

Проблемы создания ТРДДФ для многорежимных самолётов

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный университет»*

Описаны особенности проблем создания ТРДДФ многорежимных самолётов. Обращено внимание на отличия в конструкции существующих ТРДДФ разных фирм. Отмечены мероприятия по устранению обнаруженных проблем в форсажных камерах. Выделены основные причины отличий в указанных двигателях, среди которых – неустойчивость горения и газодинамическая неустойчивость двигателя в целом.

Ключевые слова: самолёт, газотурбинный двигатель, облик, форсажная камера сгорания.

Введение

Турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) как правило предназначены для многоцелевых многорежимных военных самолётов, обеспечивающих полёт как с дозвуковыми, так и сверхзвуковыми скоростями, что накладывает серьёзные ограничения на перечень необходимых требований в виде концептуальных принципов формирования их облика как силовых установок [1-4].

Формулирование проблемы

Формирование рационального облика двигателя является важнейшим начальным этапом его создания, от которого в значительной мере зависит успех согласования характеристик самолёта и силовой установки во всём эксплуатационном диапазоне режимов полёта. Специфика этих режимов подлежит обязательному учёту для обеспечения безопасной и высокоэффективной эксплуатации летательного аппарата. Решение задачи формирования облика двигателя как многопараметрической системы путём многокритериальной оптимизации [3,4] относится к обратным некорректным задачам, что часто приводит к неединственному решению. Наглядным примером подтверждения неединственности решения задачи формирования облика двигателей являются факты создания силовых установок самолётов одинакового или близкого класса по назначению, а значит, с одинаковыми условиями эксплуатации двигателей, отличающихся параметрами рабочего процесса, конструктивными схемами, применяемыми материалами для аналогичных деталей. Это в конечном итоге объясняется многообразием критериев оптимизации, среди которых имеются как объективные, так и субъективные факторы, в том числе квалификация специалистов двигателестроительных фирм, их преэминентность в методологиях и методах решения задач по созданию новой техники и даже техническая политика государств [5].

Целью данной статьи является анализ существующих ТРДДФ, их отличительных особенностей, проблем их создания и возможностей решения этих проблем.

Результаты анализа

Аналогом дополнительной априорной информации, используемой обычно при практическом решении задач математической физики об их неединственности, в данном случае может быть статистический материал по выполненным конструкциям ТРДДФ. В связи с многообразием самолетов разного назначения, объективных и субъективных факторов формирования облика ТРДДФ основные параметры и конструктивные особенности этих двигателей имеют часто существенные отличия. Так, одним из самых простых по конструкции ТРДДФ, создаваемых в начальный период (70-е годы предыдущего столетия) [3,5], был одновальный французский двигатель с малым числом опор при малой массе и стоимости изготовления фирмы SNECMA M.53 трёх модификаций: взаимозаменяемых M.53-2 и M.53-5 с малой степенью повышения давления $P_k^*=8,5$; температурой газа перед турбиной $T_g^*=1473K$ и степенью двухконтурности $m=0,3$ для сверхзвукового истребителя-перехватчика «Мираж»2000 и самолета тактической поддержки и дальней разведки «Мираж»4000 скоростного диапазона ($M_p \geq 2,3 \dots 2,5$). Простота конструкции двигателя и невысокие значения $P_k^*=8,5$ и $m=0,3$ свидетельствуют об иных принципах формирования облика данного двигателя по сравнению с ТРДДФ такого же назначения, но созданных другими фирмами. Более конструктивно сложным оказался трехвальный ТРДДФ RB.199 с шестью опорами, созданный фирмой Rolls-Royce (Великобритания) совместно с MTU (ФРГ) и «Fiat»(Италия), имеющий параметры: $P_k^*=23,5$; $T_g^*=1550K$; $m=1,1$, для многоцелевого истребителя-перехватчика, всепогодного штурмовика, тактического бомбардировщика «Торнадо», способного выполнять различные задачи [5]. Промежуточное по сложности конструкции место заняли двухвальные ТРДДФ фирмы «Пратт-Уитни» и «Дженерал-Электрик» (США). Так, один из первых таких ТРДДФ-двигатель F100 фирмы «Пратт-Уитни» с параметрами: $P_k^*=23$; $T_g^*=1590K$; $m=0,7$ предназначался для истребителей F-15 и F-16, а на подобного класса палубном истребителе-штурмовике F-18 установлены два ТРДДФ F 404 фирмы «Дженерал-Электрик» с параметрами $P_k^*=25$; $T_g^*=1600K$; $m=0,32$.

Двухвальная схема двигателя оказалась предпочтительной в фирмах США как для ТРДД, так и для ТРДДФ [5]. Семейство двигателей F404 разработано на основе научно-технического задела в форме перспективного газогенератора GEI фирмы «Дженерал-Электрик», как и ТРДДФ F101 с параметрами: $P_k^*=27$; $T_g^*=1650K$; $m=1,8 \dots 2,1$, предназначенного для стратегического бомбардировщика B-1. Методология создания ГТД с использованием перспективных газогенераторов оказалась достаточно плодотворной и укоренилась во многих двигателестроительных фирмах [1,3-5]. По двухвальной схеме выполнены также ТРДДФ AI-222-25Ф; AI-322Ф; AI-31Ф; РД-33 [3,4-6] с параметрами рабочего процесса, близкими к значениям перечисленных выше двигателей F100, F101, F404, RB.199.

Наличие форсажной камеры сгорания в ТРДДФ, несмотря на её внешнюю простоту, создает достаточно сложные проблемы, которые накладывают определённые ограничения на эксплуатационный диапазон режимов работы двигателя. Сложность возникающих проблем объясняется одновременным протеканием различных по природе процессов движения реагирующей среды. Причем эти процессы часто носят колебательный или автоколебательный характер, определяемый акустическими свойствами форсажной камеры и другими явлениями в виде обратной связи. Такие колебательные явления в форсажных камерах известны как высокочастотное или низкочастотное вибрационное

горение. Среди ограничений необходимо иметь в виду наличие области устойчивого запуска форсажной камеры и границ возможного срыва пламени на большой высоте полёта самолёта при малых скоростях [6]. Срыв пламени в форсажной камере может быть источником нарушения газодинамической устойчивости двигателя в целом [7]. Преодоление указанных трудностей требует углублённого изучения процессов, протекающих в форсажных камерах.

Стремление конструкторов уменьшать осевую протяженность авиационных двигателей сопровождалось сокращением длины их узлов, в том числе и в некоторых ТРДДФ. Так, сокращение форсажной камеры путем частичного совмещения камеры смещения с форсажной камерой сгорания особенно выделяется в двигателях F101, