальных ступеней - из стали. Рабочие лопатки и лопатки направляющих аппаратов могут заменяться индивидуально. Диски соединены друг с другом сваркой трением и образуют ротор барабано-дискового типа. Передний корпус из титанового сплава, а задний - из стали. Имеют горизонтальный разъем. Компрессор обладает достаточным запасом по помпажу при работе в зоне режима полёта на большой высоте с малой скоростью.

Камера сгорания кольцевая, короткая, имеет 20 двухканальных форсунок, через которые топливо впрыскивается в улитообразные смесители с противонаправленным вихревым движением воздуха, что обеспечивает получение однородного поля температуры на входе в турбину.

Турбина компрессора одноступенчатая, высоконагруженная. На сопловых и рабочих лопатках - воздушное плёночное охлаждение. Корпус турбины также охлаждается для регулирования радиальных зазоров. Рабочие лопатки могут заменяться индивидуально.

Турбина вентилятора - двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие лопатки снабжены на концах бандажными полками. Замена рабочих лопаток может производиться индивидуально, а сопловых лопаток второй ступени - группами.

Форсажная камера - с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров. Смешение происходит в зоне расположения стабилизатора пламени. Воспламенение топлива начинается у внутреннего кольца стабилизатора пламени. Поддача топлива во внешний поток производится только после того, как в горение будет вовлечено ~90 % кислорода из потока внутреннего контура, что обеспечивает более плавное воз-

Таблица 27 - Основные параметры двигателя F101DFE [20]

| Применение | Демонстратор |
|------------------------------------|-------------------------------|
| $P_{ф.}$, кН (кгс) | 122,1 - 124,7 (12430 - 12700) |
| $C_{уд.кр.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | - |
| $C_{уд.ф.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | - |
| $P_{вэл.}$, кН (кгс) | 74,6 (7600) |
| $C_{уд.вэл.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | - |
| $C_{уд.кр.}$ | - |
| $G_{в.}$, кг/с | 122,5 |
| $T_{г.}$, К | 1643 |
| m | 0,87 |
| $L_{к.с.}$ | 32 |
| $L_{в.}$ | >3 |
| $P_{вд.}/P_{нд.}$ | - |
| $M_{дв.}$, кг | 1720 |
| $L_{дв.}$, м | 4,595 |
| $D_{дв.}$, м | 1,270 |
| $D_{вх.}$, м | - |
| Годы производства | 1976 |

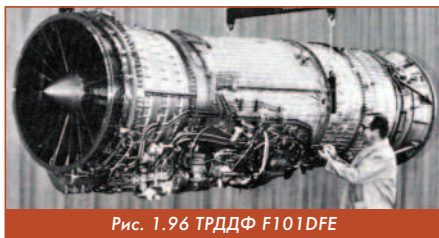


Рис. 1.96 ТРДДФ F101DFE

растание температуры по степени форсирования. Топливо в потоке наружного контура воспламеняется от пламени в потоке внутреннего контура. В камере используется ультрафиолетовый сигнализатор пламени для предотвращения жёсткого запуска. Форсажная камера работает во всем диапазоне режимов полёта без каких-либо ограничений.

Реактивное сопло сверхзвуковое, многостворчатое, имеет первичные, вторичные и внешние створки с соответствующими уплотнениями. Створки связаны между собой шарнирным соединением, включающим кулачки и ролики. Для изменения площади сечения сопла в соответствии с установленным режимом работы двигателя, используются гидравлические цилиндры, воздействующие на силовое кольцо, которое может перемещаться вперёд и назад, приводя в движение створки.

Система управления. Гидромеханическая система регулирования подачи топлива в основную камеру сгорания с электронным корректором. Управление форсажной камерой осуществляется по числу М потока воздуха в наружном контуре, определяемому по величинам статического и полного давления за вентилятором.

Обслуживание двигателя и его ремонт облегчаются благодаря модульной конструкции. Предусмотрены многочисленные отверстия для бороскопического осмотра наиболее ответственных деталей.

Важной особенностью двигателей F101 и F101DFE было то, что их газогенератор был унифицированным: он использовался не только для двигателей бомбардировщика В-1 и истребителя F-18, но и для двигателей CFM56 - для пассажирских самолётов и танкеров KC-135, что облегчало ремонтные работы, снабжение запасными частями, снижало стоимость двигателя и прямые эксплуатационные расходы. Этот газогенератор послужил также основой для создания семейства двигателей F110 и ТРДД F118-GE-100 для бомбардировщика В-2 (рисунки 1.97, 1.98). Наличие единого газогенератора обеспечивало разработчиков и производителей большим объёмом информации по его эксплуатации, что способствовало работе по повышению надёжности двигателей.

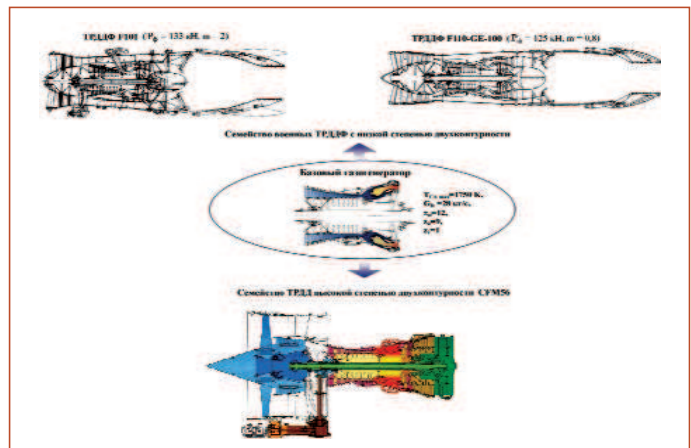


Рис. 1.97 Применение базового газогенератора F101

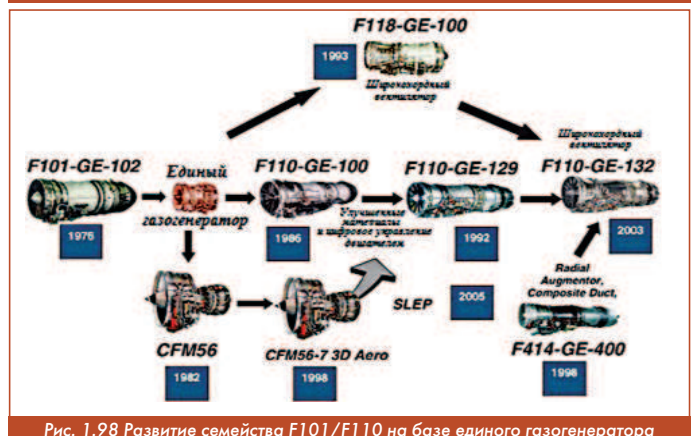


Рис. 1.98 Развитие семейства F101/F110 на базе единого газогенератора

1.3.10. F110

С июля 1981 г. по март 1982 г. опытная модель того, что позже стало F110, производным двигателем GE F101, прошла 70-часовые испытания на F-14. С октября 1981 г. по март 1982 г. F110 также проходил лётные испытания на F-16XL-2. General Electric получила контракт на полномасштабную разработку F110 в октябре 1982 г. В течение 1982 г. компании по производству двигателей работали над подготовкой запроса предложений (Request For Proposal - RFP) от ВВС. В RFP указывалось, что присуждение контракта будет основано на "комплексной оценке возможностей двигателя, стоимости жизненного цикла в течение двадцатилетнего периода, а также адекватности программы и конкурентности" [8]. Далее в RFP указывалось: "Будут рассмотрены последствия двойного вознаграждения на приобретение и стоимость владения, готовность и доступность системы, а также на промышленную базу для мобилизации" [8]. ВВС обратились к подрядчикам с просьбой представить предложения, касающиеся примерно 2000 двигателей для F-15 и F-16 на 1985-1990 финансовые годы.

Запросившая твердые цены для каждого из нескольких различных альтернативных контрактов, ВВС намеревались выбрать только один для заключения контракта.

Сначала подрядчиков попросили предложить свои лучшие цены, если ВВС решат изначально покупать только в соответствии с требованиями 1985 финансового года с опциями по ценам на три года после этого.

Во-вторых, подрядчиков также попросили указать лучшие цены, если ВВС заключат трёх- или пятилетний контракт. Предположительно, цены на многолетний контракт должны быть ниже из-за масштаба.

В-третьих, все предложения должны были включать непревышение цены для ВМФ, если ВМФ также будет покупать выбранный двигатель.

Большая часть этого RFP была связана со спором между Pratt-Whitney и ВВС по поводу того, что ВВС посчитали непомерно высокой стоимостью запасных частей для двигателя F100. Pratt-Whitney была единственным поставщиком запчастей для этих двигателей. Формула ценообразования на запчасти была такой же, как и при предыдущих военных закупках. В качестве генерального подрядчика Pratt-Whitney добавила накладные расходы и прибилиз к стоимости запасных частей, производимых субподрядчиками. Это было нормальной практикой ценообразования при предыдущих закупках. Впоследствии в RFP ВВС были внесены поправки, включающие требования к используемым данным о закупках, двойным источникам поставок, неограниченным правам на данные о закупках, которые должны быть предоставлены правительству, ценам опционов и гарантии. Это последнее было требованием Конгресса.

Ни одно из средств, предусмотренных законом "... не может быть представлено для покупки альтернативной или новой модели двигателя истребителя, не имеющей письменной гарантии или гарантии, подтверждающей, что он будет работоспособен не менее 3000 тактических циклов" [8]. Предложение RFP включало три основных требования:

Во-первых, в течение трёх лет или 1000 лётных часов двигатель не должен иметь дефектов материалов или изготовления. Если обнаруживались дефекты, подрядчик исправляет их или платит за это ВВС.

Во-вторых, турбина высокого давления и камера сгорания должны отработать восемь лет или 3000 тактических циклов. В качестве своей цели ВВС хотели обеспечить долговременную защиту, что является основным фактором нагрузки на капитальный ремонт двигателя. Если двигатель не смог сохранить 98 % своей тяги или превышал 105 % указанного расхода топлива, подрядчик был обязан отремонтировать или заменить его.

В-третьих, чтобы побудить подрядчика разработать надёжный продукт на долгий срок, подрядчик должен был гарантировать максимальный уровень демонтажа двигателей с 1989 по 1995 гг. Военно-воздушные силы хотели снизить нагрузку на техников по техническому обслуживанию.

Очевидно, что ВВС создали каждое из этих строгих требований в первую очередь для того, чтобы исключить проблемы, связанные с обслуживанием F100.

Соревнования по альтернативным двигателям для истребителей (AFE) продолжались. Предполагаемая сумма контракта оценивалась в 10 миллиардов долларов. General Electric предложила свой ТРДДФ F110, а Pratt-Whitney - усовершенствованную модель F100 - двигатель F100-PW-220. Из этого общего объёма средств 75 % были заключены с General Electric на поставку двигателей для самолётов F-16, а остальные 25 % были переданы компании Pratt-Whitney на поставку для F-15. Однако не предполагалось, что отдельные агрегаты будут работать на F-16 с двигателями двух разных типов, поскольку это создаст проблемы для запасных частей и логистики.

Обоснование ВВС состояло в том, что они хотели подождать год и посмотреть, что произойдет в двух программах двигателей. В официальном пресс-релизе ВВС говорится, что General Electric предложила лучшие (более низкие) общие расходы, обеспечила лучшую закупку запасных частей и предложила отличную гарантию. Представитель ВВС Верн Опп (Verne Orr) заявил: "фактически у нас будут двигатели для истребителей, срок службы которых будет вдвое больше, чем у современных двигателей, при примерно такой же прогнозируемой стоимости единицы продукции" [8].

Первый сертифицированный для производства двигатель F110 (рисунок 1.99) был поставлен для истребителя F-16C/D ВВС США (рисунок 1.100) в январе 1985 г.



Рис. 1.99 Двигатель F110-GE-100



Рис. 1.100 F-16C в полёте

Самолёт F-16 был разработан компанией General Dynamics Corp., которая в 1993 г. продала своё самолётостроительное отделение фирме Lockheed.

Двигателями F110-GE-100 с июня 1986 г. оснащались самолёты F-16C/D Block 30 [15, 27].

Значительная часть F-16C Block 30 была выпущена с прежним воздухозаборником (так называемый "малый рот"), что не позволяло двигателю F110-GE-100, имевшему больший расход воздуха, чем у его предшественника Pratt-Whitney F100, развивать полную тягу. Кроме того, данный двигатель был заметно тяжелее, что потребовало установки в носовой части фюзеляжа балласта.

Только на модификации F-16D Block 30 появился большой воздухозаборник - "большой рот" (рисунок 1.101). Однако, таких

самолётов было выпущено немного. Тяга F100-PW-220 даже несколько уменьшилась по сравнению с предыдущей модификацией. В результате лётные данные F-16C Block 30/32, выпускавшегося до 1992 г., были хуже, чем у F-16A.



Рис. 1.101 Воздухозаборники F-16C/D: а) "малый рот"; б) "большой рот"; в) размеры зоны входа и зоны наружного контура

В 1986 г. на F-16 появилась универсальная хвостовая часть, в которую мог устанавливаться и более крупный двигатель фирмы General Electric (рисунок 1.102).



Рис. 1.102 Сопла двигателей: а) F110-GE-100; б) F100-PW-200

Самолёты F-16C/D Block 30/32 были первыми, построенными с отсеком двигателя, приспособленным для монтажа как двигателей F100-PW-200 (Block 32), так и General Electric F110 (Block 30) (рисунок 1.103).

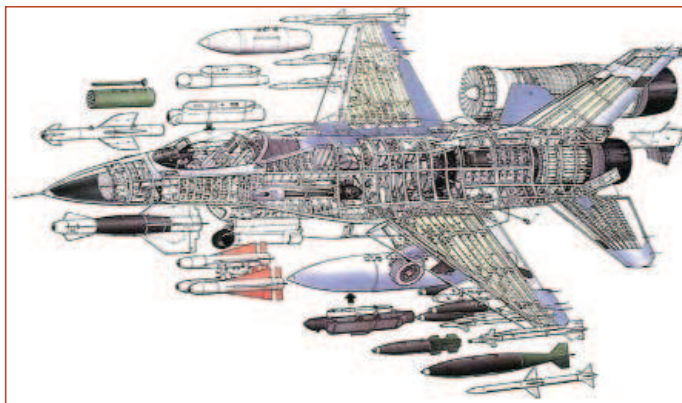


Рис. 1.103 Схема самолёта F-16C Block 30

Таблица 28 - Основные параметры самолёта F-16C/D [27, 70]

| | |
|----------------------------------|--------------------------------------|
| Разработчик | Lockheed |
| Первый полёт, г. | 1986 |
| Изготовлено, шт. | - |
| Масса пустого, кг | 8630 |
| Максимальная взлётная масса, кг | 17010 |
| Масса боевой нагрузки, кг | - |
| Силовая установка | 1хТРДДФ General Electric F110-GE-100 |
| Максимальная скорость км/ч | - |
| Боевой радиус, км | - |
| Потолок, м | - |
| Практическая дальность с ПТБ, км | 1524,0 |
| Максимальная перегрузка, g | +9,0 |

Двигатель F110-GE-100 (рисунок 1.104) и некоторые элементы его конструкции показаны на рисунках 1.104 - 1.119.



Рис. 1.104 F110-GE-100: а) вид справа, б) вид 3/4 спереди



Рис. 1.105 Корпус наружного контура F110-GE-100



Рис. 1.107 Направляющие аппараты вентилятора

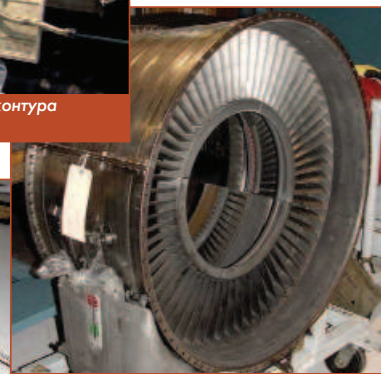


Рис. 1.106 Статор вентилятора

Компрессор двигателя - девяностоступенчатый, первые три ступени имеют регулируемые направляющие аппараты (рисунки 1.109 - 1.111)



Рис. 1.108 Ротор вентилятора



Рис. 1.109 Компрессор F110-GE-100



Рис. 1.110 Корпус компрессора F110-GE-100



Рис. 1.111 Ротор компрессора F110-GE-100

Кольцевая камера сгорания - короткая бездымная, имеет 20 двухконусных топливных инжекторов и испарителей с вихревой чашкой.

Турбина высокого давления (компрессора) - одноступенчатая высоконагруженная рассчитана на температуру на входе до 1643К. Лопатки могут быть заменены индивидуально без разборки ротора (рисунок 1.112).



Рис. 1.112 Ротор турбины высокого давления

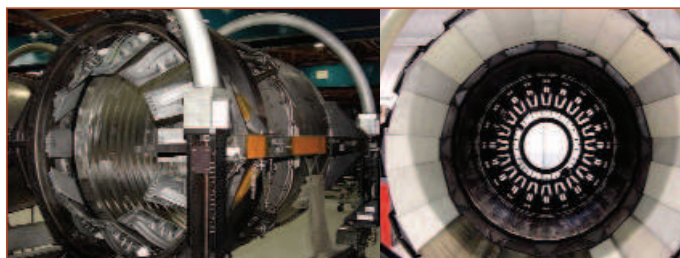


Рис. 1.118 Реактивное сопло F110-GE-100

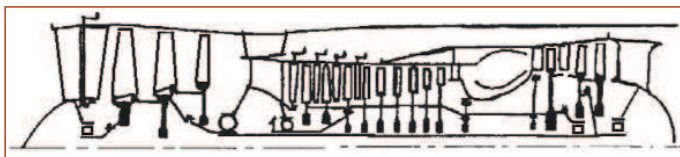


Рис. 1.119 Схема расположения опор в двигателе F110



Рис. 1.113 Ротор турбины низкого давления

Турбина низкого давления (вентилятора) - неохлаждаемая двухступенчатая (рисунок 1.113).



Рис. 1.114 Задняя опора турбины

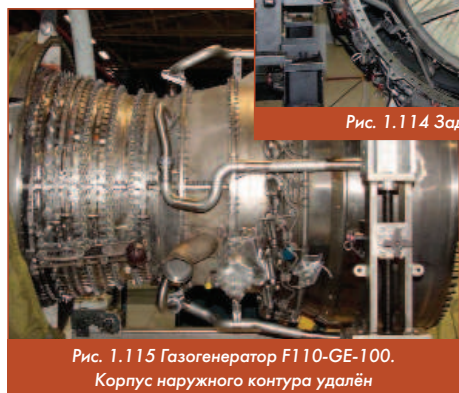


Рис. 1.115 Газогенератор F110-GE-100. Корпус наружного контура удалён

Форсажная камера - с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров (рисунок 1.116, 1.117).



Рис. 1.116 Жаровая труба форсажной камеры



Рис. 1.117 Форсажная камера и сопло

Система управления - гидромеханическая с электронным ограничителем температуры газа на турбине [17].

Ресурс горячей части ТРДДФ F110-GE-100 составляет 2000 ч (4000 циклов ТАС).

Стоимость - 2,5 - 2,9 млн дол. (1982 г.).

Состояние развития - серийный с 1984 г. В изготовлении участвовало 10 заводов фирмы General Electric и 1600 заводов-поставщиков деталей и комплектующих изделий. Сборка двигателей осуществляется на заводе в г. Ивендейле, штат Огайо (Evendale, Ohio).

Применение - двигателем F110-GE-100 оснащено большинство истребителей F-16C/D ВВС США. Он применяется на F-16 ВВС Израиля, Греции, Турции, Египта, Бахрейна, Объединённых Арабских Эмиратов, Чили и Омана. Кроме того, этим двигателем оснащён японский одномоторный истребитель F-2. Бесфорсажные версии F110: ТРДД F118-GE-100 применяется на бомбардировщике ВВС США Northrop B-2 Spirit и F118-GE-101 - для Lockheed U-2S Dragon Lady (рисунки 1.98, 1.119).



Рис. 1.120 ТРДД F118-GE-101

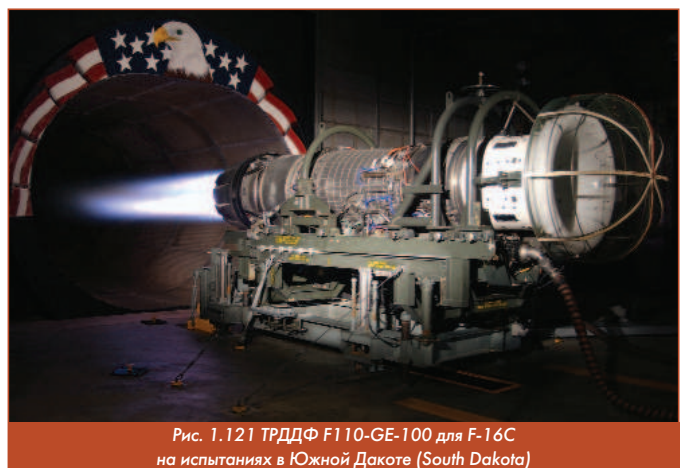


Рис. 1.121 ТРДДФ F110-GE-100 для F-16C на испытаниях в Южной Дакоте (South Dakota)

Реактивное сопло - сверхзвуковое, многостворчатое (рисунок 1.118).

Этапы развития:

Март 1983 г. Контракт на доводку двигателя по полной программе.

Октябрь 1984 г. Завершение доводки двигателя по полной программе.

Конец 1984 г. Поставка первых двигателей F110 серийного образца для проведения лётных испытаний на истребителе F-16. Завершение квалификационных испытаний.

Январь 1985 г. Начало эксплуатации самолёта F-16C с ТРДДФ F110-GE-100.

Ноябрь 1987 г. Завершение квалификационных испытаний ТРДДФ F110-GE-100.

Модификации:

1. ТРДДФ F110-GE-400 (рисунки 1.122, 1.123) для ВМФ был применён на самолёте F-14A Plus Tomcat, который с мая 1991 г. стал обозначаться F-14B (рисунки 1.124, 1.125).



Рис. 1.122 Двигатель F110-GE-400

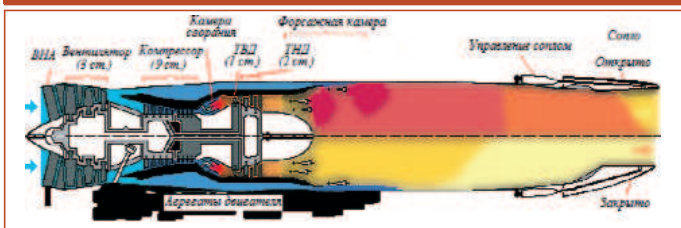


Рис. 1.123 Схема ТРДДФ F110-GE-400

Таблица 29 - Основные параметры двигателей F110-GE-100, F110-GE-400 [13, 17, 71]

| Применение | LockheedF-16C/D | Grumman F14B/D |
|------------------------------------|-----------------|----------------|
| Двигатель | F110-GE-100 | F110-GE-400 |
| $P_{ф}$, кН (кгс) | 127,308 (13000) | 124,5 (12713) |
| $C_{уд.ф}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | 212,16 (2,08) | 205 (2,01) |
| $P_{вэл.}$, кН (кгс) | 81,536 (8307) | 75,6 (7702) |
| $C_{уд.вэл.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | 75,48 (0,74) | 67,32 (0,66) |
| $C_{уд.кр}$ | - | - |
| $G_{в}$, кг/с | 115,2 | - |
| $T_{г}$, К | 1745 | 1745 |
| m | 0,87 | 0,87 |
| $\pi_{к\Sigma}$ | 30,4 | 30,3 |
| $\pi_{в}$ | 2,87 | 3,2 |
| $n_{вд}/n_{нд}$ | - | - |
| $M_{двр}$, кг | 1767 | 1526 |
| $L_{двр}$, м | 4,623 | 5,9 |
| $D_{двр}$, м | 0,905 | 0,905 |
| $D_{вх}$, м | 0,79 | - |
| Год начала стендовых испытаний | - | - |
| Годы начала производства | 1984 | 1987 |



Рис. 1.124 Самолёт F-14B с двигателями F110-GE-400



Рис. 1.125 Схема самолёта F-14 Tomcat

Новый двигатель был короче, чем TF30, который применялся на прежних модификациях F-14A, но эту проблема была решена путём удлинения форсажной камеры специальной вставкой. Коробку агрегатов и обвязку двигателя также адаптировали под гондолы F-14. Удлиненное почти на 30 см реактивное сопло способствовало снижению аэродинамического сопротивления в районе хвостовой части.

Техническое обслуживание самолёта F-14 было сложным и трудоёмким. В 1980-е гг. Tomcat был самым "трудозатратным" самолётом авиации ВМС США. Налёт на одну неисправность составлял 8,2 ч, трудозатраты на устранение неисправности (неплановое ТО) - 19,8 чел./ч, среднее количество вылетов на одну неисправность - 4,9, трудозатраты на обслуживание в расчёте на час полёта - 40 чел./ч [69].

До появления МиГ-31М самолёт F-14 был самым мощным в мире перехватчиком.

Лётные испытания F-14B с F110-GE-400 начались в 1987 г. Унификация двигателей F110-GE-100 и F110-GE-400 составляла 89 %.

Всего было построено 38 самолётов F-14B, ещё 48 были переоборудованы из варианта F-14A. В конце 1990-х гг. у 67 F-14B был продлён ресурс планера и улучшено бортовое оборудование. Модифицированные самолёты получили обозначение F-14B Upgrade.

Последний F-14B (рисунок 1.128) был снят с вооружения в 2006 г.

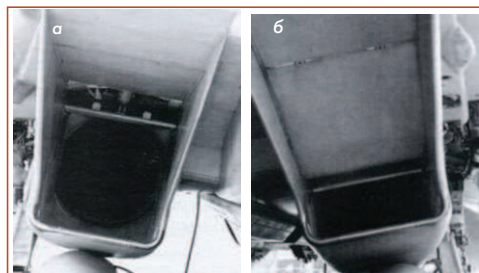


Рис. 1.126 Воздухозаборник F-14: а) в максимально открытом; б) в закрытом положениях

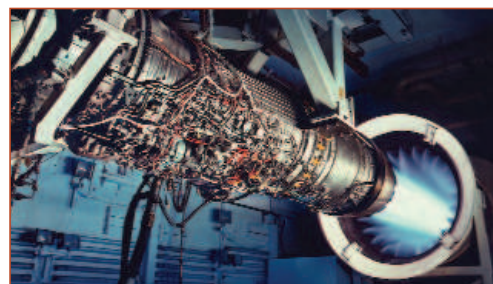


Рис. 1.127 Огневые испытания ТРДДФ F110-GE-400



Рис. 1.128 Самолёты F-14 на базе хранения Дэвис-Монтан (Davis-Montan). Спутниковый снимок Google Earth [68]

F-14D SuperTomcat является последней модификацией F-14 с двигателями F110-GE-400. Модификация F-14D отличалась наличием более мощного радара Hughes AN/APG-71 и усовершенствованной авионикой (аналоговое бортовое оборудование было заменено на цифровое), а также переоборудованной кабиной. Система могла сопровождать до 24-х целей, захватывать 6 из них и одновременно запускать по ним ракеты.

Для согласования габаритов двигателя F110-GE-400 с размерами мотоотсека на самолёте F-14D было произведено удлинение двигателя на 1,27 м. Удлинение получено путем добавления цилиндрической вставки в реактивную трубу.

Первый полёт F-14D Super Tomcat был осуществлён в 1988 г., а эксплуатация началась в 1990 г. Всего было построено 37 самолётов модификации F-14D, ещё 104 были переоборудованы из ранее выпущенных F-14A и получили обозначение F-14D(R).



Рис. 1.129 Взлёт F-14B с катапульты авианосца George Washington

Таблица 30 - Основные параметры самолётов F-14B и F-14D [27, 67 - 69]

| Разработчик | Grumman | Grumman |
|----------------------------------|--|--|
| Самолёт | F-14B | F-14D |
| Первый полёт, г. | 1986 | 1986 |
| Изготовлено, шт. | 38 | 37 |
| Масса пустого, кг | 18950 | 18191 |
| Максимальная взлётная масса, кг | 33725 | 33720 |
| Масса боевой нагрузки, кг | 6500 | 6500 |
| Силовая установка | 2 x ТРДДФ General Electric F110-GE-400 | 2 x ТРДДФ General Electric F110-GE-400 |
| Максимальная скорость км/ч | 1995 (M=1,88) | 2485 км/ч (M=2,34) |
| Боевой радиус, км | - | 926 |
| Потолок, м | 16150 | 16150 |
| Практическая дальность с ПТБ, км | 2965 | 2965 |
| Максимальная перегрузка, g | +7,0 | +7,0 |



Рис. 1.130 Посадка F-14B на палубу авианосца

2. F110-GE-129. Эта модификация также известна как: **F110-GE-129B, F110-GE-129C, F110-GE-129D** (применение на F-16) и **F110-GE-129E** (применение на F-15).

Испытания F110-GE-129 были начаты в 1988 г., а эксплуатация (Initial Operational Capability - IOC) - с 1992 г. Всего изготовлено 913 двигателей [72].

F110-GE-129 (рисунки 1.131 - 1.134) является развитием F110-GE-100 и имеет более высокие характеристики. Он разрабатывался по программе продления срока службы (Service Life

Extension Program - SLEP) для самолётов F-16C/D (рисунок 1.135). Программа SLEP завершилась в 2012 г., когда около 800 двигателей F110 были модернизированы и поставлены ВВС США по ориентировочной стоимости в 280 миллионов долларов. SLEP была нацелена на снижение затрат на обслуживание на 1 миллиард долларов. Программа SLEP включала технологические обновления камеры сгорания, турбины высокого давления, компрессора и сопла для сокращения внеплановой замены на 50 % и снижения стоимости лётного часа на 25 % [72, 73].

Двигателем F110-GE-129 оснащено около 75 % всего парка F-16C/D Block 50/52. Остальные используют двигатели F100-PW-229. Эти самолёты являются самыми совершенными вариантами F-16, произведенными в 20 веке [72].

Двигатели F110-GE-129 были выбраны для японского F-2 - усовершенствованной версии F-16, а также для установки на последнюю версию самолёта F-15K Slam Eagle, заказанного Республикой Корея. Первый F-15K поднялся в небо с двигателями F110 в марте 2005 г. Samsung Tech Win произвела в Корее 78 из 88 двигателей, закупленных ВВС Республики Корея (ROKAF) для программы F-15K.

В начале января 2006 г. правительство Сингапура выбрало двигатель F110-GE-129 для своего новейшего боевого самолёта F-15SG. Он также применяется на F-15SA ВВС Саудовской Аравии.

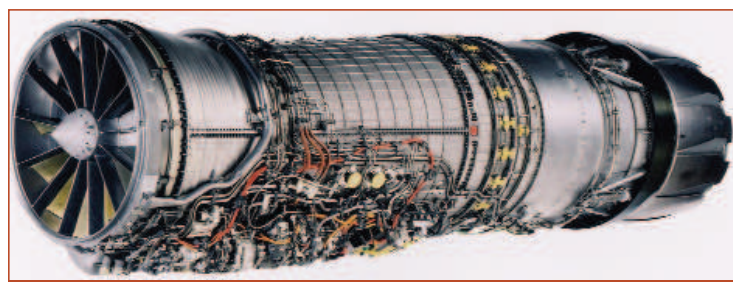


Рис. 1.131 ТРДДФ F110-GE-129

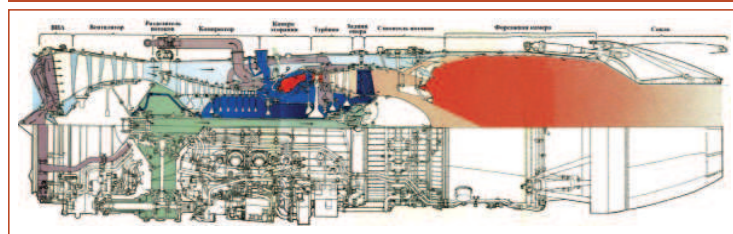


Рис. 1.132 Схема газоздушного тракта ТРДДФ F110-GE-129



Рис. 1.133 Макет ТРДДФ F110-GE-129



Рис. 1.134 Монтаж F110-GE-129 на самолёт F-16C

Особенностью двигателя F110-GE-129 по сравнению с двигателями прошлых поколений является обеспечение полёта на малой высоте при высокой скорости. Так, при скорости 980 км/ч на высоте 600 м двигатель развивает тягу на 30...33 % большую, чем предыдущие его модификации [77].

Аэродинамические характеристики ТРДДФ F110-GE-129 аналогичны характеристикам базового двигателя F110-GE-100, но использование новых материалов позволило повысить температуру газа. Увеличение тяги на взлётном режиме относительно невелико, но в зоне боевых действий при скорости полёта, соответствующей числу $M_p = 0,8...1,2$ на высоте от 3 до 9 км, тяга возрастает на 10 %. Такое увеличение тяги обеспечивает снижение времени разгона самолёта F-16 примерно на 10...15 % (от $M = 0,9$ до 1,6).



Рис. 1.135 Самолёт F-16C Fighting Falcon

Элементы конструкции [17, 31, 77]:

Вентилятор - трёхступенчатый, с регулируемым ВНА и повышенной частотой вращения ротора. Применены новые материалы. Увеличен запас по газодинамической устойчивости

Компрессор - девятиступенчатый, с регулирующими аппаратами первых ступеней, усовершенствованный с повышенной частотой вращения ротора. Увеличены π_k и запас по газодинамической устойчивости.

ВНА компрессора имеет 13 ширококордных лопаток. Для нескольких последних ступеней компрессора вместо сплава Inconel 718 использован сплав Rene 95 при сохранении титановых сплавов для первых ступеней.

Камера сгорания - кольцевая. Изготовлена из материала HS188.

Турбина высокого давления - одноступенчатая, охлаждаемая. Рассчитана на повышенную на 40...50 К температуру газа. С этой целью применены монокристаллические рабочие лопатки и увеличен расход воздуха на охлаждение.

Турбина низкого давления - двухступенчатая, неохлаждаемая.

Форсажная камера - со смесителем потоков наружного и внутреннего контуров. Модифицирована с учетом повышения на 70 К температуры на входе с целью улучшения управляемости. Установлен новый стабилизатор пламени и смещены назад коллекторы топливных форсунок.

Реактивное сопло - сверхзвуковое, регулируемое.

Система автоматического управления - основная - цифровая (Digital Electronic Engine Control - DEEC); резервная - гидромеханическая с диапазоном работы до максимального нефорсажного режима. Имеется электронная система диагностики, позволяющая накапливать данные о трендах, выявлять и диагностировать отказы. Масса DEEC составляет 15 кг и вдвое меньше размеры по сравнению с CAU базового двигателя.

Надёжность, эксплуатационная технологичность. Согласно требованиям ВВС США, двигатель должен иметь следующие показатели:

- частота срывов потока в компрессоре на 1000 ч лётной наработки - 0 - 0,1;
- частота отказов топливного насоса на 1000 ч лётной наработки - 0 - 0,2;
- стоимость 1 ч лётной эксплуатации составляет 285...480 дол.;
- трудоёмкость технического обслуживания и ремонта на 1 ч лётной наработки - 4 - 6 чел.;
- частота съёмов двигателя на 1000 ч лётной наработки составляет 4 - 6;
- ухудшение характеристик - не более 2 % на 4000 циклов ТАС.

Оснастка и материалы для проведения аэродромного технического обслуживания унифицированы на 85 % с ТРДДФ F110-GE-100.

Этапы разработки.

Июнь 1985 г. Контракт ВВС на доводку в полном объёме.

Март 1987 г. Начало стендовых испытаний.

Апрель 1988 г. Контракт ВВС, предусматривающий опытно-эксплуатацию на самолётах F-15E и F-16C/D.

Май 1988 г. Начало ресурсных испытаний.

Июнь 1988 г. Начало испытаний на высотном стенде.

Август 1988 г. Начало лётных испытаний на истребителе F-16С.

1 квартал 1989 г. Начало лётных испытаний на истребителе F-15Е.

Конец 1989 г. Завершение квалификационных испытаний.

Март 1990 г. Плановая поставка первого серийного ТРДДФ F110-GE-129 для проведения эксплуатационных испытаний на истребителе F-16.

Июнь 1990 г. Начало опытной эксплуатации.

Декабрь 1990 г. Начало лётных испытаний.

Январь 1991 г. Начало оценочных испытаний истребителя F-16 с серийным ТРДДФ F110-GE-129.

Начало 1992 г. Ввод в эксплуатацию на истребителе F-16.

Декабрь 1992 г. Завершение третьей серии ускоренных испытаний с имитацией условий полёта.

Апрель 1992 г. Нарботка головного образца ТРДДФ составила 6000 циклов ТАС (Tactical Air Command - цикл, определяемый командованием тактической авиацией США в качестве меры ресурса авиационного двигателя).

Сентябрь 1992 г. Достижение лётной наработки 2400 ч. При этом максимальная тяга двигателя составила 137 кН при суммарном расходе воздуха 123 кг/с. Поставка 109 ТРДДФ для F-16 фирме General Dynamics.

Октябрь 1992 г. Проверка согласования двигателя с планером истребителя F-15Е.

Январь 1993 г. Начало квалификационных лётных испытаний на самолёте F-15 фирмы McDonnell Douglas.

Таблица 31 - Основные параметры двигателей F110-GE-129 и F110-GE-132 [13, 17, 72-76, 80]

| Применение | F-15E, F-16C/D Block 50 | F-16E/F Desert Falcon |
|------------------------------------|-------------------------|-----------------------|
| Двигатель | F110-GE-129 | F110-GE-132 |
| $P_{фр}$, кН (кгс) | 129 (13150) | 144,2 (14700) |
| $C_{уд.фр}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | 193,8 (1,9) | 213,18 (2,09) |
| $P_{взл.}$, кН (кгс) | 75,62 (77,09) | - |
| $C_{уд.взл.}$, кг/кН ч (кг/кгс ч) | - | - |
| $C_{уд.кр}$ | - | - |
| $G_{в}$, кг/с | 122,5 | 124,7 |
| $T_{гр}$, К | 1753 | 1783 |
| m | 0,76 | 0,8 |
| $\pi_{к\Delta}$ | 30,7 | 33,3 |
| $\pi_{в}$ | - | 2,98 |
| $n_{вд}/n_{нд}$ | - | - |
| $M_{дв}$, кг | 1805 | 1837 |
| $L_{дв}$, м | 4,63 | 4,62 |
| $D_{дв}$, м | 1,181 | 1,181 |
| $D_{вх}$, м | 0,905 | - |
| Год начала стендовых испытаний | 1988 | - |
| Годы начала эксплуатации | 1992 | 2003 |

20 февраля 2018 г. во время взлёта на форсажном режиме с авиабазы Мисава (Misawa Air Base), Япония самолёта F-16CM 92-3883 USAF Lockheed Martin с двигателем F110-GE-129, авиадиспетчеры сообщили, что заметили пламя в хвостовой части двигателя [83].

Расследование установило, что причиной аварии было разрушение переднего обтекателя стойки турбины, что привело к "перегреву" двигателя и значительному повреждению его частей. Этот обтекатель состоит из трёх титановых сегментов, кото-

рые покрывают переднюю внешнюю часть стойки турбины (рисунки 1.136).

После разрушения часть переднего обтекателя деформировалась и заблокировала охлаждающий поток воздуха вокруг двигателя, что привело к перегреву и возгоранию области сопла (рисунки 1.137, 1.138).

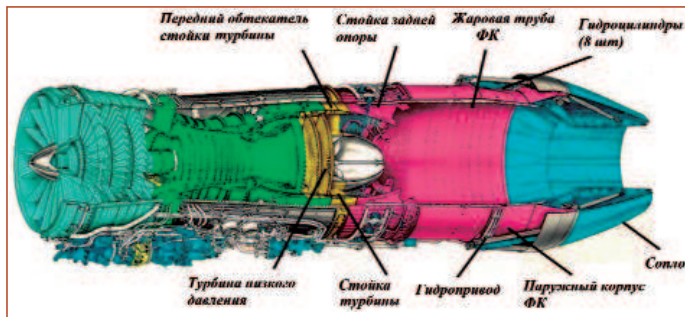


Рис. 1.136 Конструктивная схема ТРДД F110-GE-129



Рис. 1.137 Разрушение сопла



Рис. 1.138 Прогар форсажной камеры

Было выявлено, что в период 2012-2015 гг. при техническом обслуживании реактивных двигателей *"не соблюдались стандартные протоколы технического обслуживания"*. Это создало среду, которая допускала ненадлежащее оформление документов для обеспечения подотчетности деталей, серьезную дезорганизацию в процессе ремонта и ненадлежащее обращение с деталями, включая неспособность разделить обслуживаемые и не обслуживаемые детали. Это привело к возможности установки некондиционных детали в процессе ремонта или технического обслуживания.

Для устранения этих недостатков было выделено полмиллиона долларов на реконструкцию участка техобслуживания и ремонта [83].

ТРДД General Electric F110-GE-129 также был применен на экспериментальном самолёте General Dynamics NF-16D VISTA (Variablestability In-flight Simulator Test Aircraft - симулятор изменяемой устойчивости). Этот самолёт был создан на основе F-16D Block 30 Fighting Falcon, эксплуатировавшегося с 1992 по 1993 гг. в качестве летающего тренажёра, и модифицированного совместно General Dynamics и Calspan (рисунки 1.139).

Буква N означала, что самолёт имел особый статус испытаний и что модификации были достаточно радикальными, что было бы непрактично восстановить его до первоначального состояния. [87, 88].

Самолёт использовался для исследований в ВВС и ВМС США, а также в NASA. В 1993 г. он стал модификацией F-16/MATV, но в 1995 г., после замены двигателя и авионики, "вернулся" в статус VISTA. В апреле - мае 1998 г. он использовался как летающая лаборатория для испытания программного обеспечения компьютерных систем управления полётом для X-35 JSF компании "Lockheed".

Начало работ по программе F-16 VISTA (Variablestability In-flight Simulator Test Aircraft) - сентябрь 1995 г. Первый полёт F-16 VISTA - май 1997 г.

General Dynamics VISTA/MATV NF-16D основан на конструкции планера версии израильских ВВС, которая включает в себя обтекатель, проходящий по длине фюзеляжа позади фонаря кабины, и тяжёлое шасси, заимствованное у F-16C/D

Block 40. На нём в 1994 г. было установлено сопло двигателя с многоосевым вектором тяги (Multi-AxisThrust Vectoring - MATV), обеспечивающее более активное управление самолётом в ситуации после сваливания. В результате самолёт становится сверхманевренным, сохраняя управление по тангажу и рысканью при углах атаки, за которыми традиционные рули не могут изменить его положение [87, 88].

Особенностью двигателя General Electric F110-GE-129, применяемого для VISTA, является его осесимметричное сопло с векторным управлением (Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle - AVEN), которое крепится к выхлопной трубе. AVEN обеспечивает необходимый вектор тяги в расширяющейся (сверхзвуковой) части сопла, что предотвращает возврат колебаний давления в двигатель, где они могут вызвать помпаж компрессора. Расходящиеся створки наклонены индивидуально с помощью кольца, которое позиционируется тремя дополнительными гидравлическими приводами, расположенными с интервалом в 120 градусов, при этом питание подается от независимой системы. Выхлопное сопло можно отклонять в любую сторону на угол до 17 градусов. Осевые и боковые силы, создаваемые струёй, выходящей из сопла, передаются на реактивную трубу и, таким образом, на двигатель. Преимущество AVEN в том, что его можно было установить на любой F-16, оснащенный двигателем F110 и имеющий цифровую систему управления полётом. Движение трёх исполнительных механизмов управляется векторным электронным управлением (Vector Electronic Control - VEC), которое представляет собой модифицированную версию полнофункционального цифрового управления двигателем F110-GE-129. В качестве дополнительной меры безопасности над задней частью самолёта был установлен парашют, чтобы обеспечить выход из глубокого сваливания, если оно произойдет.

Программа VISTA была признана успешной, но управление вектором тяги (Thrust Vector Control - TVC) никогда не использовалось в серийных версиях истребителя. Программа была примечательна разработкой Direct VoiceInput и "Virtual HUD", которые были включены в конструкцию кабины F-35 Lightning II. Варианты STOVL F-35 также включают MATV при зависании для обеспечения контроля ориентации. Самолёт VISTA в настоящее время эксплуатируется школой лётчиков-испытателей ВВС США и обслуживается компанией Calspan на базе ВВС Эдвардс (Edwards Air Force Base). Он регулярно используется в учебных полётах студентов, специальных академических проектах и лётных исследованиях.

Следует заметить, что программа управления вектором тяги в разных направлениях на NF-16D разрабатывалась вначале компанией Pratt Whitney. На модификации двигателя F100-PW-229 PYBBN было установлено сопло с разнонаправленным вектором тяги. Комбинация сопло-двигатель, разработанная и произведенная Pratt Whitney, имело отказоустойчивую систему с двойным резервированием. Осесимметричное сопло имело полный вектор тяги на 360 градусов при максимальном угле отклонения 20 градусов. Сопло адаптируется и подходит к любой модели двигателя F100. Шестимесячная программа лётных испытаний с этой комбинацией двигателя и планера должна была быть проведена в 1997 г., а ВВС и Calspan должны были подготовить самолёт в 1998 г. Однако программа управления вектором тяги Pratt Whitney была отменена [88].



Рис. 1.139 F-16 VISTA

3. F110-GE-132

ТРДДФ F110-GE-132 (рисунок 1.140) [78 - 80] - последний и самый передовой представитель семейства двигателей F110 создан на базе хорошо зарекомендовавших себя двигателей F110-GE-100 и F110-GE-129, эксплуатируемых на большей части истребителей F-16C/D в разных странах мира.

Таблица 32 - Основные параметры самолёта F-16 VISTA [87, 88]

| Разработчик | General Dynamics |
|----------------------------------|--------------------------------------|
| Самолёт | F-16 VISTA |
| Первый полёт, г. | 1992 |
| Изготовлено, шт. | 1 |
| Масса пустого, кг | 8273 |
| Номинальная взлётная масса, кг | 12003 |
| Масса боевой нагрузки, кг | - |
| Силовая установка | 1xТРДДФ General Electric F110-GE-129 |
| Максимальная скорость км/ч | 2253 |
| Боевой радиус, км | - |
| Потолок, м. | 15240 |
| Практическая дальность с ПТБ, км | 4590 |
| Максимальная перегрузка, g | +9 |



Рис. 1.141 Самолёт Lockheed Martin F-16E с двигателями F110-GE-132



Рис. 1.142 Схема размещения двигателя F110-GE-132 на самолёте F16E/F Block 60

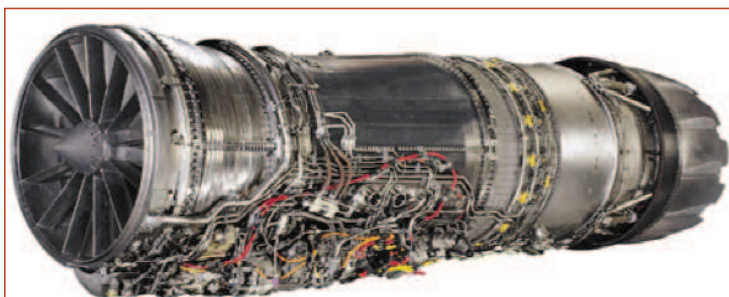


Рис. 1.140 ТРДДФ F110-GE-132

Этот двигатель включает в себя некоторые передовые технологии, применённые в двигателях F414 и F120. В результате модификация F110-GE-132 имеет повышенные боевые характеристики по сравнению с F110-GE-129 и более низкую общую стоимость эксплуатации. В F110-GE-132 используются конструктивные разработки General Electric Aircraft Engines (GEAE), используемые в других модификациях, в том числе: широкохордный вентилятор, созданный для двигателя F118-GE-100; форсажная камера, разработанная для двигателя F414 и усовершенствованная для двигателя F136 самолёта Joint Strike Fighter; композитный корпус наружного контура, применяемый на двигателях F404 и F414.

Все усовершенствования, используемые в ТРДДФ F110-GE-132, позволяют либо повысить тягу двигателя, либо, в случае ограничения тяги на уровне 129 кН, увеличить срок его службы. Это способствует увеличению интервала между техническими осмотрами двигателя с 4300 циклов до 6000 циклов, что устраняет как минимум два капитальных ремонта за срок службы двигателя, а также снижает стоимость его жизненного цикла примерно на стоимость нового двигателя [74, 79, 80].

Трёхступенчатый вентилятор является вариантом вентилятора ТРДДФ F118-GE-100. Ротор создан по технологии "блиск", что существенно снизило затраты на техническое обслуживание двигателя. Работы по новому вентилятору начались в 1994 г. в рамках программы улучшения компонентов (Component Improvement Program- CIP) ВВС США. После прекращения финансирования этой программы фирма General Electric продолжила разработку вентилятора за счёт собственных средств. Когда в начале марта 2000 г. ОАЭ выбрали ТРДДФ F110-GE-132 для оснащения восьмидесяти самолётов F-16E/F Block 60 фирмы Lockheed Martin (рисунки 1.141, 1.142), компания General Electric приступила к официальной разработке самого мощного варианта семейства - ТРДДФ F110-GE-132.

Наружный корпус вентилятора двигателя F110-GE-132 изготовлен из композиционного материала и разработан на основе узла, используемого в ТРДДФ F404/414.

Для переоснащения истребителей F-16, использующих двигатели F110-GE-100 и F110-GE-129 новым вентилятором, он был сконструирован так, чтобы вписался в контур силовой установки с существующим вентилятором ТРДДФ F110.

При установке нового вентилятора используются элементы крепления других двигателей семейства F110.

Турбина. В условиях обычных режимов эксплуатации температура на входе в турбину была уменьшена примерно на 38 °С.

Сопло. Применена новая конструкция охлаждения сопла, которая позволяет сэкономить более 133 млн долл. за 20 лет эксплуатации.

Одной из десяти наиболее важных причин ремонта двигателей F110 является выход из строя уплотнений и створок выходного сопла. Высокотемпературный поток на выходе из двигателя крайне агрессивен и срок службы уплотнений и створок, используемых на ТРДДФ F110-GE-129 тягой 129 кН, ограничен примерно 400...500 ч.

В качестве варианта для модернизации ТРДДФ F110-GE-132 применено эжекторное сопло (рисунок 1.143), которое направляет тонкую плёнку охлаждающего воздуха из отсека двигателя для обтекания отклоняемых створок и уплотнений сопла. Так как рабочая температура ТРДДФ F110-GE-132 выше, чем у F110-GE-129, то при оснащении эжектором срок службы уплотнений и створок превысит 1000 ч. Такого охлаждения достаточно для уменьшения температуры этих деталей сопла на 220...445 °С в зависимости от условий эксплуатации.

Эжекторное сопло, разработанное для ТРДДФ F110-GE-132, нашло применение как на ТРДДФ F110-GE-129, так и на



Рис. 1.143 Эжекторное сопло ТРДДФ F110-GE-132

ТРДДФ F110-GE-100, которыми оснащены истребители F-16. Использование эжекторного сопла на ТРДДФ F110-GE-129 позволило увеличить срок службы примерно до 2000 ч.

Для оснащения новыми соплами около 1000 истребителей ВВС США потребуется примерно 100 млн дол., но программа переоснащения окупится за 5 лет.

Лётные испытания самолёта F-16 с эжекторным соплом состоялись летом 2000 г. Внедрение этой технологии на существующем парке истребителей F-16 потребовало внесения некоторых изменений в конструкцию самолёта и двигателя: новые уплотнения и створки сопла были модифицированы, а размеры существующего воздухозаборника совкового типа истребителя F-16 были увеличены с тем, чтобы он смог пропустить увеличенный поток охлаждающего воздуха, необходимого для эжекторного сопла.

Несмотря на то, что эжекторное сопло используется на самолётах F-4 "Fantom" с ТРДДФ J79, более широкое их применение сдерживалось из-за увеличения аэродинамического сопротивления. Однако фирма General Electric полагает, что ей удалось решить эту проблему [79].

Форсажная камера - радиальная, аналогичная установленной на ТРДДФ YF120 и используемой в ТРДДФ F414 истребителя F/A-18E/F фирмы Boeing.

Переход на радиальную форсажную камеру позволил охлаждающему воздуху наружного контура поступать в смеситель, что увеличило срок службы узла и уменьшило нагарообразование в распылительных стойках. Преимуществом также является улучшение ремонтпригодности, так как для замены форсажной камеры на ТРДДФ F110-GE-132 не потребуются снимать двигатель.

Такая форсажная камера улучшает способность самолёта к выполнению боевых задач при высоком уровне тяги и устраняет характерный шум форсажной камеры типа "визг пилы", т. е. высокочастотные стоячие звуковые волны, которые могут повредить детали двигателя.

Применение

Истребители F-16E/F Block 60 фирмы Lockheed Martin, а также для переоснащения самолетов ВВС США F-16 Block 50. При эксплуатации ТРДДФ F110-GE-132 с максимальной тягой 129 кН (как ТРДДФ F110-GE-129, устанавливаемого на истребителях F-16 Block 50), его ресурс на 50 % превысил ресурс ТРДДФ F110-GE-129.

Этапы разработки

2000 г. - начало официальной разработки.

Март 2000 г. - изготовление двух двигателей для определения технических характеристик и испытаний на выносливость. Испытания на стойкость вентилятора при забросе тушек птиц массой 0,68 кг.

11 октября - 15 ноября 2000 г. - 30-часовые испытания на закрытых стендах.

Конец ноября 2000 г. - 30-часовые испытания на открытом стенде.

Январь 2001 г. - апрель 2001 г. - 200-часовые испытания двигателя в НИЦ им. Арнольда (Arnold) ВВС США.

2002 г. - завершение программы стендовых и квалификационных испытаний и начало лётных испытаний на самолёте F-16 Block 60.

Июль 2003 г. лётные испытания на авиабазе ВВС США им. Эдвардса (Edwards). Данный этап испытаний, включающий примерно 25 полётов, начался с первого лётного испытания, которое заключалось в нескольких переходах с бесфорсажного на форсажный режим. Последующие испытания были направлены на расширение области режимов полёта, включая оценку технических характеристик и работоспособности новой радиальной форсажной камеры.

2003 г. - поставка двигателей для первой партии самолётов F-16 Block 60, предназначенных для ОАЭ.

Таблица 33 - Основные параметры самолётов F-16C/DBlock 50 и F-16E/F Block 60 Desert Falcon [84 - 86]

| Разработчик | F-16C/D Block 50 Fighting Falcon | F-16E/F Block 60 Desert Falcon |
|----------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
| Самолёт | F-117A-Nighthawk | Tejas Mk.1 |
| Первый полёт, г. | 1990 | 2003 |
| Изготовлено, шт. | 830 | 9300 |
| Масса пустого, кг | 8700 | 8165 |
| Максимальная взлётная масса, кг | 21772 | 23130 |
| Масса боевой нагрузки, кг | 9190 | - |
| Силовая установка | ТРДДФ General Electric F110-GE-129 | ТРДДФ General Electric F110-GE-132 |
| Максимальная скорость км/ч | 2120 (M = 1,99) | 2132 (M = 2,01) |
| Боевой радиус, км | 1361 | 1524 |
| Потолок, м | 17200 | 18500 |
| Практическая дальность с ПТБ, км | 3981 | 4475 |
| Максимальная перегрузка, g | +9,0 | +9,0 |

1.3.11. F412-GE-D5F2 и F414-GE-400

F412-GE-D5F2

Военно-морской флот США в 1983 г. начал программу Advanced Tactical Aircraft (ATA). В соответствии с этой программой к 1994 г. должен был быть создан всепогодный авианосный бомбардировщик-невидимка для замены Grumman A-6 Intruder в ВМС и Корпусе морской пехоты США.

В разработке программы участвовали McDonnell Douglas/General Dynamics и Northrop/Grumman/Vought. Команда McDonnell Douglas/General Dynamics с проектом A-12 AvengerII в январе 1988 г. была выбрана победителем. Первый полёт был запланирован на декабрь 1990 г.

Первоначально ВМС предполагали купить 620 A-12, а морские пехотинцы - 238. Кроме того, ВВС рассматривали возможность заказа около 400 самолетов A-12. Предполагалось, что A-12 заменит General Dynamics F-111 Aardvark и британские истребители-бомбардировщики Panavia Tornado [89, 90].

Самолёт A-12 Avenger II (рисунок 1.144) должен был оснащаться двумя турбовентиляторными двигателями General Electric F412-D5F2.



Рис. 1.144 Проект самолёта McDonnell Douglas A-12 Avenger II

Бесфорсажный ТРДД F412, разработанный на базе ТРДДФ F404, был оптимизирован для полёта с большой дозвуковой скоростью на крейсерском режиме. В отличие от F404, он имел увеличенный расход воздуха за счёт применения вентилятора большего диаметра. При этом степень двухконтурности была повышена с 0,2 до 0,8. Увеличенный расход воздуха необходим для повышения тяги и ослабления интенсивности инфракрасного излучения.

Характеристики двигателя были улучшены для режима дозвукового крейсерского полёта на малой высоте.

Элементы конструкции [77, 89, 90]:

Мотогондола двигателя изготовлена из композиционного материала. Воздухозаборники трапецевидной формы, расположены по передней кромке крыла.

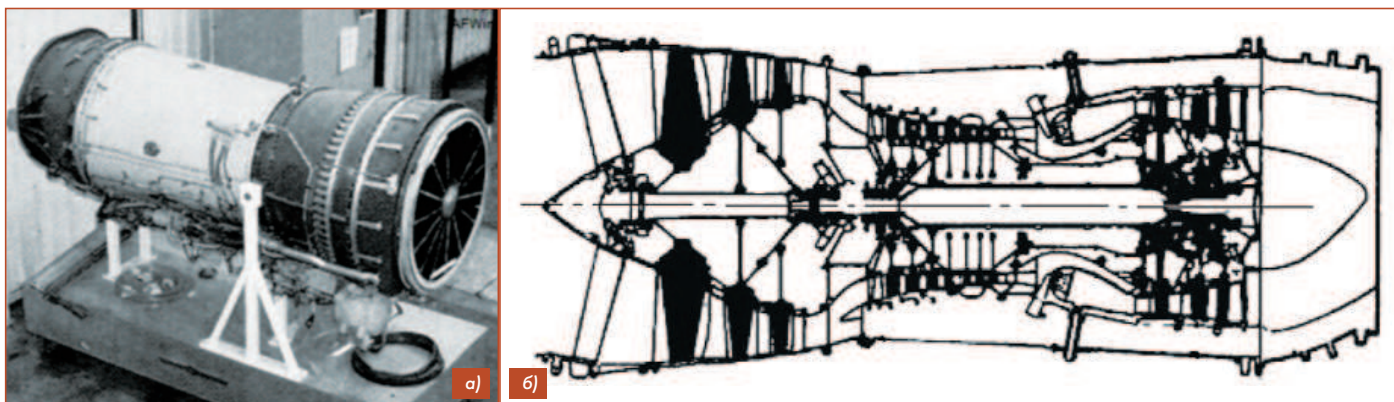


Рис. 1.145 РДД F412: а) внешний вид; б) конструктивная схема

Вентилятор - трёхступенчатый. По сравнению с вентилятором двигателя F404 увеличен его диаметр, повышен расход воздуха и понижена степень повышения давления для повышения стойкости к ударным нагрузкам при попадании птиц, льда и других посторонних предметов.

Корпус вентилятора изготовлен из композиционного материала, что компенсировало увеличение массы за счёт применения стального корпуса компрессора.

Компрессор. Конструкция аналогична компрессору F404, но изготовлен из стали, а не из титана.

Турбина низкого давления - двухступенчатая, является уменьшенным вариантом турбины двигателя F110.

Ресурс горячей части двигателя - 2000 ч при температуре на входе в турбину высокого давления на 150° выше, чем у серийных двигателей.

Сопло - плоское регулируемое, изменяемого вектора тяги, расположено над задней кромкой крыла.

Система управления - FADEC, разработанная на основе САУ ТРДД F110-GE-129.

Этапы разработки:

1989 г. Начало квалификационных испытаний, рассчитанных на 9000 ч.

Январь 1991 г. Прекращение разработки в связи с отказом от программы создания самолета A-12.

В начале 1990 г. в компаниях McDonnell Douglas и General Dynamics выявились проблемы и возросли затраты, связанные с реализацией проекта. Из-за сложностей с композитными материалами масса самолёта увеличилась на 30 % по сравнению с проектной, что было нежелательно для его эффективного использования на авианосце. Технические трудности, связанные со сложностью

используемой радиолокационной системы, также привели к увеличению затрат (по оценкам A-12 должен был потребовать до 70 % бюджета ВМФ на самолёт. После задержек проверка конструкции была успешно завершена в октябре 1990 г., а первый полёт был перенесён на начало 1992 г. В декабре 1990 г. планировалось оснастить 14 авианосцев ВМФ крылом по 20 A-12 в каждом.

Таблица 35 - Основные параметры проекта самолёта A-12 Avenger II [89, 90]

| Разработчик | McDonnell Douglas и General Dynamics |
|----------------------------------|--------------------------------------|
| Самолёт | A-12 Avenger II |
| Первый полёт, г. | 1992 |
| Изготовлено, шт. | - |
| Масса пустого, кг | 17690 |
| Максимальная взлётная масса, кг | 36287 |
| Масса боевой нагрузки, кг | 2300 |
| Силовая установка | 2xТРДД General Electric F412-GE-D5F2 |
| Максимальная скорость, км/ч | 930 |
| Боевой радиус, км | 720 |
| Потолок, м | 12000 |
| Практическая дальность с ПТБ, км | 1500 |
| Максимальная перегрузка, g | - |

Однако, правительство считало, что подрядчики не могут завершить программу, и поручило им выплатить большую часть из 2 миллиардов долларов, которые были потрачены на разработку A-12.

В 1991 г. программа A-12 была отменена. Её отмена рассматривается как одна из главных потерь 1990-х гг., которая ослабила McDonnell Douglas и привела к её слиянию с конкурирующей компанией Boeing в 1997 г.

После нескольких лет хранения на предприятии Lockheed Martin Aeronautics (ранее General Dynamics) в Форт-Уэрте (Fort Worth), штат Техас, в июне 2013 г. макет A-12 был доставлен в парк Veterans Memorial Air Park, прилегающий к аэропорту Мичем (Meacham) на севере Форт-Уэрта (сейчас Музей авиации Форт-Уэрта).

То, что программа была отменена, привело к многолетним тяжбам между подрядчиками и Министерством обороны по поводу нарушения контракта. В январе 2014 г. компании Boeing и General Dynamics выплатили ВМС США по 200 миллионов долларов каждая [89, 90].

Преемником A-12 как в ролевом, так и в промышленном отношении фактически является Lockheed Martin F-35 Lightning II, авианосный истребитель с технологией малозаметности, ориентированный на наземные атаки. [89, 90].

Список использованных источников информации

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MIL-STD1812_AirBreathing.
2. Younossi O., Arena M.V., Moore R. M., Lorell M., Mason J., Graser J.C. Military Jet Engine Acquisition. Technology Basics and Cost-

Таблица 34 - Основные параметры двигателя F412-GE-D5F2 [17, 77, 89]

| Применение | A-12 Avenger II |
|----------------------------------|-----------------|
| Двигатель | F412-GE-D5F2 |
| $P_{фр}$, кН (кгс) | - |
| $C_{уд.ф}$ кг/кН ч (кг/кгс ч) | - |
| $P_{взл.}$ кН (кгс) | 64,5 (6574) |
| $C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч) | - |
| $C_{уд.кр}$ | - |
| G_b , кг/с | - |
| $T_{тв}$, К | - |
| m | - |
| $\pi_{к\Sigma}$ | - |
| π_b | - |
| $P_{ВД}/P_{НД}$ | - |
| $M_{двр}$ кг | 1100 |
| $L_{двр}$ м | - |
| $D_{двр}$ м | - |
| $D_{вх}$ м | - |
| Год начала стендовых испытаний | 1989 |
| Годы начала производства | - |

- Estimating Methodology. Published by RAND. 2002. - 153 pp.
3. Connors, J. The engines of Pratt & Whitney: a technical history. Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2010. - 565 pp.
4. St. Peter, James, The history of aircraft gas turbine engine development in the United States: a tradition of excellence. Published by the International Gas Turbine Institute of The American Society of Mechanical Engineers, Atlanta, Georgia. 1999. - 592 pp.
5. P. Grie. The Jet Age in Review. AIR FORCE Magazine / February 1997. pp. 72 - 76.
6. Полная энциклопедия мировой авиации. Пер. с англ. The Complete Encyclopedia of World Aircraft. General Editor D. Donald. - Самара: корп. "Фёдоров". 1997. - 928 с.
7. Мировая авиация. Полная энциклопедия. www.aviaCIA.dea-gostini.ru.
8. The History Of General Electric Aircraft Engines. https://www.456fis.org/HISTORY_OF_GENERAL_ELECTRIC_AIRCRAFT_ENGINES.htm.
9. MF-295. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/looking-for-information-on-the-general-electric-mf-295-turbofan-engine.30101>.
10. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 6. 1971. - 698 с.
11. Пономарёв Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. - М.: Воениздат, 1982. - 240 с.
12. General Electric YJ93-GE-3. <https://www.thisdayinaviation.com/tag/general-electric-yj93-ge-3>.
13. Elodie Roux. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. Elodie Roux, 2007. - 596 pp.
14. F-17 Cobra. <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f17.html>.
15. Seven Decades of Progress. A Heritage of Aircraft Turbine Technology. General Electric Company. Dayton, Ohio. Aero Publisher Inc. 1979. - 232 pp.
16. P&W JTF17 (Proposed Boeing 2707 SST Engine). <https://www.secretprojects.co.uk/threads/p-w-jtf17-proposed-boeing-2707-sst-engine.12721>.
17. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 11. 1987. - 320 с.
18. Авралова В.И. Стратегический бомбардировщик РОКУЭЛЛ В-1. (По материалам иностранной печати). - М.: ЦАГИ. 1993. - 99 с.
19. В-1А Lancer. Авиационная энциклопедия. Уголок неба. <http://www.airwar.ru/enc/bomber/b1.html>.
20. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 9. 1981. - 298 с.
21. General Electric F101-GE-102, <http://www.airwar.ru/enc/engines/f101-102.html>.
22. Никольский М. В-1В. Авиация и космонавтика. №3. 2011. http://www.xliby.ru/transport_i_aviacija/aviacija_i_kosmonavtika_2011_03/p6.php.
23. Ильин В.Е., Левин М.А. Бомбардировщики. Т. 1. - М.: Виктория, Аст, 1996. - 272 с.
24. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 7. 1975. - 282 с.
25. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 10. 1984. - 320 с.
26. Ю. Алексеев. Американский палубный истребитель-штурмовик F/A-18 "Хорнет" // "Зарубежное военное обозрение", №1, 1993. стр.49-55, №2, 1993. стр.51-55.
27. Левин М.А., Ильин В.Е. Современные истребители. - М.: Хоббикнига, 1994. - 288 с.
28. Иванов А. Палубный истребитель-бомбардировщик F/A-18. Военное обозрение. <https://topwar.ru/37157-palubnyy-istrebitel-bombardirovshchik-f-a-18.html>.
29. Yaffee M.L. GE Increases Trust in Engine for F-18. Aviation Week and Space Technology. September, 8. 1975. pp 44 - 45.
30. McDonnell Douglas F/A-18 Hornet. Материал из Википедии - свободной энциклопедии.
31. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 12. 1992. - 289с.
32. Boeing F/A-18 Hornet and Super Hornet. <http://www.ausairpower.net/bug.html>.
33. Isby D.C. Fighter Combat in the Jet Age. London. Harper Collins Publishers. 1997. - 192 pp.
34. Опытный истребитель Northrop F-20 "Tigershark" <https://raigar.livejournal.com/651923.html>
35. Нереализованные проекты: опытный истребитель F-20 Tigershark (США) <https://www.arms-expo.ru/articles/weapons-in-the-world/nerealizovannye-proekty-opytnyy-istrebitel-f-20-tigershark-ssha/>
36. Federation of American Scientists. US Military Aircraft. F-20 Tigershark <https://yandex.ru/images/search?text=Federation%20of%20American%20Scientists.%20US%20Military%20Aircraft.%20F-20%20Tigershark&stype=image&lr=51&parent-reqid=1615917867661090-1748387185375880518200110-production-app-host-vla-web-yp-194&source=wiz>
37. Уголок неба. 2014 (Страница: "Northrop F-20 Tigershark"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f20.html>.
38. Уголок неба. 2012 (Страница: "McDonnellDouglasF/A-18DHornet"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f18d.html>.
39. Самолёт КАИТ-50 Голден Игл. Военное оружие и армии мира. <https://yandex.ru/turbo/warfor.me/s/samolet-kai-t-50-golden-eagle>.
40. Тейлор М., Маандэй Д. Книга Гиннеса об авиации: Рекорды, факты и достижения. - Мн.: БелАДИ ("Черепашка"), Беларусь, 1997. - 288 с.
41. F404. General Electric, USA. <http://www.leteckemotory.cz/motory/f404/index.php?en>.
42. Super Skyhawk -ST Aerospace A-4SU Super Skyhawk. https://wiki2.wiki/wiki/ST_Aerospace_A-4SU_Super_Skyhawk.
43. Военный Самолёт. <https://www.pinterest.ru/pin/106397609922032680>.
44. Bjarke L.J., Del Frate J.H., Fisher D.F. A Summary of the Forebody High-Angle-of-Attack Aerodynamics Research on the F-18 and the X-29A Aircraft. NASA Technical Memorandum 104261. NASA Dryden Flight Research Facility, Edwards, California. 1992. 20 pp.
45. Уголок неба. 2004. (Страница:"Grumman X-29"). <http://www.airwar.ru/enc/xplane/x29.html>.
46. Экспериментальный самолёт Rockwell-MBB X-31A. <http://www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/4516-eksperimentalnyi-sam.html>.
47. Уголок неба. 2019 (Страница:"Rockwell, MBB X-31"). <http://www.airwar.ru/enc/xplane/x31.html>.
48. А-6 "Intruder". Палубный штурмовик. (США). <https://modernweapon.ru/aviatsiya/shturmoviki/a-6-intruder-palubnyj-shturmovik-ssha>.
49. F404. <https://deagel.com/Propulsion%20Systems/F404/a001734>.
50. Wieliczko L.A. Boeing X-45 i Northrop Grumman X-47. ARMIA 6 (69) czeRwlec 2014. pp. 48 - 56. <https://docplayer.pl/10116570-Boeing-x-45-i-northrop-grumman-x-47.html>.
51. https://gaz.wiki/wiki/ru/Boeing_X-45.
52. Уголок неба. 2012 (Страница: "Lockheed F-117 Nighthawk"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f117.html>.
53. Lockheed F-117A Nighthawk. Малоаметный тактический ударный самолёт. <https://topwar.ru/15671-o-f-117.html>.
54. Истребитель HAL Tejas. Провал или повод для гордости? <https://topwar.ru/155467-istrebitel-hal-tejas-proval-ili-povod-dlja-gordosti.html>.
55. Thai Military and Asian Region. <https://thaimilitaryandasianregion.wordpress.com/2016/08/26/northrop-f-20-tigershark>.
56. F404-GE-IN20 Engines Ordered for India Light Combat Aircraft. <http://www.defense-aerospace.com/article-view/release/78685/india-orders-f404-engines-for-light-combat-aircraft.html>.
57. General Electric Engines for India. <http://forum.militaryparitet.com/viewtopic.php?id=20249>
58. Уголок неба. 2004 (Страница: "Турбовентиляторный двигатель с форсированной тягой VolvoRM12"). <http://www.airwar.ru/enc/engines/rm12.html>.
59. VolvoRM12. <https://ru.knowledgr.com/01538068/VolvoRM12>.
60. SAAB JAS-39 Gripen. http://skyships.ru/?page_id=11549.

61. Sweden's JAS 39 Gripen Fighter: Can't Afford an F-35? Buy This Instead. <https://nationalinterest.org/blog/buzz/swedens-jas-39-gripen-fighter-cant-afford-f-35-buy-instead-76926>.
62. Французский многоцелевой истребитель Dassault Rafale. <https://topwar.ru/24871-francuzskiy-mnogocelovoy-istrebitel-dassault-rafale.html>.
63. Суперистребители. Новое поколение боевых самолётов: Иллюстрированная энциклопедия. Подред. М Уильямса. - М.: "Омега", 2006. - 144 с.
64. GE unveils Derivative Fighter Engine. Flight Int. 23 February 1980. p.535.
65. Ripley T. Combat Success. Flight International. 24-30 May 2005 pp.41 - 73.
66. F101. <https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/f101.htm>
67. Уголок неба. 2011. (Страница: "GrummanF-14B (APlus Tomcat)"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14b.html>.
68. Линник С., Дедов А. Палубный истребитель F-14 "Томкэт". <https://topwar.ru/30807-palubnyu-istrebitel-f-14-tomket.html>.
69. Михелевич И. Последний из "кошачьего" семейства. <https://www.litmir.me/br/?b=206288&p=2>.
70. General Electric F-110-100 Engine Overhaul. <http://webcommunity.ilvolo.it/cerco-documentazione-su-corso-mcc-t3485.html-st=0&sk=t&sd=a/general-electric-f-110-100-engine-overhaul-p110688.html-sid=2d480796bdc4256e3547553a4ccdf96>.
71. F-14's Jet Engines. <http://www.topedge.com/panels/aircraft/sites/mats/f14-detail-engine.htm>.
72. F110. <https://www.deagel.com/Propulsion%20Systems/F110/a001736>.
73. General Electric F110. <http://deacademic.com/dic.nsf/dewiki/503902>.
74. F110-GE-132 http://www.deagel.com/Propulsion-Systems/F110-GE-132_a001736004.aspx.
75. General Electric F110-GE-100. <http://forum.warport.ru/showthread.php?p=6589>.
76. About the F110 Turbofan. <http://www.fipowerweb.com/Engine/General-Electric-F110.html>.
77. Чикина К.Н., Клименко Л.А., Дмитриева С.А. Иностранные авиационные двигатели. Дополнение к вып. 12. - М.: Изд-во ЦИАМ. 1997 - 127 с.
78. Иностранные авиационные двигатели, 2000: Справочник/Общая редакция и предисловие ведущего научного сотрудника Л.И. Соркина. - М.: Изд. дом "Авиамир", вып. 13.2000. - 534с.
79. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ/Общая редакция: В.А. Скибин, В.И. Солонин. - М.: Изд. дом "Авиамир", 2005. - 592 с.
80. F110-GE-132 Turbofan Engine. <https://www.ge.com/aviation>.
81. F110-GE-132. <https://www.deagel.com/Propulsion%20systems/F110/a001736>
82. Jon K. Holzman, Lannie D. Webb, and Frank W. Burcham, Jr. Flight and Static Exhaust Flow Properties of an F110-GE-129 Engine in an F-16XL Airplane During Acoustic Tests. NASA Dryden Flight Research Center P.O. Box 273 Edwards, California 93523-0273. NASA TM 104326. 1996. 32 p.
83. USAF Engine Shop in "Disarray" with a "Method of the Madness": F-16CM Engine Fire. <http://aerossurance.com/safety-management/usaf-engine-shop-disarray/>.
84. General Dynamics F-16 Fighting Falcon. https://ru.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon.
85. Уголок неба. 2015. (Страница: "Lockheed Martin F-16C/D Fighting Falcon Block 50/52"). <http://www.airwar.ru/>.
86. Уголок неба. 2019. (Страница: "Lockheed Martin F-16E/F Block 60 Desert Falcon"). <http://www.airwar.ru/>.
87. Уголок неба. 2011 (Страница: "LockheedNF-16DVISTA"). <http://www.airwar.ru/>.
88. Dario Leon. The fighter jet that can fly as a cargo plane: the F-16 VISTA (Variable Stability In-Flight Simulator Test Aircraft). <https://theaviationist.com/2013/09/10/vista-f-16/>.
89. Рябов К. Штурмовик А-12 AvengerII. Семь с половиной миллиардов за провал. Военное обозрение. <https://zen.yandex.ru/media/topwar.ru/shturmovik-a12-avenger-ii-sem-s-pолоvinoi-noi-milliardov-za-proval-5d2c8c7ffe289100adeab006>.
90. Richeson J. Coming Soon to a Carrier Near You: Avenger. Naval Aviation News. November-December 1990. Vol.73, No 1, pp. 14-19.
91. Joakim Kasper. About the F414-GE-400 Engine: <http://www.fipowerweb.com/Engine/F414-GE-400.html>.
92. Уголок неба. 2019 (Страница: "Lockheed Martin F-16E/F Block 60 Desert Falcon"). <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f16df.html>.
93. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций.) - Вып. 15 (2010). - М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. - 413с.
94. INFO ABOUT THE GE F414 ENGINE. <https://fabvirtual.org/gripen/?p=99>.
95. Турбовентиляторный двигатель F414 компании General Electric для Super Hornet. <http://m.afwing.vip/encyclopaedia/ge-f414-engine.html>.
96. F/A-18 Hornet Military Aircraft. <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/f-18.htm>.
97. Уголок неба. 2012 (Страница "Boeing EA-18G Growler") <http://www.airwar.ru/enc/spy/ea18g.html>
98. About the EA-18G Program. Forecast International. <http://www.fi-aeroweb.com/Defense/EA-18G-Growler.html>.
99. KAI KF-X. Википедия site: https://ru.wikipedia.org/wiki/KAI_KF-X.
100. Уголок неба. 2004 (Страница: "DASA Mako"). <http://www.airwar.ru/enc/attack/mako.html>.
101. EADS Mako / HEAT. Википедия site: https://wikichi.ru/wiki/EADS_Mako/HEAT.
102. X-59 Que SST/Lockheed Martin. <https://www.lockheed-martin.com/en-us/products/quesst.html>.
103. NASA получило двигатели для "тихого" сверхзвукового самолёта. https://pikabu.ru/story/nasa-poluchilo_dvigateli_dlya_tikhogo_sverkhzvukovogo_samoleta_7679735.
104. Корейский истребитель KF-21 Boramae может потеснить на рынке Су-35. <http://alternathistory.com/korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35/>. <https://topwar.ru/182392-korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35.html>.
105. SSBJ Concept. <https://www.stlfinder.com/model/ssbj-concept-uesyH4dl/150390/>.
106. ADA Tejas Mark-II/Medium Weight Fighter. <https://defenceforumindia.com/threads/ada-tejas-mark-ii-medium-weight-fighter.45058/page-164>.
107. Электронный ресурс: https://support.google.com/chrome/answer/95669?visit_id=637649721510386921-4215634977&p=e_awsnap&rd=1.
108. F414 Growth Demonstrator Engine Completes Testing. <https://deagel.com/news/n000001199>.
109. Guy Norris. GE completes F414 demonstration. <https://simhq.com/forum/ubbthreads.php/topics/378498/news-the-latest-update-on-the-development-of-ge-f414-ede-for-super-hor>.
110. Thomas M. Bartsch. High Cycle Fatigue (HCF) Scienand Technology Program. Final Report for 01 January 2001 - 31 December 2001. Wright-Patterson Air Force Base, OH 45433-7251. May 2002/<https://docplayer.net/53981137-Afri-pr-wp-tr.html>

Связь с автором: zrelov07@mail.ru

ЮРИЙ СЕМЕНОВИЧ СВИРЧУК

21 июня 2021 года ушел из жизни талантливый ученый, доктор технических наук Свирчук Юрий Семенович. Всю свою жизнь он посвятил прикладной науке, которая была поставлена на службу ракетно-космической отрасли нашей страны. Юрий Семенович родился 18 февраля 1938 года. Он прожил очень плодотворную жизнь, в которой было немало уникальных моментов. Он проработал в старейшем предприятии ракетно-космической отрасли (РНИИ-НИИТ-НИИТП, ныне Центр Келдыша) более 50 лет, одновременно преподавал в МАИ. Юрий Семенович был идеологом создания и основным разработчиком мощных плазмотронов переменного тока, которые были очень востребованы для испытаний материалов и изделий отрасли. Убеденный в перспективности мощных плазмотронов этого типа, Юрий Семенович много сил отдал созданию теории электрических дуг переменного тока, а затем провел фундаментальную экспериментальную отработку плазмотронов - от исследования ключевых физических процессов до создания необходимой инфраструктуры и оптимизации параметров готовых изделий. В результате отрасль получила надежный инструмент для создания высокоэнтальпийных газовых потоков с уникальными параметрами - можно было менять в широких пределах температуру, давление и расход газа.

С течением времени заложенные Юрием Семеновичем идеи себя не исчерпали, наоборот, конструкции плазмотронов совершенствовались, увеличивался ресурс их работы, появились совершенные системы управления и диагностики параметров. В последнее время становится очевидной их необходимость для широкого круга технологических приложений при решении задач экологии, энергетики, металлургии. В частности, большие перспективы открываются для данных плазмотронов в области плазмохимии углеродородов.

Юрий Семенович, как инициатор, менеджер и ответственный исполнитель выполнил немало работ по поставкам мощных плазмотронов собственной разработки отечественным и зарубежным заказчикам. Это был труд напряженный, честный и совсем не простой. Среди отработанных для зарубежных заказчиков изделий особенно сложными были плазмотроны высокого, более 10 МПа, давления и плазмотроны с мощностями до десятков мегаватт. Являясь выпускником МЭИ и имея высокую квалификацию в области электротехники, Юрий Семенович, после создания мощных плазмотронов, внес огромный вклад в создание мощных газодинамических лазеров. Он на высоком профессиональном уровне освоил новые методы формирования мощного лазерного излучения, оставив в наследство в данной области возможность получения очень малой, близкой к дифракционному пределу, расходимости лазерного излучения для рекордных по мощности непрерывного излучения газодинамических лазеров.



Создав уникальные по параметрам плазмотроны, Юрий Семенович, как на втором дыхании, неустанно и не без успеха их совершенствовал, улучшал надежность, увеличивал ресурс непрерывной работы, искал для них в последнее время эффективные технологические приложения, оставив на этом направлении деятельности большой задел новому поколению научных работников.

Юрий Семенович награжден медалью "В память 850-летия Москвы", за заслуги в области машиностроения и многолетний добросовестный труд ему в 2003 году присуждено звание Заслуженного Машиностроителя Российской Федерации.

Разработка новых высокотемпературных технологий с использованием мощных плазмотронов в последнее время становилась всё более приоритетным направлением деятель-

ности Юрия Семеновича, и он с интересом рассматривал и оценивал различные варианты и предложения, а также старался проверить и подтвердить технологические идеи экспериментально. Например, ему удалось получить на плазмотроне волокна из высокотемпературных материалов с диаметрами в диапазоне нанометров.

Выполняя массу экспериментальных исследований и руководя сплоченным коллективом единомышленников, Юрий Семенович был чрезвычайно находчивым, отзывчивым и коммуникабельным человеком. Он ушел от нас с постоянной надеждой на успех. Сохраним о нем светлую память.



ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

КИНЕТИЧЕСКОЕ УРАВНЕНИЕ БОЛЬЦМАНА

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н., профессор
Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель

Кинетическое уравнение Больцмана описывает статистическое распределение частиц в газе или жидкости. Является основным уравнением физической кинетики, которое описывает системы, далёкие от термодинамического равновесия. Уравнение Больцмана описывает эволюцию во времени плотности распределения. Записывается для фазового объекта в виде равенства субстанциональной производной функции распределения и интеграла столкновений. В результате исследований был проведен анализ уравнения Больцмана и возможных методов его решения. Установлено, что аналитическое решение сопряжено с огромными математическими трудностями и в настоящее время их нет. В релаксационном приближении к равновесию записан новый вариант уравнения Больцмана через энтропию. Получена аналитическая зависимость времени релаксации от энтропии.

The Boltzmann kinetic equation describes the statistical distribution of particles in a gas or liquid. It is the basic equation of physical kinetics that describes systems that are far from thermodynamic equilibrium. The Boltzmann equation describes the time evolution of the distribution density. It is written for a phase object in the form of equality of the substantial derivative of the distribution function and the collision integral. As a result of the research, an analysis of the Boltzmann equation and possible methods for its solution was carried out. It is established that the analytical solution is associated with huge mathematical difficulties and currently there are no such difficulties. In the relaxation approximation to equilibrium, a new version of the Boltzmann equation is written in terms of entropy. The analytical dependence of the relaxation time on the entropy is obtained.

Ключевые слова: турбулентность, релаксация, кинетика, уравнение Больцмана.

Keywords: turbulence, relaxation, kinetics, Boltzmann equation.

Уравнение Больцмана - универсальное уравнение статистической физики [1]. Оно является основой молекулярно-кинетической теории и снабжает механику сплошных сред необходимыми для практических расчетов переносными свойствами. Уравнение Больцмана представляет собой равенство полной производной плотности распределения молекул и многократного интеграла их столкновений. Интеграл столкновений часто называют правой частью уравнения Больцмана и если он равен нулю, то этот случай называют одночастичным уравнением Лиувилля.

Столкновение частиц приводит к изменению их скоростей. Если определена вероятность рассеяния частицы со скоростью v в состояние со скоростью v' , то интеграл столкновений можно конкретизировать.

Если бы столкновением молекул можно было бы пренебречь, то для функции распределения молекул была бы справедлива теорема Лиувилля, в силу которой правая часть становилась бы равной нулю, а уравнение $df/dt = 0$ описывало бы уравнение равновесия системы.

Другими словами, при величине интеграла столкновений равным нулю реализуется равновесное распределение частиц.

Наиболее известным распределением является распределение Максвелла по скоростям [2]:

$$f_0 = f_i = n_i \left(\frac{m_i}{2\pi kT} \right)^{3/2} \cdot e^{-\frac{m_i \vec{v}_i^2}{2kT}},$$

где $\vec{c}_i(x, y, z, t) = \vec{v}_i - \vec{v}_0(x, y, z, t)$.

Уравнения Больцмана и Боголюбова

Вывод общего вида кинетического уравнения Больцмана достаточно трудоемок, поэтому запишем его в окончательном виде [3]:

$$\frac{\partial f_i^{(1)}}{\partial t} + \frac{\vec{p}_i}{m_i} \frac{\partial f_i^{(1)}}{\partial \vec{r}} + \vec{x}_i \frac{\partial f_i^{(1)}}{\partial \vec{p}_i} = \sum_{i=1}^g \iiint (f_i^{(1)'} \cdot f_i^{(1)'} - f_i^{(1)} \cdot f_i^{(1)}) \Omega \, db \, d\vec{v} \, d\vec{v}' \, d\vec{p}_i.$$

Обозначения в той же ссылке и для краткости не записываются. В таком виде учитываются все индексы и интегрирование осуществляется для неоднородных газов.

В частном случае однородного газа, когда в математичес-

ких выражениях присутствует много симметрии, уравнение Больцмана сильно упрощается, а конкретизация переменных позволяет получить более простой вид интеграла соударений

$$\frac{\partial f}{\partial t} = \iiint (f' \cdot f'_1 - f \cdot f_1) \sigma \, d\vec{v}_1.$$

При более строгом подходе для получения кинетического уравнения Больцмана исходят из уравнения Лиувилля для плотности распределения всех молекул газа в фазовом пространстве, из которого получают систему уравнений для функций распределения одной, двух и т.д. молекул. Эту цепочку уравнений решают с помощью разложения по степеням плотности частиц с использованием граничного условия ослабления корреляций, замещающего гипотезу молекулярного хаоса.

Прежде, чем перейти к известным решениям уравнения Больцмана, приведем короткие описания двух практически важных следствий.

H-теорема Больцмана

H-теорема Больцмана доказывает закон возрастания энтропии для изолированной системы и была инициирована Людвигом Больцманом в целях доказательства необратимости процесса перехода системы из неравновесного состояния термодинамической системы в равновесное.

Больцман ввел в обиход понятие H-функции. С одной стороны, он ввел её как обратную по знаку энтропии $H = -S$. С другой как некоторую среднюю от логарифма плотности распределения f : $H(t) = \langle \ln f \rangle$:

$$H(t) = \int \ln f(t, v) \cdot f(t, v) \, dv,$$

где $f = f(t, v)$ - плотность распределения, зависящая от времени и фазового объёма. Энтропию Больцман характеризовал как: $S = -H = -\ln f$.

Доказательство H-теоремы основано на дифференцировании собственно уравнения Больцмана [4]. Тогда

$$\frac{dH}{dt} = \int (\tilde{f} f' - f f') (1 + \ln f) \omega \, dv \, dv' \, \vec{v} \, \vec{v}'.$$

Здесь v и v' - скорость частицы-снаряда до соударений и

после, \tilde{v} и \tilde{v}' - скорость частицы-мишени до и после соударений; f с метками - плотности распределения по скоростям молекул снаряда и мишени до и после соударений.

При дальнейших преобразованиях используется следующие гипотезы: первая - гипотеза детального равновесия. Считается что скорости набегания и отскока соответствующих частиц равны и можно применять операцию симметризации. При этом можно заменить v на v' и осреднить, поскольку они одинаковы.

И еще. Поскольку мишени и налетающие частицы формируют свой спектр распределения, Больцман для этого разработал ещё одну гипотезу для того, чтобы их всех объединить. Это - **Stoßzahlansatz** - гипотеза числа столкновений. Он рассуждал так: если это вероятности, то они перемножаются; тогда появляются попарные произведения - это плотности распределений до и после столкновений. Значит, что результирующее распределение - есть их разность. Далее, анализируя подынтегральную функцию, Больцман доказывает свое основное утверждение, что $dH/dt < 0$. Из последнего неравенства делается вывод о постоянном возрастании энтропии, и тем самым доказывается второе Начало термодинамики.

Уравнение Чепмена-Энскога

Уравнение Чепмена-Энскога является следствием уравнения Больцмана. Оно также не отличается простотой и математическим изяществом, но оно важно для теоретических исследований.

Уравнение Чепмена-Энскога получается путем проведения нескольких математических операций над уравнением Больцмана.

1. Умножение левой и правой части уравнения на некоторую свободную функцию $\psi(c_{ix}, c_{iy}, c_{iz})$, где $c_i = v_i - v_0(x, y, z, \tau)$.
2. Интегрирование левой и правой частей по $d\mathbf{v}$.
3. Интегрирование по частям с учетом быстрого, экспоненциального убывания (v) на хвостах.
4. В процессе преобразований используется свойство симметрии.

Делать вывод этого уравнения не целесообразно в силу названных ранее причин, а запишем его сразу в конечном виде [5]:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \sum_{i=1}^g n_i \bar{\psi}_i + \frac{\partial}{\partial \tau} \sum_{i=1}^g n_i \bar{\psi}_i \bar{v}_i - \sum_{i=1}^g n_i \left[\frac{\partial \bar{\psi}_i}{\partial \tau} + (\bar{v}_i \frac{\partial \bar{\psi}_i}{\partial \tau}) + (\frac{\bar{x}_i}{m_i} \frac{\partial \bar{\psi}_i}{\partial \tau}) \right] =$$

$$= \frac{1}{4} \sum_{i=1}^g \sum_{j=1}^g \int \int \int \int (\psi_i + \psi_j - \psi_i' - \psi_j') (f_i' f_j' - f_i f_j) \Omega_{ij} d\mathbf{b} d\mathbf{b}' d\mathbf{v}_i d\mathbf{v}_j.$$

Преобразование уравнения Чепмена-Энскога приводят его к универсальному уравнению статистической физики, которое связывает в каноническом виде функцию распределения и параметры фазового пространства. Введенные вновь "свободные" функции, в дальнейшем позволили преобразовать статистические уравнения в феноменологические уравнения сохранения в газовой динамике. Соответствующие подстановки позволяют получить всю систему в традиционном виде:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \text{div} \rho \bar{v}_0 = 0 - \text{уравнение неразрывности};$$

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{v}_0}{\partial \tau} + (\bar{v}_0 \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}}) \bar{v}_0 \right] = \frac{\partial P}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}} \tau + \sum_{i=1}^g n_i \bar{x}_i - \text{уравнение импульса};$$

$$\rho \left[\frac{\partial V}{\partial \tau} + (\bar{v}_0 \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}}) V \right] = - \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}} \bar{q} - p \text{div} \bar{v}_0 + \tau \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}} \bar{v}_0 + \sum_{i=1}^g n_i (\bar{x}_i \bar{v}_i) - \text{уравнение энергии};$$

$$\frac{p}{\rho} = RT \left(\frac{C_1}{M_1} + \frac{C_2}{M_2} + \dots + \frac{C_V}{M_V} \right) - \text{уравнение состояния}.$$

Теория Чепмена-Энскога представляет собой важный шаг в переходе от микроскопического описания, основанного на движении дискретных частиц, к гидродинамическому континууму.

Учитывая точные операции в процессе преобразований (кроме отмеченной асимптотики) можно считать, что переход от

уравнения Больцмана к уравнению Чепмена-Энскога осуществлен без упрощений.

Таким образом уравнение Чепмена-Энскога не позволяет найти решение уравнения Больцмана - плотность распределения, но позволяет преобразовать уравнение Больцмана в феноменологические уравнения сохранения.

Попытки аналитического решения уравнения Больцмана

Существует приближенное решение кинетического уравнения Больцмана с помощью полиномов Сонина [6]. Как было установлено, что ввиду сложности закона взаимодействия молекул, определяющего функции в интеграле столкновений, уравнение Больцмана, по существу, не может даже быть записано для конкретных газов в точном виде.

В связи с этим в кинетической теории газов приобретают особое значение достаточно эффективные методы приближенного решения уравнения Больцмана. Один из примеров такого решения используется в применении его к одноатомному газу. Рассматривается задача о теплопроводности. Не вникая глубоко в подробности, отметим, что вначале записывается линейризованное уравнение. Затем вводится линейный оператор и выстраивается интеграл столкновений:

$$f_0(v) = \frac{N\beta^{3/2}}{m^2\pi^{3/2}} e^{-\beta v^2}.$$

Эффективный метод приближенного решения основан на разложении искомых функций по полной системе взаимно-ортogonalных функций, в качестве которых особым удобством обладают полиномы Сонина.

Эти функции определяются формулой:

$$S_r^m(x) = \frac{1}{m!} e^{x^2} \frac{d^m}{dx^m} e^{-x^2}.$$

Эти функции обладают свойством ортогональности, что является удобным при преобразованиях самого уравнения Больцмана.

Хотя линейризация сильно упрощает интегро-дифференциальное уравнение Больцмана, тем не менее, сами выкладки достаточно трудоемки и сложны.

Решения даже линейных интегральных уравнений в настоящее время еще не могут быть получены в виде конечных соотношений, либо квадратур.

Они практически всегда могут быть получены, как было уже отмечено лишь в виде бесконечных рядов, например, с помощью полиномов Сонина.

Такая конструкция имеет следующее представление

$$S_n^m(w_1^2) = \sum_{k=0}^n \frac{(-1)^k (m+n)_{m-k}}{(m-k)! k!} (w_1^2)^k.$$

В силу сложности самих полиномов на практике всё равно ищут приближенные функции.

Для нахождения достаточно точных приближенных решений часто используют вариационные методы, то есть сводят приближенное решение каждого интегрального уравнения к нахождению минимума.

Пример с применением полиномов Сонина является чисто иллюстративным. Как видно, такое упрощение решения задачи тоже весьма непривлекательно. Оно лишь демонстрирует возможности использования различных свойств функций и полиномов.

Уравнение равновесия

Уравнения Больцмана справедливы для случая, когда газ находится в каждой точке объёма в состоянии локального равновесия. При полном термодинамическом равновесии уравнение Больцмана имеет вид, когда правая его часть равна нулю (многократный интеграл равен нулю). В этом случае справедливо соотношение:

$$f_{0i}^{(1)'} f_{0i}^{(1)} - f_{0i}^{(1)} f_{0i}^{(1)'} = 0.$$

Сложность уравнения Больцмана еще не дает оснований для пессимизма. Оно является мощнейшим инструментом для анализа процессов, связанных с переносными свойствами, такими как диффузия, вязкость и теплопроводность. Для плазмы еще и электропроводность.

Уравнение Больцмана является сложным интегро-дифференциальным уравнением в частных производных. Кроме того, интеграл столкновений зависит от конкретной системы, от типа взаимодействия между частицами и от других факторов.

Нахождение общих характеристик неравновесных процессов (кинетических процессов) весьма непростое дело. Однако известно (как мы и показали), что в состоянии термодинамического равновесия интеграл столкновений равен нулю.

Действительно, в состоянии равновесия в однородной системе при отсутствии внешних полей (сил) все производные в левой части уравнения Больцмана равны нулю, поэтому интеграл столкновений тоже должен равняться нулю. Основным приложением равновесного уравнения Больцмана является равновесное распределение Максвелла по скоростям $f_0(\vec{v})$. Вторым важным приложением является распределение Больцмана по энергиям.

Уравнение Бхатнагара-Гросса-Крука (BGK-model)

Одним из признанных решений уравнения Больцмана является решение вблизи точки равновесия функции распределения [6]. Другими словами, ищется решение вблизи распределения Максвелла. При этом используется метод малых отклонений, а сама функция представляется в виде суммы равновесной функции и функции её приращения:

$$f = f_0(\vec{v}) + f_1,$$

где $f_0(\vec{v})$ - равновесная функция распределения, которая зависит только от скорости частиц. Эта функция известна из термодинамики, а f_1 - заведомо имеющая небольшое отклонение от равновесного значения.

Кинетическое уравнение Больцмана является интегро-дифференциальным уравнением первого порядка по времени и описывает необратимый переход системы из некоторого начального неравновесного состояния с функцией распределения в конечное равновесное состояние с наиболее вероятной функцией распределения.

В этом случае можно разложить интеграл столкновений в ряд Тейлора относительно функции f_1 и записать его в виде:

$$\frac{f_1}{\tau_{\text{рел}}} = - \frac{f - f_0}{\tau_{\text{рел}}},$$

где $\tau_{\text{рел}}$ - время релаксации.

Такое приближение было названо приближением времени релаксации или моделью интеграла столкновений Бхатнагара-Гросса-Крука (BGK-model).

Время релаксации, входящее в уравнение Больцмана, зависит от скорости частиц, а следовательно, и энергии. Время релаксации можно рассчитать для конкретной системы с конкретными процессами рассеяния частиц.

Уравнение Больцмана в приближении времени релаксации можно записать:

$$\frac{df}{dt} = - \frac{f - f_0}{\tau_{\text{рел}}}.$$

Или в развернутом виде:

$$\frac{\partial f}{\partial t} + V \text{grad} f + \frac{F}{m} \text{grad} f = - \frac{f - f_0}{\tau_{\text{рел}}}.$$

Новые преобразования и решения

В работах [7, 8, 9] было показано, что любой процесс насыщения можно представить через универсальную функцию. Вид этой функции для разных процессов в безразмерном виде остается одним и тем же, он - универсален.

Функция изображена на рис. 1. и отображает следующие об-

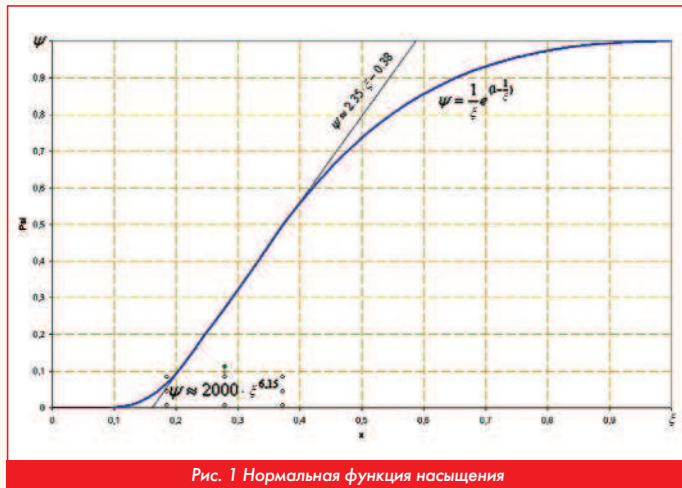


Рис. 1 Нормальная функция насыщения

ласти: область индукции, когда процесс только подготавливается, но еще не идет (интервал [0; 0,1]). Область быстрого нарастания процесса насыщения, когда условия подготовлены и процесс начался [0,1; 0,2]. Интервал [0,2; 0,4] - стабилизация процесса (линейный участок) и интервал [0,4; 1] - завершение процесса насыщения. Интервал [0; 1] является периодом релаксации. За это время процесс достигает состояния равновесия.

Процесс насыщения, по существу, является процессом перехода от одного равновесного состояния в другое, наиболее вероятное. Причем начальное равновесие может быть нарушено путем внешних воздействий на систему. Система может быть выведена из положения равновесия тремя способами. Для плазмы - их четыре. За вывод системы из равновесия отвечают коэффициенты переноса. Если в систему, уравновешенную по определяющим параметрам, сделать дополнительный вброс молекул, то есть в том же объеме увеличить их общее количество, тем более со своими локальными скоростями, то равновесие нарушится. Пойдет процесс внутренних течений (токов), который по прошествии процесса релаксации вновь приобретет равновесное состояние. Важным параметром будет коэффициент диффузии. Если в систему добавить дополнительной энергии, например, подогреть газ или его охладить, то равновесный процесс так же нарушится. Появятся токи - внутримолекулярное движение. Новое равновесное состояние состоится после прохождения тепловой релаксации. Коэффициент теплопроводности будет здесь играть определяющую роль. Третьим фактором будет импульс (вязкость). Если частицы как-то разогнать или затормозить, также начнутся внутренние токи в системе. Такой же процесс, при лидирующем параметре электропроводность, может начаться в плазме.

Эти внутренние токи называются энтропийными [10], и они определяют все переносные свойства системы: диффузию, вязкость, теплопроводность и электропроводность в случае плазмы.

Закон $\psi(\xi)$ математическим образом представляется в следующем виде:

$$\psi(\xi) = \frac{1}{\xi} e^{-\frac{1}{\xi}};$$

Здесь и функция, и аргумент являются безразмерными параметрами. Причем для каждого процесса они будут свои. Если применить этот закон к случаю релаксации в молекулярной кинетике, то есть для решения уравнения Больцмана, то величину ξ можно представить как отношение времени процесса ко времени релаксации $\tau_{\text{рел}}$.

Общий процесс релаксации может быть записан с учетом равновесной функции распределения Максвелла f_0 :

$$f = f_0 \cdot \psi(\xi).$$

Равновесие после его нарушения по той или иной причине наступит при $\psi(\xi) = 1$.

Тогда, по аналогии с приближением времени релаксации, уравнение Больцмана можно записать в следующем виде:

$$\frac{df}{dt} = - \frac{f - f_0}{\tau_{\text{рел}}}$$

Поделив левую и правую части уравнения на плотность распределения, получим:

$$\frac{df}{fdt} = - \frac{1 - \frac{f_0}{f}}{\tau_{\text{рел}}}$$

Вводя безразмерное время $\xi = t/\tau_{\text{рел}}$, уравнение преобразуем к виду:

$$\frac{d \ln f}{d\xi} = \frac{1}{\psi(\xi)} - 1$$

Умножая левую и правую части уравнения на константу Больцмана со знаком минус, получаем:

$$\frac{d(-K_B \ln f)}{d\xi} = -K_B \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right)$$

В скобках слева замечаем статистическую энтропию s :

$$\frac{ds}{d\xi} = -K_B \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right)$$

С учетом числа Авогадро и молекулярной массы, переписываем уравнение для термодинамической энтропии Клаузиуса относительно газовой постоянной $S/R\mu$:

$$\frac{d(S/R\mu)}{d\xi} = - \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right)$$

Далее раскрываем содержание функции ψ и записываем очевидное равенство:

$$\frac{d(-ST/R\mu T)}{d\xi} = (\xi e^{\frac{1}{\xi}} - 1) \text{ и } d(-ST/R\mu T) = (\xi e^{\frac{1}{\xi}} - 1) d\xi,$$

где ST - связанная энергия, а $R\mu T$ - большой потенциал.

Интегрирование по безразмерному времени дает зависимость по безразмерной энтропии в виде:

$$- \frac{ST}{R\mu T} = -\xi + \text{const.}$$

Значение константы интегрирования с приближением к состоянию равновесия быстро стремится к нулю. На графиках (рис. 2, 3, 4) видно, что если это условие выполняется в интервале размером 0,01 от положения равновесия, то при дальнейшем приближении к точке равновесия (0,001), постоянная интегрирования практически исчезает. В этом случае решение стремится к равновесному, а энтропия к газовой постоянной. И тогда справедлива связь времени релаксации с энтропией:

$$\frac{ST}{R\mu T} = \xi.$$

Таким образом, в результате исследований было достигнуто следующее.

1. Проведен анализ уравнения Больцмана и возможных методов его решения. Установлено, что аналитическое решение сопряжено с огромными математическими трудностями.

2. В релаксационном приближении к равновесию записан новый вариант уравнения Больцмана через энтропию.

3. Получена аналитическая зависимость времени релаксации от энтропии.

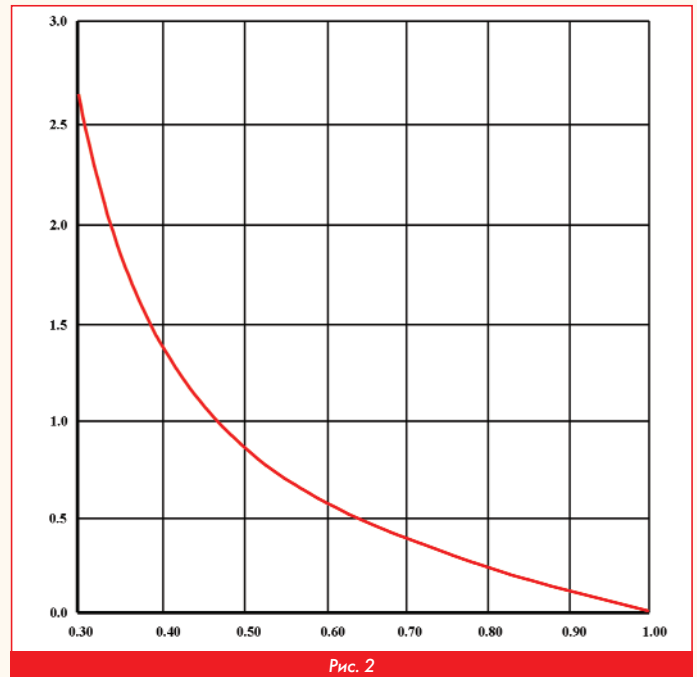


Рис. 2

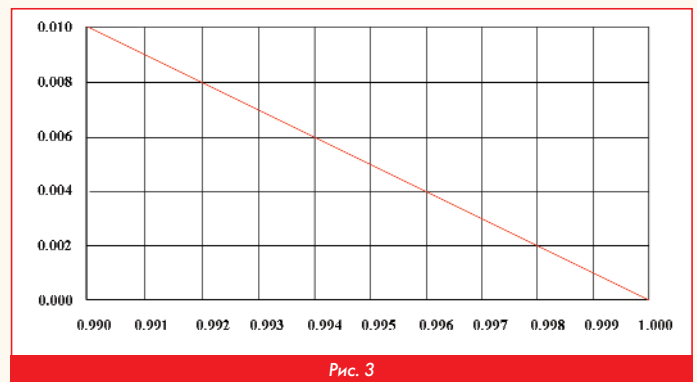


Рис. 3



Рис. 4

Литература

1. Л. Больцман. Лекции по теории газов // М. Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1956 г.
2. А.К. Кикоин, И.К. Кикоин. Молекулярная физика // М. Наука, 1976 г.
3. Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. Гидродинамика // М. Наука, 1986 г.
4. Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей // М. ИЛ, 1961 г.
5. Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. Статистическая физика // М. Наука, 1976 г.
6. Э.Е. Сон. Лекции по физической механике // М. Физматлит, 2010 г.
7. Н.Ю. Кочетков. Разработка и верификация метода и программы расчета внутриваллистических характеристик двигателей твердого топлива с двухсоставными зарядами для перспективных летательных аппаратов // Космонавтика и ракетостроение № 1, 2010 г.
8. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель № 2, 2017 г.
9. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов // Двигатель № 3, 2020 г.
10. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Энтропийные потоки и коэффициенты переноса // Двигатель № 4, 2017 г.

ПЕРВОПРОХОДЕЦ

Вадим Леонидович Иванов

ПАМЯТИ ВЛАДИМИРА ВАСИЛЬЕВИЧА УВАРОВА



Авиационные, судовые, энергетические, и другие газотурбинные двигатели и установки давно и прочно вошли в нашу жизнь. Но этому предшествовал самоотверженный труд и жизненный подвиг пионеров-первопроходцев. Одним из них был Заслуженный деятель науки и техники РСФСР, д.т.н., профессор МВТУ - МГТУ им. Н.Э. Баумана

Владимир Васильевич Уваров, вся созидательная энергия которого до конца жизни была отдана газовой турбине.

Начальной искрой послужил доклад профессора Л.К. Рамзина о газовой турбине Г. Хольцварта, с которым он 100 лет назад выступил в МВТУ. А пламя зажег профессор Н.Р. Брилинг, который в 1925 г. вручил молодому преподавателю МВТУ В.В. Уварову книгу Маковского "Опыт исследования турбин внутреннего сгорания", предложил (по совместительству) работать с ним по газовым турбинам.

В период 1925-1930 гг. небольшой лабораторией "Газовая группа" под научным руководством Н.Р. Брилинга был выполнен комплекс расчетно-аналитических и экспериментальных исследований с оптимистическими результатами, суть которых сводилась к следующему:

- * несмотря на относительно успешный результат внедрения турбины периодического сгорания цикла $V = \text{Const}$ более перспективной является газовая турбина цикла $P = \text{Const}$;

- * из-за низких КПД турбины и компрессора (тех лет) температура перед турбиной должна быть не менее 1500К, а лопатки турбины должны охлаждаться.

В силу обстоятельств в 1930 г. Н.Р. Брилинг от работы отошел, и дальнейшее судьбы газовой турбины постоянного давления сгорания передается В.В. Уварову. Будучи реалистом последний понимает, что для продолжения работ необходим заинтересованный заказчик и поддержка промышленности. И эту поддержку следует искать в авиации, которой требуется мощный, с малой удельной массой высотный двигатель. В результате встречи с начальником Главного управления авиационной промышленности С.О. Макаровским, оценившим большое будущее газотурбинного двигателя работы по двигателю получили поддержку.

В связи с началом реального проектирования с 1930 г. дальнейшие работы из МВТУ



Все знают: "это" сделать невозможно. Но вот приходит упрямец, который не верит в такие запреты. Он-то и делает открытие.

Альберт Эйнштейн

переносятся во Всесоюзный теплотехнический институт (ВТИ), где под руководством В.В. Уварова и по его проекту начинается разработка авиационного двигателя ГТУ-3 мощностью 1100 кВт с температурой газа перед турбиной 1473К. Фактически работа начиналась "с нуля": отечественный опыт отсутствовал, а иностранный показывал как не нужно делать.

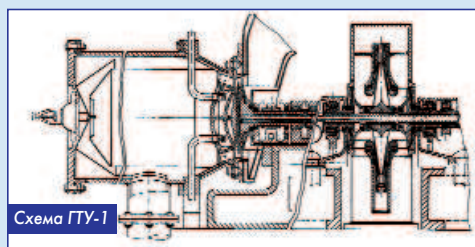


Схема ГТУ-1

Главный конструктор В.В. Уваров предложил целый ряд оригинальных решений, главные из которых:

- * для повышения эффективности процесса сжатия превратить центробежный компрессор в турбинный: самый неэффективный элемент компрессора - лопаточный диффузор превратить в рабочие лопатки радиальной турбины с передачей её работы на вал пропеллера;

- * камеру сгорания сделать противоточной с воздушным охлаждением стенок жаровой трубы;

- * применить пароводяное охлаждение рабочих лопаток турбины. Каналы в лопатках глухие с самоциркуляцией некипящей воды в канале (открытый термосифон в поле ускорения, превышающее земное в 30 000...50 000 раз), образованием "зеркала" не кипящей воды на радиусе чуть ниже радиуса входа в канал и её последующее испарение - парообразование с зеркала. Для поддержания стабильным радиуса зеркала на всех тепловых режимах требовалось согласовать баланс "подача воды - отвод пара". Была использована саморегулируемая система. Кольцевая полость под зеркалом воды регулирующим диском разделялась на полость подачи воды и полость отвода пара. Вода подавалась помпой в левую часть кольцевой паровой полости, а пар из правой кольцевой полости удалялся самотеком под давлением пара в кольцевой полости. При расчётном радиусе диска во всей кольцевой полости поддерживается расчётное давление пара. При внезапном увеличении тепловой нагрузки на лопатки жидкое кольцо интенсивно испаряется, радиальный зазор возрастает, противодавление в тракте подачи воды уменьшается, и помпа автоматически переходит на режим увеличенной подачи воды. При уменьшении тепловой нагрузки кольцевой зазор увеличивается, противодавление уменьшается, помпа автоматически переходит на режим увеличенного расхода. Поначалу сопловые аппараты охлаждались также водой, а в дальнейшем были разработаны лопатки с внутренним воздушным охлаждением.

Отдельно следует отметить, что частота вращения воздушной радиальной турбины была примерно в три раза меньше частоты

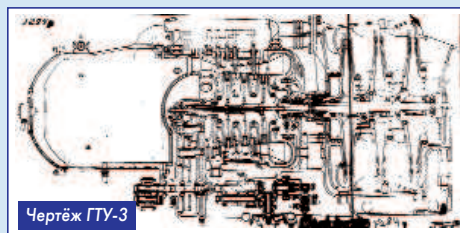


Чертёж ГТУ-3

вращения ротора компрессора (явление пневматической редукции), что позволяло упростить редуктор передачи мощности на вал пропеллера.

В 1938 г. двигатель был изготовлен на Коломенском паровозостроительном заводе, где далее прошли его успешные испытания.

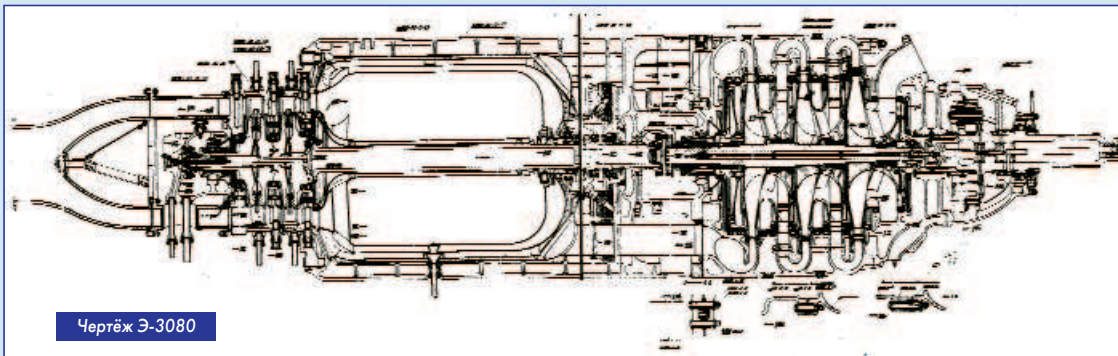
Двигателю в металле предшествовала огромная работа. С 1932 г. в МВТУ и ВВИА им. Жуковского для небольшой группы студентов и слушателей академии В.В. Уваров начинает преподавать разработанный им курс "Газовые турбины".

При этом студенты и слушатели академии вовлекаются в работы по двигателю: участвуют в расчетно-теоретических и экспериментальных работах (испытаниях полноразмерных моделей одноступенчатой ГТУ-1, двухступенчатой ГТУ-2). Их индивидуальная работа одновременно является учебным заданием и плановой работой лаборатории. К примеру, учебным заданием студента В.Х. Абианца является исследование влияния радиального зазора на эффективность газовой турбины, а темой дипломного проекта - "Газовая турбина для самолета Максим Горький".

После защиты дипломных проектов выпускники пополняют творческий коллектив лаборатории, становясь на многие годы коллегами и сподвижниками своего учителя. В 1935 г. публикуется монография В.В. Уварова "Газовые турбины", основанная на стенограмме его лекций в ВВИА им. Н.Е. Жуковского и МВТУ им. Баумана, опыте создания газотурбинного двигателя, ставшая на многие годы первым в стране учебником по газовым турбинам.

С 1940 г. работы по двигателю переносятся в ЦИАМ, где под руководством В.В. Уварова создается Лаборатория высокотемпературных авиационных двигателей, государственное задание которой: турбовинтовой двигатель мощностью 740 кВт с температурой газа перед турбиной 1473К; конструктивное исполнение - в летном варианте. После вынужденного перерыва военных лет (1941-1944 гг.) в ЦИАМ были изготовлены опытные двигатели Э-3080. Их испытания подтвердили надежность работы и эффективность всех узлов двигателя и системы охлаждения высокотемпературной турбины.

Следующей разработкой В.В. Уварова, тогда Главного конструктора московского авиационного завода № 41, стал турбовинтовой двигатель Э-3081, успешные длительные испытания которого состоялись в 1948 г. Это был первый в мире работающий высокотемпературный ТВД мощностью 2200 кВт с температурой газа перед турбиной 1473К.



Чертеж Э-3080

ку НТС ЦИАМ. Но та же работа на заседании Совета труда и обороны, с участием военных и конструкторов авиационных поршневых двигателей, получила двойную оценку: военные - На Ура! - это высотная и скоростная авиации, а именитые конструкторы - с явным неодобрением. Их мнение выразил А.Д. Чаромский, назвавший В.В. Уварова фантастом, а газовую турбину малопригодной для авиации. Так было...

А так распорядилось время:

* Под руководством В.В. Уварова в ЦИАМ была создан Отдел № 8 высокотемпературных авиационных двигателей, ядро научного коллектива которой составили ученики В.В. Уварова, имена которых войдут в историю развития отечественного газотурбостроения и реактивной авиации: М.И. Востриков, Я.Т. Ильичев, Б.А. Уваров, В.Х. Абианц, А.А. Лакштовский, О.И. Голубева, А.Г. Романов, В.Е. Михальцев, А.Ф. Пронкин, С.М. Шляхтенко, Г.Ю. Степанов. На многие годы ЦИАМ станет лидером отечественного высокотемпературного газотурбостроения.

* В годы работы в ЦИАМ В.В. Уваровым были решены многие проблемы газотурбинных двигателей: разработаны высотные характеристики авиационного ТВД; обосновано оптимальное распределение тяги ТВД между винтом и реактивным соплом; дополнены теоретические основы гидродинамики лопаточных аппаратов газовых турбин, положены начала аналитического расчета температурного поля турбинной лопатки с внутренним охлаждением и многие др., опубликованные в Трудах ЦИАМ. Его работа "Профилирование длинных лопаток паровых и газовых турбин" (Труды ЦИАМ, 1945 г., № 129) получила признание в стране и мире.

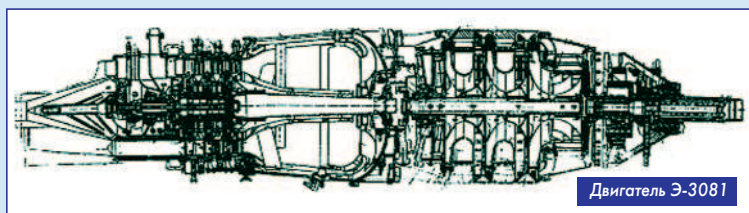
С 1949 г. В.В. Уваров возглавил кафедру № 341 (Воздушно-реактивные двигатели) созданного в 1948 г. факультета № 34 (Реактивная техника). Поддерживая тесные контакты с авиационным газотурбостроением, он сосредоточился на совершенствовании стационарных и транспортных газотурбинных установок и двигателей, их широком внедрении в разные отрасли народного хозяйства страны. В этот же период им были подготовлены несколько тысяч инженеров, ученых высшей квалификации, руководителей КБ и НИИ, а также инженеров и ученых для ряда стран мира.

* Следует отметить научную добросовестность В.В. Уварова, его бескомпромиссность в решении не только научных, учебных, но и жизненных проблем:

* Широко известна его позиция при осуждении директора ВТИ профессора Л.К. Рамзина, когда весь коллектив ВТИ голосованием "ЗА" поддержал обвинение при одном воздержавшемся. Это был В.В. Уваров, попросивший объяснить суть обвинения и не получивший удовлетворительного ответа. Лично для него это могло закончиться плачевно.

* В 1938 г. В.В. Уваров, не обращая внимание на отрицательные заключения больших ученых и авторитетных организаций поддержал и отстоял проект тогда еще мало кому понятного турбореактивного двигателя (ТРД). В результате в 1940 г. автор проекта А.М. Люлька приступил к созданию первого в стране ТРД (отметим - проект ТРД был конкурирующим проекту В.В. Уварова). А.М. Люлька всегда считал В.В. Уварова крестным отцом своих двигателей.

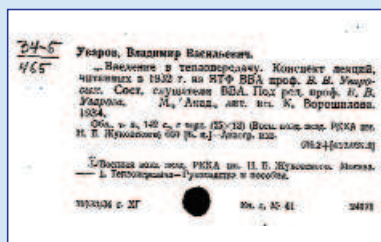
* В 1951 г. при выполнении поручения И.В. Сталина по созда-



Двигатель Э-3081

В 1949 г. решением МАП дальнейшие работы по двигателю были прекращены. Стране требовались околосвуковые, сверхзвуковые самолеты с ТРД. Время ТВД наступит позже, когда потребуются мощные ТВД для военно-транспортной и гражданской авиации.

Для Владимира Васильевича 1930-1949 гг. были успешными, но далеко не простыми. В 1934 г. его работы по газовой турбине с винтом (тогда термина ТВД ещё не существовало) получили одобрение и поддерж-



нию мощного ТВД НК-12 для дальнего бомбардировщика А.Н. Туполева на предприятии Н.Д. Кузнецова была создана газовая турбина с чрезвычайно высоким (по тому времени) КПД. Одна из ведущих Научных организаций авиационной промышленности расчетами показала неправдоподобность такого результата, фактически обвинив кузнецовцев в фальсификации результатов. Для разрешения конфликта МАП направил в Куйбышев авторитетную комиссию во главе с В.В. Уваровым; в комиссию вошли и представители упомянутой выше организации.

Инженер, профессор В.В. Уваров всегда очень бережно относился к цифре - главному "продукту" инженерного труда. На протяжении недели были перепроверены все протоколы экспериментов, корректность постановки эксперимента и его обработки, точность измерительной аппаратуры. Вывод высокой комиссии: НИКАКОГО КРИМИНАЛА НЕТ.

...Ошибка обнаружилась в расчетах научной организации.

Многолетний опыт работы Владимира Васильевича в авиационной промышленности отразился на стиле работы кафедры, кредо которой стало: *"инженеров-газотурбинистов должны готовить преподаватели, знающие газовые турбины не по учебникам, а по металлу, имеющие опыт создания и испытания элементов двигателя"*. Поначалу лекторами основных дисциплин кафедры им были приглашены (по совместительству) специалисты из НИИ и КБ. Например, теория ВРД - М.М. Бондарюк (НИИ 1), газовые турбины - В.Х. Абинац (ЦИАМ), авиационные ГТД - П.К. Казанджан (ВВИА им. Н.Е. Жуковского).

При кафедре создаются инженерно-исследовательская группа и лаборатория, устанавливаются связи с промышленностью. По результатам НИР защищают кандидатские диссертации первые штатные преподаватели В.С. Бекнев, Н.Д. Грязнов, Ю.М. Пчелкин, А.П. Чернобровкин. В 1954 г. в Центральном лектории Всесоюзного общества по распространению политических и научных знаний В.В. Уваров выступает с лекцией "Газовые турбины", которая привлекла внимание не только специалистов из разных городов страны, но и студенческую молодежь. Изданная огромным тиражом стенограмма лекции мгновенно становится библиографической редкостью. В лекции был представлен анализ активного развития ГТД для авиации, а также прогноз развития (задержавшихся в развитии) энергетических, транспортных, газотурбинных установок замкнутого цикла на ближнюю и дальнюю перспективу. Жизнь показала, что профессор не ошибался.

В 1955 г. совместно с Коломенским тепловозостроительным заводом в МВТУ началась разработка проекта первого отечественного газотурбовоза на жидком топливе мощностью 2600 кВт в одноагонном исполнении (это принципиально важно для ж.д.). Главным конструктором газотурбовоза был знаменитый конструктор отечественных паровозов Л.С. Лебединский, а Главным конструктором ГТД В.В. Уваров. Выбор МВТУ, как соисполнителя проекта был не случайным. В начале 1950-х кафедра приняла участие в разработке концептуального проекта газотурбовоза на пылеугольном топливе: были разработаны и прошли стендовые испытания вихревая пылеугольная камера сгорания с системой топливоподачи, турбоциклонный агрегат очистки продуктов сгорания от эрозионно опасной пылезольной взвеси, оптимизировано входное устройство компрессора, охлаждаемый диффузор выхлопного тракта и др.

В работе над проектом коломенского газотурбовоза участвовал не только весь персонал кафедры и конструкторы-паровозники, но и студенты старших курсов. В ходе совместной работы и специальных лекций происходила перекалфикация паровозников в газотурбинисты. Одновременно в рамках НИР кафедры шли разработки более экономичных высокой мощности газотурбовозов. Три созданных в 1959 г. газотурбовоза более 15 лет успешно эксплуатировались на южной железной дороге (на них также проходила эксплуатационная практика студентов кафедры).

Малая удельная масса ГТД, как и в авиации играет важную роль для железной дороги - нагрузка "на ось" подвижного состава не должна превышать 20 т на ось. При максимальном числе

осей единицы подвижного состава (две трехосные тележки) масса газотурбовоза в одноагонном исполнении не должна превышать 120 т. В.В. Уваров доказывал, что можно создать газотурбовоз мощностью 8...10 МВт. Ему опять не верили - называли фантастом. А ныне на Свердловской железной дороге газотурбовоз ГТВ-002 на сжиженном природном газе водит стовогонные грузовые составы. (Впервые идея создания газотурбовоза была им озвучена на Заседании секции теплотехников МВТУ в 1925 г.).

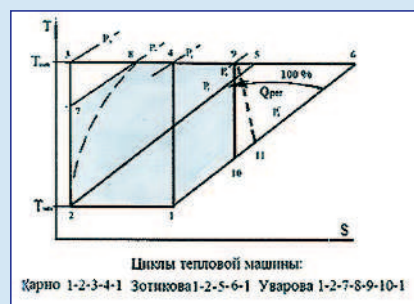
В 1957 г. приказом МВ и ССО СССР под руководством профессора В.В. Уварова в МВТУ создается одна из первых в стране Проблемная лаборатория "Турбостроение", основные направления работы которой :

- * энергетические ГТУ большой мощности, транспортные ГТД, комбинированные ГТУ-ПТУ, ГТУ замкнутого цикла с ядерным реактором, ЗПУ космических летательных аппаратов, МГД-установки разного назначения;
- * развитие и совершенствование систем охлаждения газовых турбин и тепловой защиты других энергообъектов.

Главной, в шлейф которой вошли все другие работы - это энергетические ГТУ большой мощности. Было очевидно, что ГТУ мощностью 25...40 МВт не конкурентоспособна в большой теплоэнергетике; требовались энергоустановки мощностью свыше 200 МВт при КПД не ниже 35...36 %. Регенеративный цикл Г.И. Зотикова не давал ключа: пропустить большой объем высокотемпературного газа атмосферного давления через регенератор не представляется возможным.

В.В. Уваров доказал возможность создания ГТУ мощностью 200 МВт и выше с КПД уровня 40 % при температуре газа перед турбиной, даже не требующей охлаждения лопаток. Опираясь на анализ цикла Карно, регенеративного цикла Г.И. Зотикова, опыт эксплуатации энергетических ГТУ регенеративного цикла он предложил безрегенеративный изотермно-адиабатный цикл, дающий максимальное приближение к КПД цикла Карно.

В его обоснование положен простой пример. При отношении температур цикла (T_{MAX} / T_{MIN}) = 1200/300 уже при давлении P (7-8) температура конца адиабатного процесса сжатия в реальном компрессоре достигает максимальной температуры цикла;



Циклы тепловой машины: Карно 1-2-3-4-1 Зотикова 1-2-5-6-1 Уварова 1-2-7-8-9-10-1

теоретический изотермно-адиабатный цикл Уварова (1-2-7-8-9-10-1) лишен этих недостатков. Последовательность (1-2) - изотермный процесс сжатия с отводом теплоты; (2-7) - адиабатный процесс сжатия; (7-8) - изобарный процесс с подводом теплоты; (8-9) - изотермный процесс расширения с подводом теплоты; (9-10) - адиабатный процесс расширения до атмосферного давления; (10-1) - изобарный процесс охлаждения в атмосферной среде (цикл разомкнутый).

Пунктиром показаны процессы адиабатного сжатия (2-7) и адиабатного процесса расширения (9-11) в реальных компрессоре и турбине.

Теоретические циклы Карно 1-2-3-4-1, Зотикова (при стопроцентной регенерации) 1-2-5-6-1, Уварова 1-2-7-8-9-10-1 имеют равные КПД и удельную работу цикла. Но мощность ГТУ цикла Зотикова ограничена пропускной способностью регенератора (объем высокотемпературного газа атмосферного давления). Теоретический цикл Уварова (изотермный отвод тепла при сжатии и затем адиабатном сжатии, изотермном процессе расширения с подводом тепла и заключительным адиабатном расширении) позволяет создать безрегенеративную ГТУ большой мощности (процесс охлаждения 10-1 происходит в окружающей атмосфере, а не в регенераторе (цикл разомкнутый)).

Впервые свойства изотермно-адиабатного цикла им были изучены на одной из конференций ОН АН СССР - но понимания не получили. В одном из докладов на последующих конференциях по газовым турбинам он говорил: "Удивительно, почему на такой своеобразный цикл Карно никто раньше не обратил внимания".

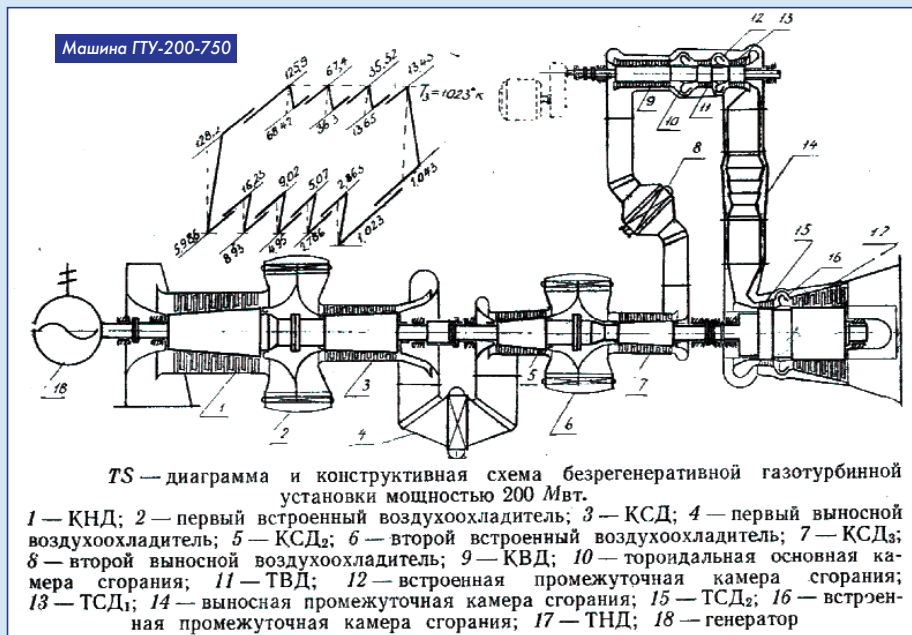
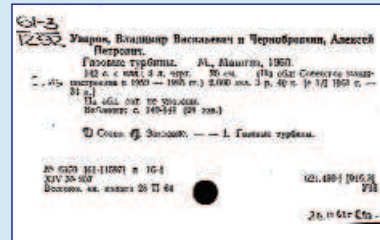
Реалист В.В. Уваров понимает, что для преодоления непонимания и отторжения ГТУ большой мощности нужно "бить во все колокола". 06.01.1959 г. в газете "Правда" коллектив кафедры опубликовал статью "Газовые турбины - в народное хозяйство", а также статью в журнале "Теплоэнергетика" (№10, 1959 г.). Публикации вызвали отклик и в иностранных журналах.

В результате Правительство поручает Харьковскому турбогенераторному заводу им. С.М. Кирова разработать проект ГТУ-200-750 по схеме МВТУ.

Результатом совместной работы двух коллективов (1965-

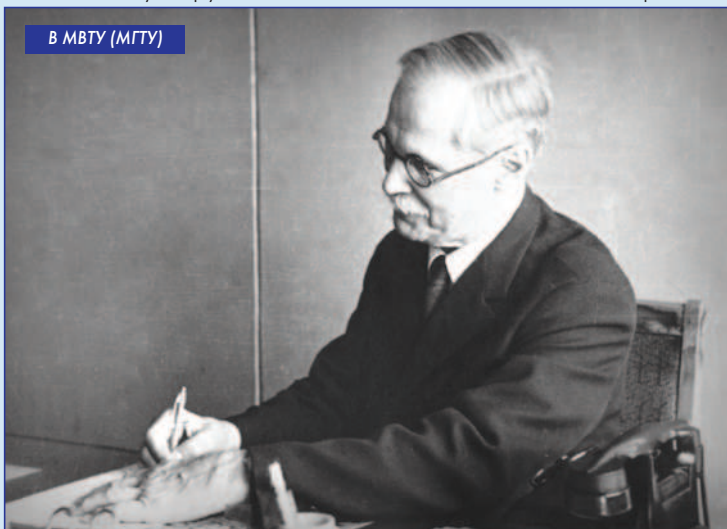
Прошло пятьдесят лет, и на мировом рынке представлены энергетические ГТУ мощностью 593 МВт с КПД 42,8 %, расходом воздуха через компрессор 1051 кг/с, удельной массой 0,838 кг/кВт [SGT5 9000HL, 2017]. По облегченной схеме изотермно-адиабатного цикла (двухступенчатое сжатие с промежуточным охлаждением, двухступенчатое расширение с одной промежуточной камерой сгорания) работают ГТУ-100-750 АО ЛМЗ и японская AGTJ-100А.

В.В. Уваров высоко поднял факел газовых турбин, искры которого разлетелись по всему миру: сработал его крылатый лозунг: **"Больше держаний, меньше проторенных дорог !"**.



1966 г.) был создан технический проект энергетической ГТУ большой мощности. Проектные расчеты показали, что при $T = 770^\circ\text{C}$ и расходе воздуха через компрессор низкого давления 453 кг/с достигается КПД на клеммах электрогенератора 39,9 % и мощность 194 000 кВт, удельная металлоемкость 3,7 кг/кВт. Расчетами института Теплоэлектропроект показали, что газотурбинная электростанция мощностью 1200 МВт, укомплектованная шестью ГТУ-200-750 по сравнению с паротурбинной на базе шести паротурбинных установок К-200-130 дешевле на 20...25 млн руб., при стоимости последней 85 млн руб.

Хотя и не реализованный в металле проект ГТУ-200-750 доказал всему миру состоятельность ГТУ для большой энергетики.



Владимир Васильевич также положил начала работ кафедры по космосу, ЗГТУ с ядерным реактором, МГД-генератором. В лаборатории кафедры были введена первая в стране экспериментально-исследовательская ЗГТУ космического назначения небольшой мощности (попутные работы по анодной защите газопроводов), работы с ОКБ им. Африкантова по ГТУ замкнутого цикла для высокотемпературного газоохлаждаемого ядерного реактора на гелии, работы по совершенствованию систем охлаждения высокотемпературных газовых турбин и др.

После себя Владимир Васильевич оставил богатое наследство, бисером рассыпанное по его статьям и докладам. Писать монографии у него не хватало времени.

В 1970 г. он опубликовал вторую в своей жизни книгу "Газовые турбины и газотурбинные установки", в предисловии к которой написал: "... книгу можно рассматривать как совместный труд автора с огромным числом его учеников, которые получили свои дипломы за более чем сорокалетний период его работы в МВТУ. ... В зависимости от вопросов, которые возникали в процессе практической и учебной работы, приходилось дополнять те или иные разделы теории газовых турбин...". Эта книга Владимира Васильевича - кладезь мудрости, которую можно рекомендовать читать не только молодому поколению студентов и инженеров, но убеленных сединами специалистам.

Таким был Владимир Васильевич Уваров: пионер-первопроходец, инженер, ученый, педагог, изобретатель и экспериментатор, видящий за горизонтом то, что было недоступно глазу других, Большой Человек, УЧИТЕЛЬ.

Характеризуя титанический труд В.В. Уварова академик Б.С. Стечкин сказал так: "Владимира Васильевича не увенчали государственными премиями и академическими званиями, но все мы ценим его труды, его необыкновенную эрудицию, энтузиазм и бескомпромиссность. Только такие люди достигают новых результатов в науке и технике".

При подготовке статьи использовано:

1. Владимир Васильевич Уваров, конструктор, ученый, педагог, патриот. Сборник к юбилейному заседанию Всесоюзного научно-технического семинара имени профессора Вл. В. Уварова, посвященного 50-летию создания первого высокотемпературного авиационного двигателя и 90-летию со дня рождения его конструктора. Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 1989 г.
2. Научные статьи В.В. Уварова, Беседы - воспоминания о В.В. Уварове с П.К. Казанджаном, Г.Ю. Степановым, Б.А. Уваровым, А.Г. Романовым. И.Н. Липатовым, Б.Ф. Шором.
3. Материалы архива автора статьи.

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ИСПАРЕНИЕ ЖИДКОСТЕЙ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА

Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Анатолий Алексеевич Сперанский, вице-президент РИА, DExpert ISCED, академик РИА и МИА

В данной статье представлены материалы по физике испарения жидкостей во внешнюю газообразную среду или вакуум. Раскрыты процессы испарения за счет нагревания, а также холодным способом - механическим расширением, приводящим к разрыву молекулярных связей в жидкости - кавитации. Исследование процесса кавитации особенно актуально для обеспечения надёжной работы гидравлических турбин ГЭС, гребных винтов судов, гидронасосов и т.д.

This article presents materials on the physics of evaporation of liquids into an external gaseous medium or vacuum. The processes of evaporation due to heating, as well as by the cold method - mechanical expansion, leading to the rupture of molecular bonds in a liquid - cavitation, are disclosed. The study of the cavitation process is especially important for ensuring reliable operation of hydraulic turbines of hydroelectric power plants, propellers of ships, hydraulic pumps, etc.

Ключевые слова: сплошная среда, испарение, кавитация, термодинамическая фаза, реальный газ.

Keywords: continuous medium, evaporation, cavitation, thermodynamic phase, real gas.

Процесс испарения жидкостей может быть причислен к физической кинетике, так как основан на изучении движения молекул и зависит от температуры. Разберёмся с самим понятием "испарение". Испарение - это процесс преобразования жидкости в газообразное состояние (если испаряется твердое тело - то это сублимация). Итак, в поверхностном слое и в непосредственной близости от поверхности жидкости, действуют силы, которые, собственно, не позволяют покинуть молекулам объём жидкости. Но, благодаря тепловому движению, некоторая часть молекул имеет всё же достаточно большие скорости, чтобы преодолеть эти силы, удерживающие молекулы в жидкости, и покинуть жидкость. Это явление - отлет молекулы от жидкости, и называется испарением. Оно наблюдается при любой температуре, но его интенсивность возрастает с её увеличением. Если покинувшие жидкость молекулы удаляются из пространства вблизи поверхности жидкости, то в конце концов вся жидкость испарится. Если же молекулы, покинувшие жидкость, не удаляются, а удерживаются и скапливаются в замкнутом объёме около поверхности жидкости, то процесс развивается по-другому.

Процесс парообразования

Покинувшие жидкость молекулы образуют пар [1, 2]. Молекулы пара, попавшие в область вблизи поверхности жидкости, силами притяжения втягиваются в жидкость. Таким образом, скорость испарения уменьшается. Вспомним, что силы связи между молекулами, которые удерживают их вместе или вблизи жидкой поверхности являются Ван-дер-Ваальсовскими силами. Это силы либо притяжения, либо отталкивания. Силы Ван-дер-Ваальса создают дополнительное давление у поверхности, которое пропорционально числу частиц, приходящихся на единицу площади поверхности границы и силе, с которой каждая частица вблизи границы втягивается другими частицами. Ясно, что эта сила пропорциональна числу частиц, которые участвуют в её создании. Число таких частиц, в свою очередь, пропорционально концентрации частиц.

При дальнейшем увеличении плотности пара достигается такая ситуация, когда число молекул, покидающих жидкость на некоторое время, равно числу молекул, возвращающихся в жидкость за то же время. Наступает состояние динамического равновесия. Пар в состоянии динамического равновесия с жидкостью называется насыщенным паром. Типичный вид изотерм ($T = \text{const}$, а координаты P и V) представлен на рис. 1. Итак, на правой ветви и правее (AK) находится газ. Внутри штриховой кривой находится смесь пара и жидкости (две фазы). На левой границе (СК) и левее - жидкость. Внутри купола (АКС), где вещество находится в состоянии насыщенного пара, изотермы (линии с $T = \text{const}$) являются горизонталями, и с увеличением давления они сходятся в точку (К).

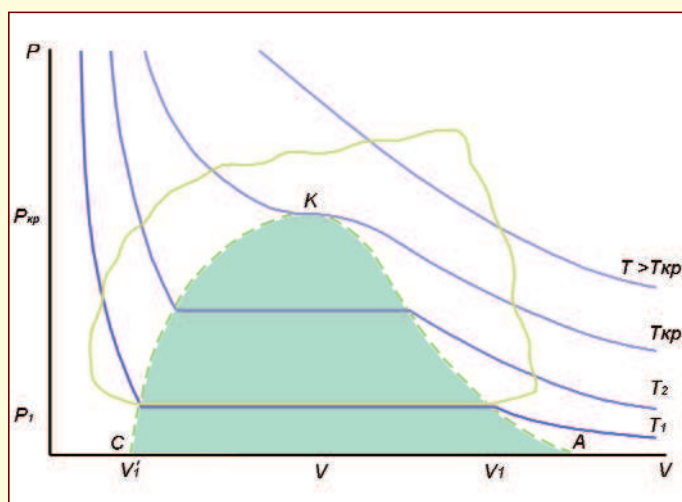


Рис. 1 Изотерма ($T = \text{const}$)

Это место, где исчезает разница между жидкостью и газом или, иначе говоря, жидкость и газ имеют одинаковые физические свойства.

Такое состояние называется критическим, а величины - $T_{кр}$, $P_{кр}$ и $V_{кр}$ называются критическими температурой, давлением и объёмом.

Выше критической температуры газ не может быть превращен в жидкость ни при каком давлении.

Выше критического давления $P_{кр}$ изотерма $T_{кр}$ разделяет газообразное и жидкое состояния вещества так, что в точках этой изотермы свойства фаз одинаковы.

Именно поэтому при пересечении этой изотермы происходит непрерывный переход из газообразной фазы в жидкую.

Так как в двухфазной системе жидкость и пар находятся в динамическом равновесии, то при данной температуре имеют вполне определенные, однозначные величины плотности и давления.

Давление называется давлением насыщенного пара P_1 при определенной температуре T_1 .

При увеличении температуры давление насыщенного пара возрастает.

Пар называется насыщенным, потому что его нельзя "уплотнить" при той же температуре. При попытке "уплотнения" часть насыщенного пара превращается в жидкость.

Именно этот процесс происходит в двухфазной системе при изменении её объёма.

В двухфазной системе фазы находятся в равновесном состоянии при одинаковой температуре. При увеличении объёма некоторая часть жидкости превращается в пар, но при этом для поддер-

жания постоянной температуры системе извне необходимо сообщить соответствующее количество теплоты.

Таким образом, для осуществления перехода из жидкой фазы в газообразную, системе необходимо сообщать теплоту без изменения температуры.

Эта теплота идет на изменение фазового состояния вещества и представляется теплотой фазового превращения или скрытой теплотой перехода. Скрытой потому, что при изменении удельного объема одновременно не меняется ни давление, ни температура, но изменяется четвертый параметр - энтропия. Ведь мы знаем, что в идеальном случае, когда газ идеальный, энтропия превращается в газовую постоянную при условии равновесия. Но в аналогичных условиях, когда газ реальный, внутри купола равновесие не реализуется. Процесс в этом месте сугубо неравновесный, а энтропия - переменная величина.

Итак, устанавливаем важный факт:

Любой прямой фазовый переход (плавление, сублимация, испарение) и любой обратный фазовый переход (кристаллизация, десублимация, конденсация) сопровождается сообщением или отдачей тепла при постоянной температуре. Всё происходит без изменения температуры и называется скрытой теплотой фазового перехода.

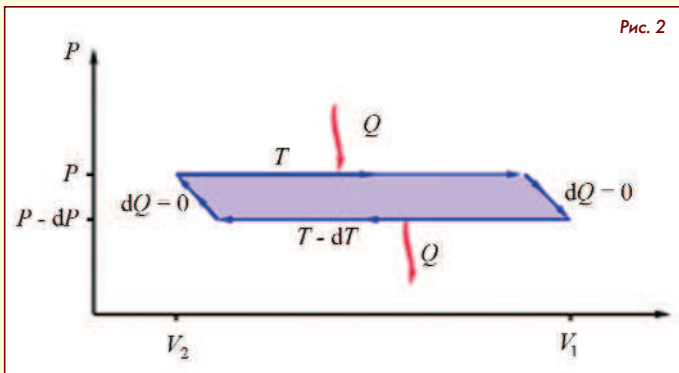
Скрытая теплота затрачивается на преодоление сил притяжения или, иначе говоря, на компенсацию отрицательной потенциальной энергии притяжения между молекулами.

Очевидно, что с повышением температуры скрытая теплота фазового перехода фиксированной массы вещества уменьшается, а при критической температуре она равна нулю.

Уравнение Клапейрона-Клаузиуса

С увеличением температуры давление насыщенных паров увеличивается. Установим связь этих параметров в виде количественных соотношений.

Эта связь пригодится нам в будущем для вычисления скорости испарения жидкости. Итак, рассмотрим цикл Карно для паро-жидкостной смеси (рис. 2).



На рисунке это две изотермы (горизонтальные линии) и две адиабаты. Почему Карно? Потому что, так решили авторы этого соотношения - Клапейрон и Клаузиус. Не будем нарушать традицию.

Цикл рассматриваем бесконечно малый, что объясняет логичность выбора Клапейрона и Клаузиуса. Ведь с помощью суммы множества таких идеальных циклов можно описать общий реальный цикл.

На интервале температур T и $(T + dT)$ определим работу в этом цикле:

$$A = (V_1 - V_2) dP$$

и, следовательно, коэффициент полезного действия η определим как отношение:

$$\eta = \frac{A}{Q^{(+)}} = (V_1 - V_2) \frac{dP}{L}$$

где L - скрытая теплота перехода в другую фазу данной массы вещества.

С другой стороны, для цикла Карно коэффициент полезного действия:

$$\eta = 1 - \frac{T_2}{T_1} = \frac{1 - (T - dT)}{T} = \frac{dT}{T}$$

Сравнивая КПД, получаем

$$\frac{dP}{dT} = \frac{L}{T(V_1 - V_2)}$$

Это знаменитое уравнение Клапейрона-Клаузиуса. Оно связывает давление, при котором находятся в равновесии двухфазная система, с температурой.

Другими словами, формула дает возможность рассчитать давление насыщенных паров в зависимости от температуры.

Величина скрытой теплоты испарения есть табличная величина и определяется для каждой жидкости экспериментально.

Путем интегрирования этого обыкновенного дифференциального уравнения можно определить прямую зависимость $P(T)$.

Найти температурную зависимость теплоты испарения можно приближенно. При этом предположив, что к состоянию пара можно прийти двумя путями.

Первый. Испарить жидкость при температуре T_0 и нагреть пар при постоянном давлении до температуры T .

Тогда, затрачиваемая на моль энергия равна:

$$\Delta Q_1 = L_0 + C_p (T - T_0)$$

где L_0 - теплота испарения при температуре T_0 и давлении насыщенного пара P_0 .

Второй. Сначала нагреть жидкость от T_0 до температуры T , а затем испарить её при этой температуре (обозначим $L(T)$).

В этом случае затрачивается энергия:

$$\Delta Q_2 = C_{ж} (T - T_0) + L(T)$$

Из равенства $\Delta Q_1 = \Delta Q_2$ следует:

$$L_0 + C_p (T - T_0) = C_{ж} (T - T_0) + L(T),$$

$$L(T) = L_0 + (C_p - C_{ж}) (T - T_0).$$

Тогда уравнение Клапейрона-Клаузиуса примет вид:

$$\frac{dP}{dT} = \frac{L_0 + (C_p - C_{ж})(T - T_0)}{T(V_{m1} - V_{m2})}$$

Молярным объемом жидкости по сравнению с паром, ввиду относительной малости, можно пренебречь ($V_{m2} \ll V_{m1}$), а для пара воспользуемся уравнением состояния идеальных газов, достаточно хорошо выполняющимся для перегретого пара.

Перегретым называется пар, температура которого превышает температуру насыщенного пара. Такой пар еще называют сухим и его уже можно считать газом.

Уточним, что газом является одна из "чистых" фаз вещества: твердая, жидкость, газ и может быть плазма.

Если среда двухфазная, газ плюс жидкость, то это - пар, который, как было установлено, бывает разный.

Воспользовавшись понятием газа (перегретого пара) получим:

$$V_{m1} = \frac{RT}{P}$$

$$\frac{dP}{dT} = \frac{P}{RT^2} [L_0 + (C_p - C_{ж})(T - T_0)].$$

Откуда:

$$\int_{P_0}^P \frac{dP}{P} = \frac{1}{R} \int_{T_0}^T \frac{L_0 + (C_p - C_{ж})(T - T_0)}{T^2} dT.$$

И тогда

$$\ln \frac{P}{P_0} = \frac{L_0 - (C_p - C_{ж})T_0}{R} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T} \right) + \frac{C_p - C_{ж}}{R} \ln \frac{T}{T_0}.$$

Эта формула дает достаточно точные значения, которые совпадают с экспериментом.

Процесс испарения

Теперь, когда все подготовлено, займемся количественным определением скорости испарения жидкостей. Задача ставится

так: найти скорость испарения жидкости, то есть отношение массы жидкости, превращающейся в пар за промежутков фиксированного времени с фиксированной поверхностью, с которой происходит испарение [3, 4]. При этом известны: давление насыщенных паров и температура среды испарения.

Как было установлено раньше, между насыщенным паром и жидкостью скорость испарения равна скорости конденсации. То есть, устанавливается равновесие двух взаимно противоположных процессов и утверждается, что их массовые скорости в том и обратном направлениях равны.

Массовая скорость записывается, как было сказано выше, в виде отношения массы, деленной на время и площадь. Такую скорость еще можно назвать плотностью тока испарения (обратного процесса - конденсации).

Размерность такого параметра имеет вид:

$$\frac{M}{\tau S} = \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \text{с}} \right].$$

Будем считать, что скорости молекул в насыщенном паре подчиняются распределению Максвелла. Вспомним его:

$$f(V) = 4\pi \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{3/2} \cdot e^{-\frac{mv^2}{2kT}} \cdot V^2,$$

где $f(V)dV = dP(V) = dn/n$;

P - вероятность нахождения частиц в выбранном интервале;

k - константа Больцмана;

dn - число частиц в интервале скоростей dV ;

m - масса молекулы;

T - термодинамическая температура;

V - скорость молекулы.

Из распределения можно получить частоту вылетевших молекул с поверхности, приходящихся на единицу площади $[1/(\text{м}^2 \text{с})]$:

$$\begin{aligned} v &= n_0 \int f(V) V_x^{(+)} dV = \\ &= n_0 \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{3/2} \iint_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{m(v_x^2+v_y^2)}{2kT}} dV_y dV_z \cdot \int_0^{\infty} e^{-\frac{mv_x^2}{2kT}} V_x dV_x = n_0 \left(\frac{kT}{2\pi m} \right)^{1/2}. \end{aligned}$$

То есть:

$$v = n_0 \left(\frac{kT}{2\pi m} \right)^{1/2},$$

где n_0 - концентрация молекул.

Тогда, массовая скорость вылета молекул с поверхности жидкости будет равна:

$$J_m = mv = n_0 m \left(\frac{kT}{2\pi m} \right)^{1/2}.$$

Далее, учитывая справедливость уравнения состояния идеального газа, для случая равновесия молекул, можно записать концентрацию в зависимости от термодинамических параметров:

$$n_0 = \frac{P_n}{kT},$$

где P_n - давление насыщенных паров.

С учетом того, что молекулярная масса пара выражается через число Авогадро как: $M = m \cdot N_A$, а константа Больцмана связана с универсальной газовой постоянной аналогичным образом, $R = k \cdot N_A$, то окончательная формула для расчета массовой скорости вылета молекул с поверхности жидкости примет вид:

$$J_m = P_n \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{1/2} = P_n \left(\frac{M}{2\pi RT} \right)^{1/2}.$$

В условиях равновесия скорость испарения равна скорости

конденсации и результирующая скорость испарения должна быть равна нулю.

В неравновесных условиях скорость испарения равна равновесной скорости испарения при некоторой текущей температуре и не зависит от скорости конденсации. В этом случае скорость конденсации отличается от равновесной, то есть выполняется идеальное уравнение Герца-Кнудсена:

$$J_c = (P - P_n) \left(\frac{M}{2\pi RT} \right)^{1/2}.$$

Отношение от идеального уравнения учитывается вводом безразмерного коэффициента аккомодации α . Его значения находятся в интервале $[0; 1]$. Единица - идеальный случай.

В общем случае понятие термической аккомодации было введено Кнудсеном для описания систем приближения равновесия между поверхностью жидкости и молекулами падающие на неё и покидающие её:

$$\alpha_T = \frac{T_1 - T_R}{T_1 - T_p},$$

где T_1 и T_R - средние крайние температуры падающих и отраженных молекул.

Коэффициент аккомодации через энергии падающих и отраженных молекул определяется аналогично:

$$\alpha_T = \frac{E_1 - E_R}{E_1 - E_p}.$$

Таким образом для расчета массовой скорости испарения требуется знание прежде всего давления насыщенных паров для сравнения с ним рабочего давления и в общем-то температуры.

Но сам процесс испарения может происходить и без влияния температуры. Процесс расширения газа может происходить не только термодинамическим способом. Газ можно расширить механически.

Кавитация

Молекулярные связи можно разорвать с помощью известных механических воздействий на жидкость [5, 6, 7]. Например, с помощью кавитации.

Многие устройства в промышленности и в ракетной технике построены на турбомашинном принципе. Это турбины, центробежные насосы, циклоны, центробежные форсунки, гребные винты, и т.д.

Все эти устройства объединяет один эффект: получение повышенных или пониженных давлений благодаря центробежным силам, которые устремляют поток жидкости от центра к периферии. При этом давление на периферийной части увеличивается из-за притока дополнительной массы и уменьшается в центре вращения из-за оттока этой массы в сторону периферии. В центре поток сильно разрежается, и давление в этой области может достичь уровня давления насыщенных паров.

В связи с этим молекулярные связи в жидкости могут разорваться и жидкость начнет кавитировать. Кавитацию еще называют холодным кипением. Но возможно дать более точное определение кавитации: это процесс испарения жидкости из-за механического разрыва межмолекулярных взаимосвязей, вызванных центробежными усилиями, возникающими в процессе сверхбыстрого вращения подвижных механических устройств (насосов и прочее) и зависящими, собственно, от частоты вращения.

В настоящее время на кислород-водородных ЖРД используются насосы, развивающие около 100 000 и более оборотов в минуту. На рис. 3 представлена фотография, где зафиксирована кавитация на шнековом преднасосе. Виден процесс её развития и изменение размеров кавитационных областей в зависимости от числа оборотов насоса.

Кавитация - опасное явление в технике. Она разрушает лопасти насосов, лопасти гребных винтов, рабочие поверхности гидротурбомашин.

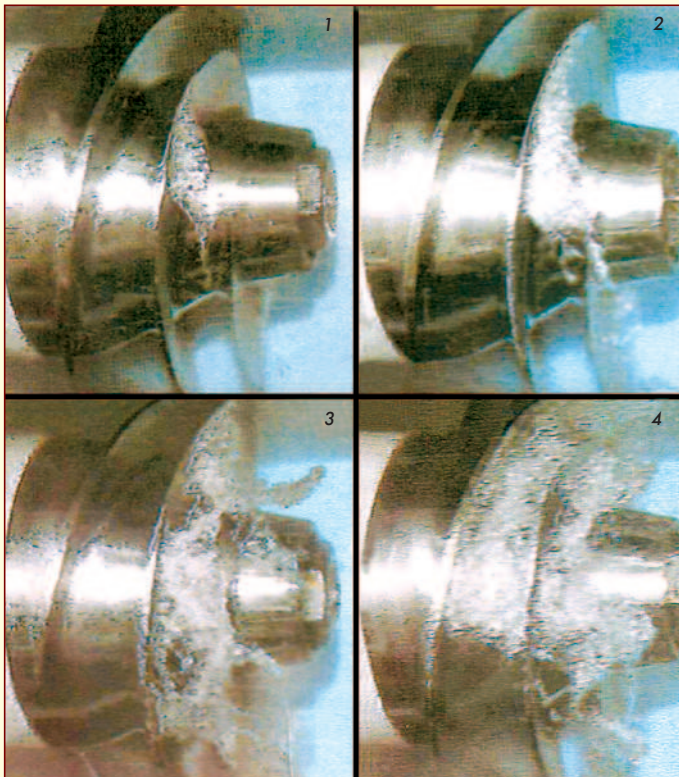


Рис. 3 Процесс развития кавитации на шнековом преднасосе

Разрушение материала детали (рис. 4) происходит из-за того, что после возникновения пузырьки пара, находящиеся на поверхности и имеющие низкое давление пара, схлопываются под воздействием высокого давления окружающей жидкости, создавая локальные гидроудары о поверхность. В некоторой степени это подобно воздействию кумулятивной струи, тем более, что температура пара в пузырьках может достигать 1500 °С.

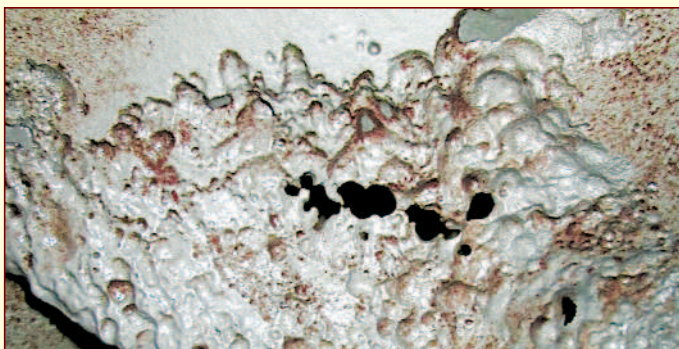


Рис. 4 Разрушение материала от воздействия кавитации

Кавитация - наиболее характерное явление при динамике криогенных жидкостей. Даже при малых амплитудах пульсаций давления в криогенных жидкостях легко возникает явление кавитации.

Первые признаки кавитации - это возникновение пузырьков. Дальнейшее развитие кавитации идет путем смешивания пузырьков и образования полостей пара (или газа), который с определенным массовым расходом вырабатывается на поверхностях вращающихся лопаток и лопастей.

Найти взаимосвязь параметров кавитации и частоты вращения достаточно сложно из-за особенностей конструкций вращающихся устройств. Поэтому в основном для расчетов пользуются эмпирическими данными, полученными после специальных испытаний на конкретных конструкциях.

В настоящее время еще нет достаточно надежных теоретических методов, определяющих так называемую кавитационную прочность:

$$\Delta P_k = P_H(T_0) - P_k,$$

где P_k - давление, при котором возникает разрыв сплошности жидкости.

Эмпирическая теория базируется на обобщении опытных данных по кавитационным испытаниям насосов.

Из этих экспериментальных зависимостей можно определить уровень влияния на кавитационную прочность частоты вращения (помимо и других параметров).

Используя зависимость $\Delta P_k = f(n)$, или более полно $\Delta P_k = f(n, Q, H)$, можно найти массовую скорость кавитационного испарения (кипения) по формуле Герца-Кнудсена

$$J_m = \Delta P_H \left(\frac{M}{2\pi RT} \right)^{1/2}.$$

Если эту формулу преобразовать с учетом того, что $R/M = R_\mu$ - газовая постоянная, $a = \sqrt{k R_\mu T}$ - скорость звука (a), то формула примет вид:

$$J_m = \frac{\Delta P_k}{a} \cdot \sqrt{\frac{k}{2\pi}}.$$

Тогда для пара ($k = 1,33$) можно получить:

$$J_m = \frac{\Delta P_k}{a} \cdot 0,46 \approx \frac{\Delta P_k}{2a}.$$

При этом уравнение Герца-Кнудсена приближенно может быть записано для кавитационных поверхностей как отношение половины кавитационной прочности на местную скорость звука.

Размерность $\frac{H \cdot C}{M^2 \cdot M} = \frac{KГ \cdot M \cdot C}{C^2 \cdot M^2 \cdot M} = \frac{KГ}{M^2 \cdot C}$ - правильно отражает

физический процесс.

В результате проделанного анализа было представлено описание процессов испарения и кавитации, как её частного случая. Полученные рабочие формулы могут быть использованы при разработке промышленных конструкций для предотвращения возникновения кавитации и их разрушения (рис. 5) от её воздействия. **Д**

Литература

1. А.Н. Матвеев. Молекулярная физика. М. Высшая школа, 1981 г.
2. В.А. Кирилин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. Техническая термодинамика. М. Энергоатомиздат, 1983 г.
3. Д. Хирс, Г. Паунд. Испарение и конденсация. Изд. Иностранной литературы, 1966 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность в условиях кавитации потоков // Двигатель № 5, 2012 г.
5. В.А. Акуличев. Кавитация в криогенных и кипящих жидкостях. М. Наука, 1978 г.
6. В.И. Петров, В.Ф. Чебаевский. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах. М. Машиностроение, 1982 г.
7. Б.В. Овсянников, В.Ф. Чебаевский, В.И. Петров и др. Высокооборотные лопаточные насосы. М. Машиностроение, 1975 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com



Рис. 5 Последствие воздействия кавитации на лопасти гидротурбины

КИНЕМАТИЧЕСКИЙ КПД ПДВС

Александр Фроимович Равич, к.ф.-м.н.

Представлена методология сравнительного анализа кинематики передаточных механизмов цилиндр-поршень-вал отбора мощности поршневых двигателей внутреннего сгорания, приведены результаты расчёта сравнительных оценок применительно к конкретным объектам.

The methodology of comparative analysis of the kinematics of the cylinder-piston-power take-off shaft transmission mechanisms of internal combustion piston engines is presented, and the results of calculating comparative estimates for specific objects are presented.

Ключевые слова: поршневой двигатель внутреннего сгорания, передаточный механизм, кинематика, сравнительный анализ, сравнительная оценка.

Keywords: internal combustion piston engine, transmission mechanism, kinematics, comparative analysis, comparative evaluation.

Вопрос, вынесенный в заголовок, здесь рассматривается в контексте методологии сравнительного анализа кинематики передаточных механизмов цилиндр-поршень-вал (КПМ) поршневых двигателей внутреннего сгорания (ПДВС). Востребованность разработки обозначенной темы исходит из многообразия заявленных изобретателями конструкций - бесшатунные, бескривошипные, ... кинематические схемы, в связи с чем, при обосновании технического результата, возникает задача оценки эффективности КПМ заявляемого устройства по сравнению с другими. Решение этой задачи предполагает применение определённой методики вычисления сравнительных оценок. И вот тут-то обнаруживается, что такие методики и, вообще, методология сравнительного анализа КПМ ПДВС в современной теории двигателей не прописаны, и официально доступный инструментарий, которым пользуются заявители, это - комплекты индикаторных и эффективных показателей. Однако, в данном случае особенность методологической проблемы заключается в том, что традиционный индикаторный КПД не зависит от конструкции и кинематики ПМ и поэтому не может быть использован в качестве оценки кинематической эффективности ПДВС. Это верно и для других индикаторных показателей, кроме, быть может, индикаторного крутящего момента (об этом ниже).

Что касается эффективных показателей (механический КПД и т.п.), то, разумеется, - это "ценные" оценки, но не имеющие никакого отношения к кинематике (как системы) ПМ ПДВС, и, к тому же, определяется эмпирически, т.е. субъективно.

В связи с вышеизложенным возникает задача построения адекватной методики сравнительного анализа КПМ ПДВС.

Постановка задачи

Представленная далее методика работает по следующей стандартной схеме.

0. Сравниваются два ПДВС, условно именуемые здесь как Прототип (1) и Проект (2), отличающиеся КПМ.

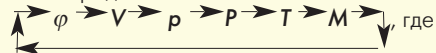
1. Определяется совокупность данных, включающая параметры функционирования сравниваемых объектов и передаточные функции, устанавливающие связи между этими параметрами; детали ниже.

2. Определяются условия сравнения, исключая зависимость искомых сравнительных оценок от прочих факторов, кроме обусловленных отличительными признаками сравниваемых объектов; детали ниже.

3. Определяются аналитические способы вычисления сравнительных оценок, детали ниже.

Детали

1 Структура данных сравниваемых ПДВС определяется передаточной схемой:



- ϕ - угол поворота вала, $0 \leq \phi \leq \Delta\phi$;
- $\phi \rightarrow V$ - кинематическая передаточная функция вал-цилиндр, $V = V(\phi)$ - рабочий объём цилиндра, $0 \leq V \leq \Delta V (= V_h [1])$;
- $V \rightarrow p$ - термодинамическая передаточная функция, $p = p(V) = p(V(\phi)) = p(\phi)$ - давление рабочего тела в цилиндре;
- $p \rightarrow P$ - передаточная функция давление - поршень, P - величина силы \bar{P} давления p рабочего тела, действующей на поршень, $P = p * F$,

F - площадь проекции рабочей поверхности поршня на плоскость, перпендикулярную линии действия силы \bar{P} (область проекции ограничена проекцией линии сопряжения рабочих поверхностей поршня и цилиндра, линия действия силы P проходит через геометрический центр проекции);

$P \rightarrow T$ - кинематическая передаточная функция поршень - кривошип,

$T \rightarrow M$ - кинематическая передаточная функция кривошип - вал, T - величина тангенциальной составляющей \bar{T} результирующей в системе ПМ силы, действующей на кривошип,

M - крутящий момент на валу, создаваемый силой \bar{T}

$$\bar{T} = \bar{T}_p + \bar{T}_i$$

T_p, T_i - соответственно, кинематическая, инерционная составляющие силы T ,

$$M = T * r,$$

r - радиус кривошипа;

$$T_p = P * \psi,$$

$\psi = \psi(\phi)$ - передаточная функция вращения $\bar{P} \rightarrow \bar{T}_p$, определяется из уравнения

$$W_i = W_{Mi}, \text{ где}$$

W_i - индикаторная работа цилиндр-поршень,

W_{Mi} - индикаторная работа крутящего момента,

$$W_i = \int_V p * dV = \int_\phi p(V(\phi)) * dV(\phi) = \int_\phi p(V(\phi)) * V'(\phi) * d\phi = \int_\phi P * (V' / (F * r)) * r * d\phi,$$

$$W_{Mi} = \int_\phi M * d\phi = \int_\phi T * r * d\phi = \int_\phi T_p * r * d\phi + \int_\phi T_i * r * d\phi (= 0) = \int_\phi P * \psi * r * d\phi,$$

откуда следует

$$\psi = V' / (F * r).$$

Обозначенная выше передаточная схема описывает рабочий процесс ПДВС как последовательную суперпозицию передаточных функций

$V \rightarrow p, p \rightarrow P, P \rightarrow T, T \rightarrow M$, при этом все составляющие этого процесса явно зависят от кинематических передаточных функций вал-цилиндр $V(\phi)$ и вращения $\psi(\phi)$.

2 Условия сравнения:

- 1) термодинамическая эквивалентность,
- 2) одинаковый расход топлива.

Эти условия исключают зависимость расчётных сравнительных оценок от параметров термодинамики и газообмена сравниваемых ПДВС.

Детали

1) Условие термодинамической эквивалентности Проекта и Прототипа подразумевает:

1.1) одинаковые параметры генерации и термодинамики рабочего тела, а именно [1]:

$$\varepsilon(2) = \varepsilon(1) = \varepsilon, \varepsilon - \text{степень сжатия,}$$

$p_i(2) = p_i(1) = p_i$, p_i - среднее индикаторное давление рабочего тела в цилиндре;

1.2) одинаковые состав и соотношение составляющих рабочего тела, откуда, в частности, следует:

$$g_{тц}(2) = g_{тц}(1) = g_{тц}, \text{ где}$$

$$g_{тц} = G_{тц} / \Delta V_+ - \text{удельный цикловой расход топлива,}$$

$$G_{тц} - \text{цикловой расход топлива,}$$

$$\Delta V_+ = \Delta V * \varepsilon / (\varepsilon - 1) - \text{полный рабочий объём,}$$

$$\Delta V (= V_h) - \text{рабочий объём,}$$

$$(\Delta V_+ = V_o = \Delta V + V_c, V_c - \text{объём камеры сгорания [1]).}$$

2) Условие одинакового расхода топлива:

$$G_T(2) = G_T(1), G_T - \text{(секундный) расход топлива,}$$

$$G_T = G_{тц} / \Delta t,$$

$$\Delta t = \Delta \varphi / \omega - \text{временной период рабочего цикла,}$$

$$\omega - \text{угловая скорость вращения вала отбора мощности.}$$

3) Вычисление сравнительных оценок.

Далее $\Theta(i)$ обозначает относительную сравнительную оценку параметра (i) сравниваемых объектов:

$\Theta(i) = (i)(2) / (i)(1)$, где (i)(1) и (i)(2) - одноимённые параметры, соответственно, Прототипа (1) и Проекта (2); конкретно, например, $\Theta M = 2$ означает, что крутящий момент $M(2)$ Проекта в два раза больше крутящего момента $M(1)$ Прототипа.

Для последующего изложения важно отметить мультипликативность оператора Θ :

$$\Theta((i_1) * (i_2)) = \Theta(i_1) * \Theta(i_2), \Theta((i_1) / (i_2)) = \Theta(i_1) / \Theta(i_2),$$

$$\Theta(\text{const} * (i)) = \text{const} * \Theta(i), \Theta(i^{\text{const}}) = \Theta(i)^{\text{const}}.$$

Применительно к 2. выше:

$$\Theta \varepsilon = \Theta(\varepsilon - 1) = \Theta(\varepsilon / (\varepsilon - 1)) = 1,$$

$$\Theta p_i = 1,$$

$$\Theta g_{тц} = \Theta G_{тц} / \Theta \Delta V_+ = 1, \Theta G_T = \Theta G_{тц} / \Theta \Delta t = 1, \text{ откуда следует}$$

$$\Theta G_{тц} = \Theta \Delta V_+ = \Theta \Delta V = \Theta \Delta t = \Theta \Delta \varphi / \Theta \omega.$$

Сравнение индикаторных показателей

1) Среднее индикаторное давление p_i . Из 1.1) выше:

$$\Theta p_i = 1.$$

2) Индикаторная работа $W_i = p_i \Delta V$. Из 1) выше:

$$\Theta W_i = \Theta p_i \Theta \Delta V = \Theta \Delta V.$$

3) Индикаторный КПД $\eta_i = (W_i / G_{тц}) / H_u$ (H_u - низшая теплота сгорания топлива).

Из предыдущего и $\Theta H_u = 1$ (условие термодинамической эквивалентности):

$$\Theta \eta_i = (\Theta W_i / \Theta G_{тц}) / \Theta H_u = \Theta \Delta V / \Theta G_{тц} = 1.$$

4) Индикаторная мощность $N_i = W_i / \Delta t$:

$$\Theta N_i = \Theta W_i / \Theta \Delta t = \Theta W_i / \Theta \Delta V = 1 \left(\leftarrow 2 \right).$$

5) Индикаторный удельный расход топлива $g_i = G_T / N_i$:

$$\Theta g_i = \Theta G_T / \Theta N_i = 1 \left(\leftarrow 3. \text{ Вычисление сравнительных оценок выше, 5) } \right).$$

6) Индикаторный крутящий момент $M_i = W_i / \Delta \varphi$:

$$\Theta M_i = \Theta W_i / \Theta \Delta \varphi = \Theta \Delta V / \Theta \Delta \varphi = \Theta \Delta t / \Theta \Delta \varphi = 1 / \Theta \omega \left(\leftarrow 2 \right).$$

Таким образом, для сравниваемых ПДВС, при заданных условиях сравнения (2. выше), значения классических индикаторных показателей, кроме индикаторного крутящего момента M_i , одинаковы.

Параметрический сравнительный анализ КПМ ПДВС

Далее, в таблице №1, иллюстрирующей принятую методику, представлены результаты параметрического сравнительного анализа конкретных объектов, а именно:

Прототип (0) - 4-тактный ПДВС с кривошипным передаточным механизмом (КШМ) [1],

Проект (1) - бесшатунный ПДВС Баландина [2],

Проект (2) - роторно-поршневой ДВС (РПДВС) Ванкеля с трёхугольным ротором [3],

Проект (3) - Автоэвидистантальный РПДВС (АЭДРПДВС) с трёхугольным ротором [4].

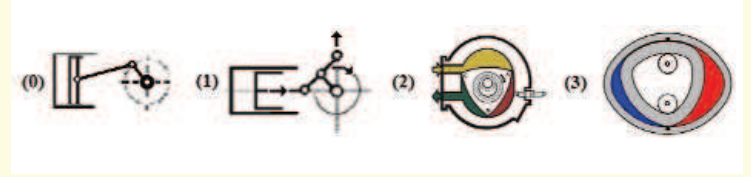


Таблица № 1

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КПМ ПДВС

| Показатель (i), i=0,1,2,3 | Прототип (0) КШМ | Проект (1) Баландин | Проект (2) Ванкель | Проект (3) АЭДРП |
|---|------------------|---------------------------------|-----------------------------|----------------------------------|
| $\Theta(i)$ | | | | |
| $\Delta \varphi$ | 4π | 4π | 6π | $4\pi/3$ |
| $\Theta \Delta \varphi = \Delta \varphi(i) / \Delta \varphi(0), i=1,2,3$ | - | 1 | 3/2 | 1/3 |
| ΔV | $F * r * 2$ | $F * r * 4$ | $F * r * 3$ | $F * r * \pi/3$ |
| $\Theta \Delta V = \Delta V(i) / \Delta V(0) = \Theta \Delta t, J=1,2,3$ | - | $\Theta F * \Theta r * 2$ | $\Theta F * \Theta r * 3/2$ | $\Theta F * \Theta r * \pi/6$ |
| $\Theta \omega = \Theta \Delta \varphi / \Theta \Delta t = \Theta \Delta \varphi / \Theta \Delta V$ | - | $(1/2) / (\Theta F * \Theta r)$ | $1 / (\Theta F * \Theta r)$ | $(2\pi) / (\Theta F * \Theta r)$ |
| $\Theta M_i = \Theta \Delta V / \Theta \Delta \varphi = 1 / \Theta \Delta \omega$ | - | $\Theta F * \Theta r * 2$ | $\Theta F * \Theta r$ | $\Theta F * \Theta r * \pi/2$ |

Численный сравнительный анализ КПМ ПДВС

В следующей ниже таблице № 2 показан переход от параметрического (таблица № 1) сравнительного анализа к численному при дополнительном условии $\Theta(F * r) = \Theta F * \Theta r = 1$ (возможны другие варианты дополнительных условий, достаточных для однозначности результатов, например, $\Theta \Delta V = 1$ или $\Theta \omega = 1$). В последней строке отображается показатель $\rho_K = \Theta(M_i / \Delta V) = \Theta M_i / \Theta \Delta V = 1 / \Delta \varphi$ (Сравнение индикаторных показателей, б) выше), именуемый здесь "кинематический рейтинг" (КР) ПДВС; содержательный смысл КР заключается в том, что рейтинг Проекта тем выше, чем меньше ΔV или больше M_i (и наоборот).

Таблица № 2

ЧИСЛЕННЫЙ СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КПМ ПДВС

| ω, M_i | (1) Баландин | (2) Ванкель | (3) АЭДРП |
|-----------------------------------|--------------|-------------|-----------|
| $\Theta, \Delta V$ | 2 | 2/3 | $\pi/6$ |
| Θ, ω | 1/2 | 1 | $2/\pi$ |
| Θ, M_i | 2 | 1 | $\pi/2$ |
| $\rho_K = \Theta(M_i / \Delta V)$ | 1 | 2/3 | 3 |

Кинематический КПД ПДВС

Вышеописанная методика выдаёт спектр относительных сравнительных оценок параметров КПМ, так или иначе мультипликативно-функционально связанных с исходными универсальными параметрами КПМ: $\Delta \varphi, \Delta V, F, r$ сравниваемых ПДВС.

Однако, в сферу применения данной методики не вписывается задача оценки качества передаточных функций $V(\varphi)$ и $\psi(\varphi)$ (Постановка задачи. Детали. Выше).

Далее представлена авторская версия решения этой задачи.

Терминология: индикаторный кинематический коэффициент полезного действия (ККПД).

Обозначение: η_{Ki} .

Определение: $\eta_{Ki} = W_{Mi} / W_{Ki}$, где

(обозначения - Постановка задачи. Детали. Выше)

$$W_{Mi} = \int_{\varphi} T_p * r \, d\varphi = \int_{\varphi} P * \psi * r \, d\varphi = \int_{\varphi} r * F * \psi * r \, d\varphi = F * r \int_{\varphi} \psi * r \, d\varphi,$$

$$W_{Ki} = \int_{\varphi} P * r \, d\varphi = F * r \int_{\varphi} p \, d\varphi.$$

откуда следует:

$$\eta_{Ki} = \int_{\phi} p \cdot \psi \, d\phi / \int_{\phi} p \, d\phi = \mu(p \cdot \psi) / \mu p, \quad \mu = \mu(\phi) - \text{интегральное}$$

среднее, $0 < \phi < \Delta\phi$.

Содержательный смысл: аналогично классическому КПД, $W_{Mi} = W_i$ - "полезная" работа - работа крутящего момента $M = p(V(\phi)) \cdot F \cdot \psi(\phi) \cdot r$

анализируемого ПДВС в процессе цикла по обозначенной выше схеме с кинематическими передаточными функциями $V(\phi)$ и $\psi(\phi)$;

W_{Ki} - "полная" работа - работа крутящего момента $M_p = p(V(\phi)) \cdot F \cdot r$

анализируемого ПДВС, воображаемо "модифицированного" таким образом, что сила P давления p рабочего тела в процессе цикла воздействует на кривошип с максимальной отдачей - непосредственно тангенциально по схеме с кинематическими передаточными функциями $V_p = V(\phi)$ и $\psi_p = 1$.

Ниже приведены скриншот рабочего окна авторской компьютерной программы вычисления ККПД и таблица с результатами для рассмотренных выше ПДВС. Скриншот отображает диаграмму синхронного поведения анализируемых функций p и $p \cdot \psi$ в процессе изменения ϕ от 0 до $\Delta\phi$.

Таблица № 3
РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ ККПД ПДВС

| | $V(\phi) \cdot (F \cdot r)$ | $\psi(\phi)$ | μp | $\mu(p \cdot \psi)$ | ККПД η_{Ki} |
|--------------|--|---|---------|---------------------|------------------|
| КШМ [1] | $2 \cdot \sin(\phi + \beta) / \sin\beta$ | $\sin(\phi + \beta) / \cos\beta$ | 0.471 | 0.177 | 0.376 |
| Баландин [2] | $2(1 - \cos\phi)$ | $2 \cdot \sin\phi$ | 0.514 | 0.354 | 0.688 |
| Ванкель [3] | $(3/2) \cdot (1 - \cos(\phi \cdot 2/3))$ | $\sin(\phi \cdot 2/3)$ | 0.514 | 0.177 | 0.344 |
| АЭДРП [4] | $\left\{ \begin{array}{l} (\phi - \phi_{cb}) \leftarrow (c), \phi_{cb} \leq \phi \leq \phi_c \\ (\phi_{ce} - \phi) \leftarrow (z), \phi_{cb} \leq \phi \leq \phi_{ce} \end{array} \right.$ | $\left\{ \begin{array}{l} +1 \leftarrow (c) \\ -1 \leftarrow (z) \end{array} \right.$ | 0.381 | 0.278 | 0.726 |
| | (c) - процесс сжатия (z) - процесс расширения | | | | |

В связи с вышеизложенными возникает естественный вопрос: каким должен быть передаточный механизм поршень-вал, а точнее - кинематическая передаточная функция $\phi \rightarrow V$, чтобы было $\eta_{Ki} = 1$. Ответ на этот вопрос даёт вариационное исчисление, в рамках которого обозначенные выше параметры W_{Mi} , W_{Ki} и η_{Ki} рассматриваются как интегральные функционалы с варьируемыми функциями-параметрами $V(\phi)$, $V'(\phi)$, детали - ниже.

Детали.

$$V(\phi) = F \cdot r \cdot \left\{ \begin{array}{l} q \cdot (\phi - \phi_{cb}) \leftarrow \phi_{cb} < \phi < \phi_{ce} \\ q \cdot (\phi_{ce} - \phi) \leftarrow \phi_{ce} < \phi < \phi_{ce} \end{array} \right.$$

где коэффициент q определяется из уравнения

$$W_{Mi} = W_{Ki}, \text{ решение ниже.}$$

$$V'(\phi) = F \cdot r \cdot \left\{ \begin{array}{l} +q \leftarrow (c) \\ q \leftarrow (z) \end{array} \right. > \psi(\phi) \left\{ \begin{array}{l} +q \leftarrow (c) \\ q \leftarrow (z) \end{array} \right. >$$

$$W_{Mi} = F \cdot r \cdot \int_{\phi} p \cdot \psi \, d\phi = F \cdot r \cdot \left(\int_{(z)} p \cdot \psi \, d\phi + \int_{(c)} p \cdot \psi \, d\phi \right) = F \cdot r \cdot q \cdot \left(\int_{(z)} p \, d\phi + \int_{(c)} p \, d\phi \right)$$

$$W_{Ki} = F \cdot r \cdot \int_{\phi} p \, d\phi = F \cdot r \cdot \left(\int_{(z)} p \, d\phi + \int_{(c)} p \, d\phi \right)$$

Из предыдущего следует

$$q = \left(\int_{(z)} p \, d\phi + \int_{(c)} p \, d\phi \right) / \left(\int_{(z)} p \, d\phi + \int_{(c)} p \, d\phi \right) = (P_{i(z)} + P_{i(c)}) / (P_{i(z)} + P_{i(c)}) >$$

где $P_{i(c)}$, $P_{i(z)}$ - среднее индикаторное давление в процессе, соответственно, сжатия, расширения.

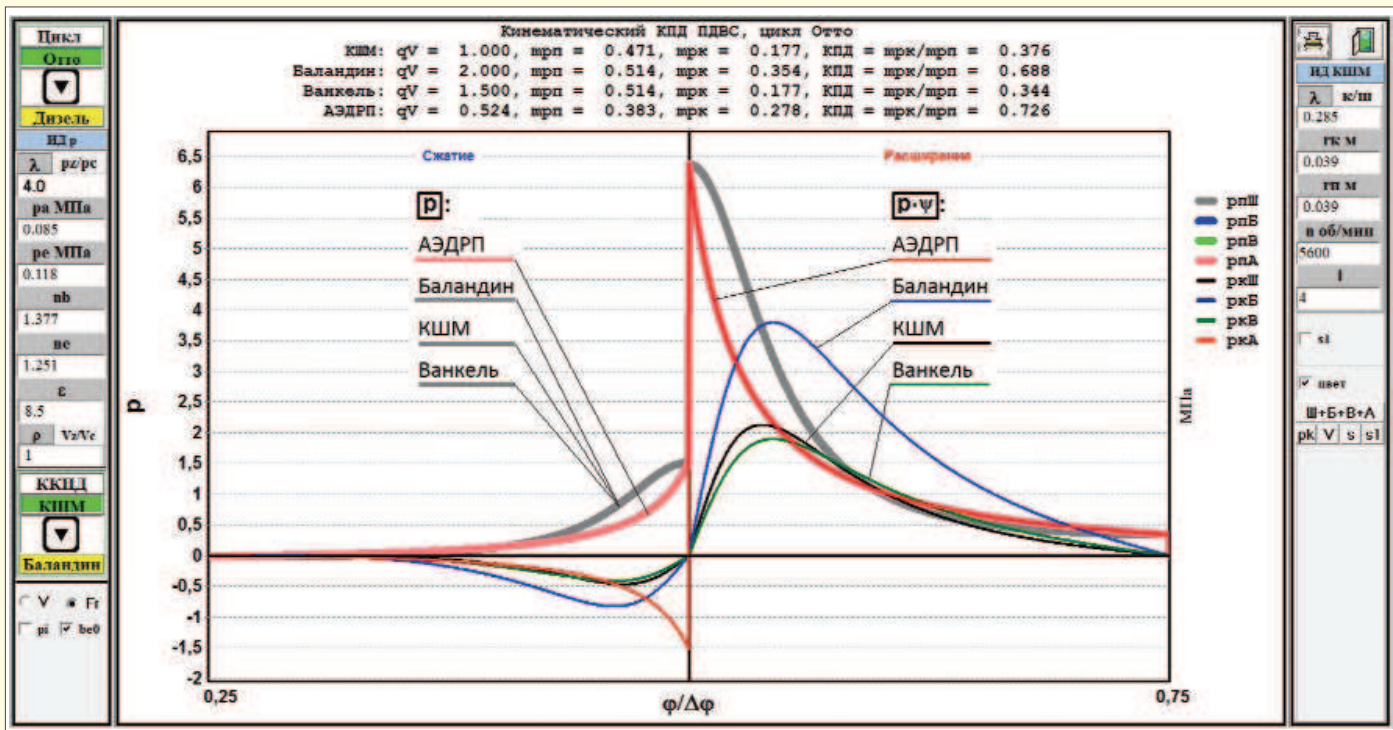
Дело за конструктивной реализацией. □

Литература

1. А.И. Колчин, В.П. Демидов. Расчёт автомобильных и тракторных двигателей. М.: Высшая школа. 2008.
2. Баландин С.С. Бесплатные поршневые двигатели внутреннего сгорания. М.: Машиностроение, 1968.
3. Бениович В.С., Апазиди Г.Д., Бойко А.М. Ротопоршневые двигатели. М.: Машиностроение, 1968.
4. А.Ф. Равич, С.Н. Богданов. Автоэквилибрированное роторно-поршневое устройство. К возможности построения // Двигатель, № 4, 2014.

Связь с автором: ravichaf@mail.ru

СКРИНШОТ РАБОЧЕГО ОКНА КОМПЬЮТЕРНОЙ ПРОГРАММЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ ККПД



БЕСКОНЕЧНЫЕ ЧИСЛА

ТЕОРИЯ ДЕЛИМОСТИ И ОСНОВНАЯ ТЕОРЕМА АРИФМЕТИКИ

Развитие темы. Предыдущие статьи в № 4, 6 - 2018 г. и № 1, 3, 4-6 - 2020 г.

Андрей Иванович Касьян, к.т.н., МФПУ "Синергия"

Рассматриваются свойства бесконечных чисел, теория делимости, основная теорема арифметики, каноническое разложение.

Properties of infinite numbers, fundamental theorem of arithmetic and canonical decomposition are considered.

Ключевые слова: бесконечные числа, основная теорема арифметики.

Keywords: infinite numbers, fundamental theorem of arithmetic.

Для простоты будем рассматривать в основном натуральные числа вместе с нулем. Система счисления - обычная десятичная. Мы не будем также обсуждать первоначальные законы и теоремы арифметики, а рассмотрим некоторые фундаментальные положения, под углом зрения чисел в неограниченной форме записи. Например, по аксиоме Архимеда для a и b существует натуральное число c , такое, что $bc > a$. Однако, для произвольного числа a , заданного в неограниченной форме записи ("бесконечного"), фактически определить или оценить c не представляется возможным. Хотя гипотетически аксиому можно рассматривать как "очевидную". Например, число a можно задать так: первая цифра (которая является старшим разрядом) 1, вторая за ней 2, и так далее, пробега весь ряд натуральных чисел. Это число $a = 1234\dots$ (согласованное с натуральным рядом) существует, так как множество натуральных бесконечно и конструктивно задано - задана каждая его цифра. Далее, для любого b в этом случае не представляется возможным получить какую-то информацию о c для выполнения неравенства. Тем не менее, c существует. Можно утверждать, что существует число d , большее a ($d = 2234\dots$).

Для любых двух чисел, одно из которых бесконечное, невозможно найти НОД (a, b), хотя делитель и существует (он недоступен, может быть равен 1). Точно так же, утверждение, что для любых целых a и $b > 0$ существуют, и притом единственные, целые q и r , такие, что $a = bq + r$, $0 \leq r < b$, справедливо, но для бесконечного a проблематично найти целые q и r . (Заметим, что любое натуральное, включая бесконечное, является делителем самого себя). Основным недостатком классического доказательства приведенной теоремы [2] является то, что предполагается в "динамике" найти произведение bc , которое больше a , за конечное число шагов (произведение bc может достигнуть величины, большей a по аксиоме Архимеда).

Основная теорема арифметики, которая доказывается методом математической индукции (ММИ) условно справедлива и конструктивно неисполнима. При доказательстве также предполагается достижение "в конце концов" разложения числа на простые множители. Основным недостатком при доказательстве является использование термина "единственности разложения". Рассмотрим пример. Пусть в разложение некоторого числа a в неограниченной форме записи входит бесконечное произведение одного и того же простого числа p . (Произведение - это закон композиции множества натуральных чисел на себя. Количество сомножителей не может быть ограничено сверху. ММИ можно доказать, что если возможно произведение из n сомножителей, то возможно и $n + 1$. И эта операция не должна выводить за границы натурального ряда. Следовательно, рассматриваемое разложение, с учетом области целостности, легитимно [1] и произведение дает натуральное число. Каждый раз, при последующем умножении на p , мы получаем число. Бесконечные произведения рассматриваются в математическом анализе). Далее, в этом произведении (т.е. в числе a) сократим все сомножители p , стоящие на четных местах (сократим бесконечное множество p). Полученное число a имеет то же самое разложение? Этот процесс можно продолжить и сокращать далее. Из теорем теории множеств извест-

но, что часть бесконечного множества может быть равносильна всему множеству. Поэтому можно только условно говорить в общем случае об единственности разложения произвольного числа на множители. Можно говорить "с точностью, до бесконечного произведения чисел p ".

Аналогично, каноническое разложение также условно. Обычно степень числа определяется как конечное произведение, а бесконечное произведение записывается другой формулой. Могут последовать упреки, что в представлении некоторого бесконечного числа в данной системе счисления используются (очевидно) бесконечные степени основания. Но в этом случае бесконечные степени согласованы с порядком и их возникновение естественно. Т.е. известно: какая степень, идет за какой, где стоит. Например, число $1(0)$ имеет во всех позициях нули, кроме первой, и представляет собой неограниченное произведение десяток Число $1(0)1$ больше на единицу, а число $2(0) = 1(0) + 1(0)$. Еще одна затруднительная ситуация возникает, когда число раскладывается на произвольное число произвольных сомножителей. Здесь порядок не обнаруживается. Основание натуральных логарифмов, например, или квадратный корень из 2 в своем представлении в десятичной системе счисления имеют бесконечные степени (правда, отрицательные). Многие рациональные числа также, например, $1/3$, что не вызывает никаких возражений. То, что степени отрицательны, не имеет принципиального значения. Бесконечные степени в подобных разложениях встречаются бесконечное число раз. Действия с ними элементарны: $1/0,3(3)$. В итоге, каноническое разложение, в общем случае, проблематично, как и остальное. Все трудности исчезнут, если рассматривать конечные натуральные числа (которых конечное множество). **П**

(Продолжение следует.)

Литература

1. П.Г. Дирихле. Лекции по теории чисел. М.: Книга, 2014 г.
2. А.А. Бухштаб. Теория чисел. М.: Просвещение, 1966 г.
3. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 1, 2020 г.
4. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 3, 2020 г.
5. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 4-6, 2020 г.



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 - 2-2021)



Производство японских танков Type 61 только-только начиналось, а конструкторы фирмы Mitsubishi в 1962 году приступили к разработке очередной машины - основного боевого танка, у которого, естественно, должны быть увеличенная огневая мощь, защищенность и подвижность относительно предшественника.

В 1969 году были изготовлены первые два прототипа STB-1 и STB-2, отличающиеся формой башни и установленными для их вращения приводами, да ещё на STB-1 зенитный пулёмёт управлялся дистанционно.



Прототип STB-1



Прототип STB-2

Прототип STB-1 проходил испытания до сентября 1970 года, после которых в октябре был представлен прессе, а затем участвовал в параде.

Так как на STB-2 были установлены другие приводы башни, то возникшие с ними проблемы сдвинули испытания этого прототипа на начало 1971 года. На этих прототипах были установлены и испытаны некоторые разработки японских конструкторов (как собственные, так и подсмотренные у других танкостроителей), например: механизированное заряжание пушки, вспомогательный двигатель, стабилизация вооружения с элементами отслеживания цели, гидромеханическая трансмиссия, гидропневматическая подвеска.



Прототип STB-3

В 1971 году был построен прототип STB-3 с новой расширенной башней и увеличенными углами наклона брони.

В боевом отделении отсутствовала система механизированного заряжания пушки (обеспечивающая выборку и подачу снарядов), которая хотя и упрощала работу заряжающему, но оказалась слишком дорогой в производстве и ненадёжной в эксплуатации. Кроме того, на STB-3 не была установлена система дистанционного управления зенитной установкой пулёмёта М2НВ, которая не обеспечивала необходимую скорость наведения на быстро движущиеся воздушные цели.

STB-3 проходил испытания с августа 1971 по апрель 1973 года. На ещё двух прототипах STB-4 и STB-5 испытания проводились с осени 1971 по весну 1973 года. На STB-4 проверялось различное оборудование на выявление возможной несовместимости их совместной работы, а на STB-5 проводились ходовые испытания и проверка оборудования, обеспечивающего подвижности и управляемости танка.



Прототип STB-4

Прототип STB-6 являлся уже предсерийной машиной, на которой всё оборудование, вооружение, система управления огнём, силовая установка и ходовая часть были доведены до требований технического задания. В 1973 году прототип STB-6 был принят на вооружение под названием Тип 74, и начато его серийное производство.

Танк создавался с оглядкой на инфраструктуру Японии - узкие дороги и мосты малой грузоподъёмности, особенности рельефа - холмы и горы, а также наличие илистых (залитых водой) рисовых полей. В итоге массу танка ограничили 38 тоннами.

При разработке конструкции танка были учтены анатомические особенности японских танкистов (как и при разработке танка Тип 61), что позволило уменьшить объём боевого отделения, в котором командир танка и наводчик находились справа, а заряжающий слева от пушки, и отделения управления, в правой половине которого сидел механик-водитель. В соответствии с традиционной компоновочной схемой МТО имело заднее расположение. Корпус танка Тип 74 сварен катаных броневых плит. Лобовая часть корпуса сварена из 110-миллиметровых плит, расположенных под углом 65°. В результате защита японского танка спереди соответствует американскому М60А1 и немецкому танку "Леопард-1".

Баллистическая защита литой башни обеспечивается приданием ей обтекаемой формы, кроме того, она имеет небольшую высоту. В башне установлена английская 105-мм нарезная пушка L7A1, которая производилась по лицензии, приобретённой у англичан, японской фирмой "Ниппон Сэйкосё"). Ствол пушки стабилизировался в обеих плоскостях. Для размещения пушки в новой башне японским инженерам пришлось



ОБТ Тип 74

модернизировать противооткатные устройства, которые стали иметь концентрическую конструкцию, а также маску и затвор.

Боекомплект состоял из 55 унитарных выстрелов (14 размещены в кормовой части башни, 41 - в отделении управления справа от водителя). Выстрелы только бронебойные подкалиберные и бронебойно-фугасные, хотя из неё можно стрелять всеми стандартными 105-мм танковыми боеприпасами НАТО, а также выпускаемым в Японии по лицензии американским бронебойным подкалиберным снарядом М735. Так как конструкторы отказались от автомата заряжания, то заряжание пушки ручное. Башня вращается на 360°, а пушка наводится в вертикальной плоскости в пределах от -6° до +9° с помощью электрического привода, продублированного у наводчика ручным приводом. Кроме наводчика наведение пушки на цель и стрельбу может осуществлять и командир танка.

Дополнительное вооружение состоит из спаренного с пушкой 7,62-мм пулемёта Тип 74 (боекомплект 4500 патронов) и установленного между люками командира и заряжающего 12,7-мм зенитного пулемёта М2НВ (боекомплект 600 патронов). Благодаря такой установке огонь из пулемёта может вести как командир, так и заряжающий. Углы наведения пулемёта по вертикали находятся в пределах от -10° до +60°.

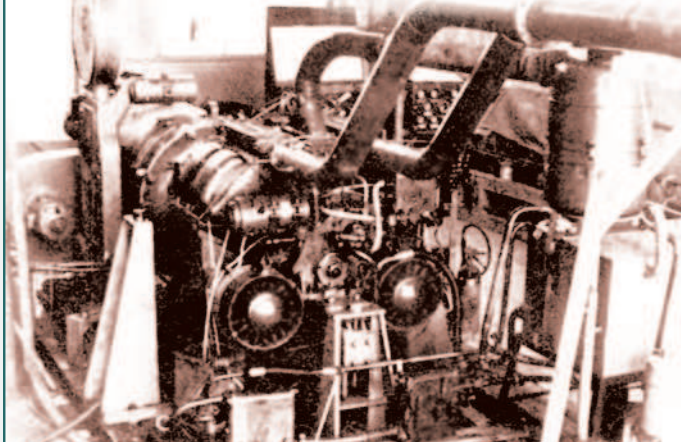
В систему управления огнём входит основной комбинированный дневной и ночной перископический прицел J-3, установленный и у наводчика, и у командира. Но в распоряжении наводчика есть ещё вспомогательный телескопический прицел с восьмикратным увеличением, который связан с пушкой с помощью параллелограммного устройства.

У командира в прицел J-3 встроены лазерный дальномер, у которого дальность измерения составляла 300...4000 м (точность ± 10 м). После измерения дальности командир и наводчик получают на свои пультах от электронного цифрового баллистического вычислителя данные для ведения огня.

Применение вычислителя повысило вероятность поражения цели первым выстрелом. Для обеспечения работы ночных приборов активного типа производится подсветка с помощью ксенонного прожектора, установленного слева от маски пушки.

В МТО размещён единый силовой блок, в который входят: двухтактный V-образный десятицилиндровый многотопливный двигатель 10ZF модель 22WT фирмы Mitsubishi мощностью 720 л.с., гидромеханическая планетарная трансмиссия МТ75А, обслуживающие системы, два топливных бака и четыре аккумулятора (по два на каждом борту у кормы). Двигатель снабжён двумя турбокомпрессорами, имеющими приводы от коленчатого вала, и системой воздушного охлаждения с двумя вентиляторами, установленными между блоками цилиндров.

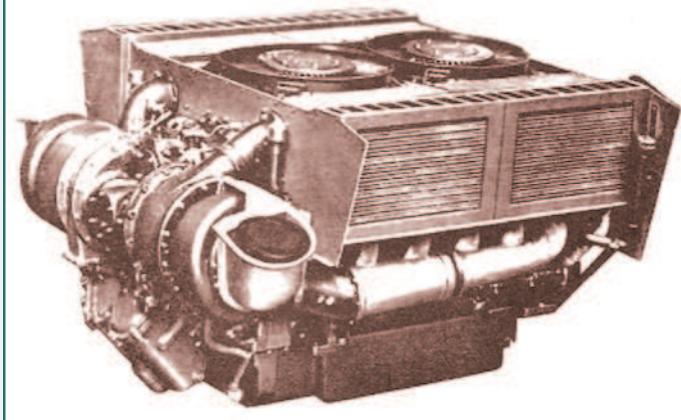
Отработка прототипа двигателя на стенде



Этот двигатель начали разрабатывать ещё в 1956 году. Первый прототип под индексом Туре 4ZE был изготовлен в 1960 г.

Доводка двигателя и подготовка производства продолжалась семь лет.

Двигатель 10ZF Туре 22



В 1967 году двигатель под индексом Туре 10ZE пошёл в производство и стал устанавливаться на танки.

Коробка переключения передач этой трансмиссии имеет шесть передач переднего хода с фрикционным включением и одну - заднего. Механизм

поворота - дифференциальный.

Силовая установка обеспечила показатели подвижности танка Тип 74 на уровне танков "Леопард-1" и М60А1: при движении по шоссе танк развивал 53 км/ч (есть сведения, что была достигнута скорость 60 км/ч).

При этом запас хода составлял 300 км, который мог быть увеличен путём установки на МТО дополнительных бочек.

Отличительной особенностью танка Тип 74 являлась установка оригинальной подвески гидропневматического типа, позволяющей изменять клиренс машины от 200 до 650 мм, а также дифферент (на 6 градусов).

Изменение дифферента увеличило диапазон углов наведения пушки от -12° до 15°. Гидропневматическая подвеска позволила наклонять танк на левый или правый борт на 9°. Всё это обеспечило его боевое применение в условиях горной местности для выравнивания и ведения огня из-за укрытия.

Отработка гидропневматической подвески на прототипе STB-1



Устранение крена на склоне благодаря гидропневматической подвеске



В ходовой части использовано по пять обрезиненных двухсчатных опорных катков большого диаметра с каждого борта без поддерживающих катков.

Натяжение гусениц регулируется с места механика-водителя с помощью гидропривода натяжного механизма.

Танк способен преодолевать вертикальную стенку высотой до 1 м, ров шириной до 2,7 м и брод глубиной 1 м.

С помощью комплекта оборудования для подводного вождения возможно форсирование водных преград глубиной до 4 м.

Танк "74" выпускался до конца 1988 г. и за 14 лет было изготовлено 873 машины. Все они пошли на вооружение Сил самообороны Японии, на экспорт не поставлялись и ни в каких боевых действиях участия не принимали. Самое интересное в том, что танк Тип 74 за годы эксплуатации практически не модернизировался. В начале 90-х годов была предпринята модернизация танка путём замены системы управления огнём на СУО с пассивной ИК-камерой, введением в боекомплект бронебойного оперённого подкалиберного снаряда, боковых экранов для защиты откумулятивных и фугасных боеприпасов, однако она была отменена ввиду высокой стоимости.

Целесообразнее было бы приступить к созданию новой машины.

На основе шасси танка Тип 74 было создано несколько машин, одной из которых упоминается 155-мм самоходная артиллерийская установка, которая создавалась практически одновременно с танком Тип 74.

В конце шестидесятых годов японские военные заявили о необходимости разработки и поставки в войска новой самоходной артиллерийской установки. Первоначально речь шла не об одной, а о двух САУ, отличающихся калибром (105 и 155 мм) гаубиц. Сразу отметим то, что в конечном итоге на вооружение была принята САУ со 155-мм гаубицей, разработкой которой занимались две фирмы: компания Mitsubishi отвечала в основном за разработку шасси, силовой установки и ходовой части, а компания Japan Steel Works - за создание башни и основного вооружения - 155-мм гаубицы.

В 1972 году началась сборка двух опытных 155-мм самоходок, отличающихся вариантами оснащения боевого отделения и конструкцией системы подачи боеприпасов в камору орудия. В 1973 году начались испытания, которые завершились в 1975 году с принятием на вооружение новой САУ под индексом Тип 75.

Естественно, что эта САУ имела стандартную для таких машин конструкцию и во многом отличалась от танка Тип 74. Отличия заключались в том, что, во-первых, в её броневом корпусе передняя часть отдавалась под размещение моторного отсека (в котором находится 6-цилиндровый воздушного охлаждения дизельный двигатель Mitsubishi 6ZF мощностью 450 л.с.), трансмиссии (передающей крутящий момент двигателя на передние ведущие колеса) и отделения управления с механиком-водителем. Моторный отсек получил крупные вентиляционные решетки в лобовом листе и крыше корпуса. Весь же остальной объём корпуса использовался для размещения боевого отделения. Все вооружение и артиллерийский расчёт находился в поворотной башне. Справа от ствола гаубицы друг за другом находятся наводчик и командир. У левого борта располагаются двое заряжающих, в корме - радист.

Во-вторых, стальная броня корпуса и башни защищала экипаж и агрегаты только от стрелкового оружия и осколков артиллерийских снарядов. Корпус предлагалось собирать из нескольких основных панелей разных форм. Лобовая часть корпуса была образована наклонным верхним листом, а также двумя нижними, размещенными под разными углами к вертикали. В лобовом листе и крыше корпуса над моторным отсеком установлены вентиляционные решетки.

И, наконец, в-третьих, подвеска была торсионной, а не гидропневматической, и не было возможности менять клиренс или наклон корпуса.

Погон для установки башни располагался в кормовой части крыши корпуса. Башня сваривалась из крупных листов. Лобовой лист с амбразурами большого размера устанавливался с наклоном назад. Сверху башня прикрывалась горизонтальной крышей с наклонными бортовыми деталями. Использовался вертикальный кормовой лист с креплениями для дополнительных ящиков и корзин для хранения имущества.

САУ Тип 75



155-мм нарезная гаубица, разработанная компанией Japan Steel Works, получила ствол длиной 30 калибров, оснащенный развитым двухкамерным дульным тормозом и эжектором. Конструкция орудийной установки позволяла поднимать ствол на угол до 65°. Круговое вращение башни обеспечивало стрельбу в любом направлении. Наведение в штатном режиме осуществлялось гидравликой, которая получала команды от джойстика. На случай поломки автоматизированных систем самоходка имеет ручные приводы.

Размещение экипажа, силовой установки, вооружения, автомата заряжания и боеприпасов в САУ Тип 75



Орудие использовало боеприпасы раздельного заряжания с метательным зарядом в текстильных картузах. Снаряды массой 43 и 45 кг и картузы досылаются автоматикой заряжания в камору без участия человека. Автомат заряжания имел два барабанных магазина для снарядов. Перед выстрелом ствол опускался на угол заряжания, после чего гидравлический досылатель отправлял снаряд и метательный заряд в камору. После израсходования 18 готовых к применению выстрелов заряжающий должен дозарядить барабаны или подавать боеприпасы к досылателю прямо из укладки на левой части башни, на которых находилось ещё 10 выстрелов. Также предусмотрена возможность подачи боеприпасов с грунта, для чего открывался кормовой люк корпуса. Автоматика обеспечивала темп стрельбы до 6 выстрелов в минуту. В орудие можно было использовать все существующие 155-мм снаряды, соответствующие на тот момент стандартам НАТО. При стрельбе обычным осколочно-фугасным снарядом дальность стрельбы достигала 19 км. Активно-реактивный снаряд улетал на 24 км. На турели у левого люка крыши башни устанавливался крупнокалиберный 12,7-мм пулемет М2НВ. Конструкция турели обеспечивала круговой обстрел. В боекомплект пулемета входило 1000 патронов. Масса САУ составляла 25,3 тонны и 450-сильный двигатель мог обеспечить её движение со скоростью до 47 км/ч, а 650 литров топлива было достаточно для преодоления 300 км.

Первые САУ поступили в войска в 1976 году, а в 1988 году последняя - 201-я машина. Все САУ поставлены в артиллерийские батальоны и до сих пор стоят на вооружении, хотя постепенно заменяются на более современную САУ. Естественно, что эксплуатация и, тем более, боевое применение танка Тип 74 не могло осуществляться без соответствующей ремонтно-эвакуационной

машины. И такую машину на базе шасси танка Тип 74 разработал Центр технических исследований и изготовила компания Mitsubishi. БРЭМ получилась похожей на французскую БРЭМ АМХ-30D и немецкую ВРз-2А2. Механик-водитель располагался в левой части машины.

В передней части корпуса со смещением влево размещена лебедка, обеспечивающая тяговое усилие 38 тс. Длина троса составляла 60 м, а скорость его намотки - 15 м/мин. При перемотке троса без нагрузки его натяжение обеспечивалось специальным устройством. На правой стороне БРЭМ расположен кран, который не имел кругового вращения, а мог поворачиваться только на 270°. Кран мог поднимать грузы массой до 20 тонн.

Впереди машины установлен бульдозерный отвал, который в основном предназначался для обеспечения упора при работе лебёдки или крана. Над моторно-трансмиссионным отсеком установлена специальная площадка для размещения запасных или поврежденных двигателей, трансмиссий и других, необходимых для ремонта деталей.

БРЭМ Тип 78



Надо отметить, что БРЭМ получила от танка Тип 74 гидропневматическую подвеску, которая применялась для уменьшения клиренса машины при выполнении буксировочных работ.

Оборона обеспечивалась установленным на крыше корпуса

12,7-мм крупнокалиберным пулеметом М2НВ.

БРЭМ была принята на вооружение в 1978 году и, естественно, получила название Тип 78. Всего было изготовлено 50 машин, которые тоже ещё находятся на вооружении и продолжают трудиться.

БРЭМ Тип 78 буксирует ОБТ Тип 74



Несмотря на то, что в войсках всех видов и родов японских Сил самообороны находилось на вооружении сравнительно мало военной техники, тем не менее, военно-политическое руководство Японии решило почти полностью отказаться от закупок иностранной техники, что явилось серьёзной поддержкой развития собственной оборонной промышленности. Как раз в этот период появилась необходимость в замене устаревшей ЗСУ М42 Duster американского производства.

Технические требования к ЗСУ собственной разработки и производства были утверждены в самом конце семидесятых годов, после чего оборонные предприятия приступили к проектным работам над зениткой, предназначенной для обеспечения противовоздушной обороны сухопутных подразделений на марше и на позициях.

В числе требований технического задания военных было то, что при создании ЗСУ надо было использовать гусеничное шасси одного из находящихся на вооружении танков, а в качестве вооружения - два автоматических орудия.

Поиск, обнаружение целей и обеспечение наведения возлагались на комплекс радиоэлектронных средств.

Предварительные работы по проекту новой ЗСУ продолжались до 1982 года.

Как всегда, при создании чего-либо нового, технические требования постоянно корректировались. Так, вместо изначально предполагавшегося шасси от танка Тип 61, было решено использовать шасси ОБТ Тип 74. Такое решение существенно упростило компании Mitsubishi Heavy Industries, получившей контракт на создание и производство ЗСУ, разработку шасси, так как этот танк разрабатывала именно она.

В 1982 году начались полномасштабные проектные работы, результатом которых стало появление первого прототипа новой самоходки. Его испытания начались в 1983 году и продолжались в течение нескольких лет.

На вооружение новая зенитная самоходная установка была принята в 1987 году под индексом Тип 87.

Корпус ЗСУ имел традиционную танковую компоновку с передним расположением отделения управления, боевым отделением в середине и кормовым моторно-трансмиссионным отделением. Его комбинированная броня обеспечивала защиту только от пуль стрелкового оружия и снарядов малокалиберной артиллерии. В кормовом отсеке корпуса устанавливался тот же 10-цилиндровый дизельный двигатель Mitsubishi 10ZF Тип 22. Ходовая часть ЗСУ Тип 87 полностью соответствует ходовой танка Тип 74.

ЗСУ Тип 78



Башня, в силу другого предназначения, вообще имела другую конструкцию и по уровню защиты серьёзно уступала корпусу ЗСУ. На и в бронекорпусе башни, выполненной в виде крупного корытчатого кожуха, находящегося на опорной платформе, устанавливалось всё оборудование и аппаратура, пушки и антенны радиолокационных станций. Опорная платформа располагается на погоне корпуса и обеспечивала круговое вращение башни с вооружением. Радиоэлектронная аппаратура находилась в передней части башни, за которой располагались рабочие места командира и наводчика ЗСУ (третий член экипажа ЗСУ - механик-водитель - располагается в передней части корпуса). За ними находились ещё одно небольшое отделение для электроники и сравнительно крупный объём для размещения боеприпасов. В кормовой части крыши башни установлен антенный пост с двумя антеннами радиолокационных станций поиска и сопровождения целей.

По бортам башни закреплены две качающиеся установки с пушками. Обзор воздушного пространства и поиск целей обеспечивается с помощью верхней, вынесенной на мачте антенны. Во время работы она вращается вокруг вертикальной оси и тем самым осуществляет круговой обзор. Для сопровождения воздушной цели используется другая РЛС, антенна которой находится перед мачтой антенны поиска. Эта антенна качается в вертикальной плоскости и поворачивается в горизонтальной самостоятельно, вне зависимости от угла поворота башни, что необходимо для обеспечения непрерывного сопровождения цели. В походном положении антенный пост при помощи гидравлики поворачивается и опускается за башню. Основным режимом работы ЗСУ является автоматический, при котором все основные операции по поиску целей и наведению вооружения осуществляются без вмешательства человека. Причём ведение огня возможно как во время остановки, так и при движении.

В корме башни, рядом с антеннами, находится оптико-электронная система с лазерным дальномером, при помощи которой экипаж может находить цель и обстреливать её в ручном режиме, что существенно расширяет возможности зенитного комплекса. На последних модификациях ЗСУ Тип 87 установлен тепловизор, обеспечивающий ручное наведение ночных условиях. Вооружение ЗСУ Тип 87 состоит из двух 35-мм автоматических пушек Oerlikon GDF. Пушки выпускает компания Japan Steel Works по лицензии. Пушки на ЗСУ установлены на бортах башни и прикрыты бронированными кожухами. Каждая пушка в вертикальном направлении наводится самостоятельно, а их синхронное перемещение обеспечивается специальным устройством. Боепитание пушек осуществляется при помощи лент со снарядами, уложенных в ящики в кормовой части башни. В стандартный боекомплект входят бронебойные и бронебойно-зажигательные снаряды. Выброс стреляных гильз осуществляется через окна в боковых поверхностях кожухов пушек.

Ведение огня возможно в любом направлении с возвышением стволов до 80...85°. Скорострельность каждой пушки составляет 550 выстрелов в минуту, что обеспечивает суммарный темп стрельбы 1100 выстрелов в минуту.

Максимальная дальность стрельбы пушек Oerlikon GDF составляет 12 км, однако эффективность их применения ограничена 4 км наклонной дальности. Масса самоходки благодаря башне выросла до 44 т. Однако благодаря 750-сильному дизельному двигателю удельная мощность машины превышает 17 л.с. на тонну, что обеспечивает разгон ЗСУ до 53 км/ч, что соответствует скорости танка Тип 74. Да и запас хода остался прежним - 300 км.

Всего было изготовлено 52 (по некоторым источникам - 45) ЗСУ Тип 87, последние из которых поступили в войска в середине девяностых годов, и практически все они, как и САУ Тип 75, до сих пор стоят на вооружении.

ЗСУ Тип 87 ведёт огонь



Мостоукладчик Тип 91



Не обошлось и без создания мостоукладчика с использованием шасси танка Тип 74, но задача эта возникла лишь с появлением нового ОБТ Тип 90, масса которого (50 тонн) значительно превышала допустимую нагрузку на большинство мостов Японии. Но мостоукладчик решено было делать именно на основе шасси танка Тип 74, а не танка Тип 90. Причина тому заключалась в отработанной гидropневматической подвеске танка Тип 74, которая пригодилась для изменения клиренса машины в процессе установки моста и обратной его укладке на машину.

Как разработкой и изготовлением БРЭМ Тип 78 занимались, соответственно, Центр технических исследований и компания Mitsubishi Heavy Industries, так они же занялись в 1985 году и мостоукладчиком, в ходе разработки которого были взяты корпус и часть оборудования, устанавливаемого на ЗСУ Тип 87 (всё же прошло более 10 лет).

Мостоукладчик приняли на вооружение практически одновременно с танком Тип 90 под названием Тип 91.

Верхняя часть мостоукладчика оснащена устройством для обеспечения транспортировки и развёртывания танкового моста с гидравлическим приводом (спереди) и опорной рамой (сзади). Сам мост состоит из двух секций. Впереди находится стояночный упор для стабилизации положения мостоукладчика при установке моста, длина которого составляет 20 м, достаточных для перекрытия препятствия шириной до 18 м. Ширина моста составляет 3,9 м.

Время, необходимое для установки моста и выполнения обратной операции составляет около 5 минут. Управление всеми работами осуществляется экипажем из двух человек без выхода из мостоукладчика.

Мостоукладчик Тип 91 в начале процесса установки моста



Мостоукладчик Тип 91 на заключительном этапе установки моста



Мост готов

Масса мостоукладчика составляет 41,8 тонны, максимальная скорость по шоссе составляет 50 км/ч, а на одной заправке может преодолеть 300 км. За 20 лет (с 1991 года по 2010 год) было изготовлено 23 машины (практически по одной машине в год), и все они стоят на вооружении и сейчас.

В следующем номере продолжим рассмотрение основных боевых танков второго послевоенного поколения с разработок конструкторов из других стран мира.

(Продолжение следует.)

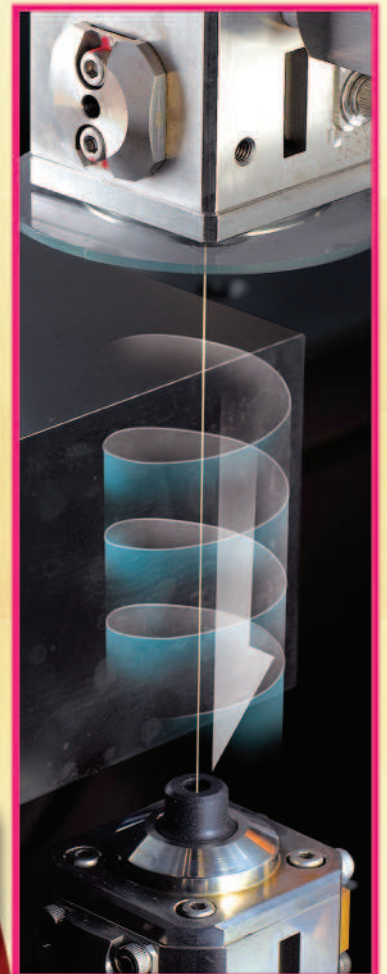
**НЕВЕРОЯТНЫЙ ПРОРЫВ
в проволочно-вырезной
электроэрозии**

**ВПЕРВЫЕ В ОТРАСЛИ:
ВРАЩЕНИЕ
ПРОВОЛОКИ-ЭЛЕКТРОДА
(запатентовано Sodick)**

**Вырезные электроискровые
станки ALC i-Groove:
35% экономии проволоки
при чистовом резании!
+ супер прямолинейность
+ выше точность**

Серия ALC

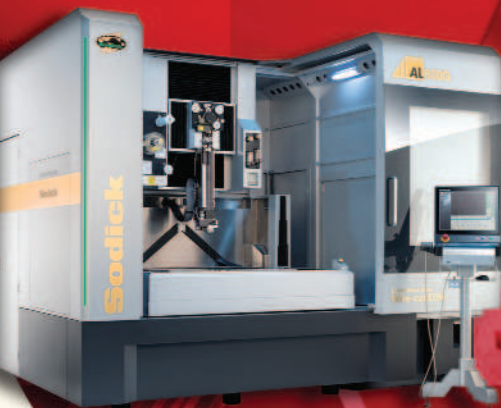
Smart Pulse & Smart Linear



ALC600G



ALC400G



ALC800G

ALC800GH



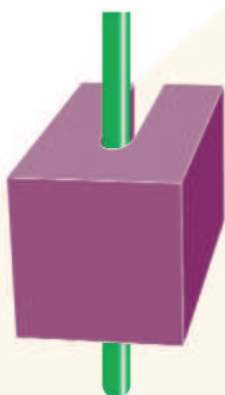
Только на станках Sodick

МЕХАНИЗМ ВРАЩЕНИЯ ПРОВОЛОКИ

Новая революционная технология вращения проволоки i-Groove, созданная конструкторами Sodick, заставляет "работать" всю поверхность проволоки. Деталь на всю толщину обрабатывается искрами, в том числе (что важно!) и той большей частью поверхности проволоки, которая в обычных станках не задействуется в электроискровом процессе, уходя в отход вхолостую. Вращение проволоки включается на чистовых проходах - там, где расход наибольший.

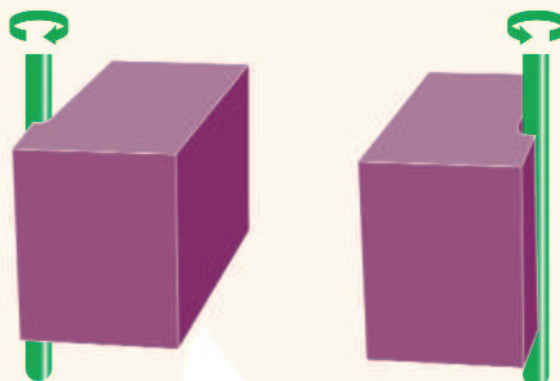
Во всех электроискровых вырезных станках в ходе чистовой электроэрозии работает ("искрит") одна сторона проволоки и лишь одной узкой полосой. Подача проволоки-электрода управляется и регулируется только натяжением, скоростью подачи и направляющими вверх и вниз. Новый механизм i-Groove добавил к этому еще и вращение. В результате мы получаем лучшую шероховатость, лучшую геометрию, в то же время существенно экономя дорогостоящую проволоку. Это прекрасное решение для экологии + высочайшее качество электроискровой обработки в одной новой технологии.

Черновое резание (i-Groove не включен)



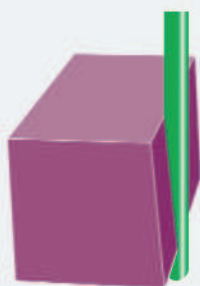
Проволока не вращается.
(На этом этапе обработки во вращении нет смысла).

Чистовое резание с i-Groove (2-й проход и последующие)



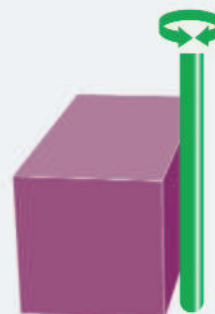
Компьютерное ЧПУ Sodick автоматически анализирует программу резания и определяет направление вращения по оффсету — по часовой или против часовой стрелки.

Что мы получаем, вращая проволоку с механизмом i-Groove?



В обычных электроискровых вырезных станках проволочный электрод эродировать по мере продвижения вниз сквозь деталь или по ее поверхности. В любой момент резания проволока-электрод утончается сверху вниз, становясь конусообразной. Более отчетливо это проявляется на деталях большой толщины.

Для того, чтобы этот «конус» не появился на детали, требуется конусная компенсация за счет управления при резании конусным механизмом UV. Другим решением может быть увеличение скорости подачи проволоки, но при этом непомерно растет расход дорогостоящей проволоки и могут возникать обрывы.



Если проволока вращается, электроискрой «режет» вся поверхность проволоки, включая ту большую часть ее поверхности, которая до сих пор не работала.

Мы получаем и лучшую геометрическую точность, и повышение качества поверхности, и экономию проволоки. И все это без конусной компенсации и увеличения скорости подачи проволоки.

Precision Beast.

ISSN 2500-0985



Прецизионность.

Наш девиз гласит: «фрезеровать лучше». Все, что мы преодолеваем, изменяем и оптимизируем, улучшает результат, делает его более точным, а получение его более быстрым. Не для нас, а для успеха наших клиентов, которые получают самые лучшие результаты на наших обрабатывающих центрах.

www.hermle-vostok.ru



ООО Восток

129085, Москва,
ул. Годовикова, 9, стр. 25.

Тел.: +7 495 627 36 34.

Факс: +7 495 627 36 35.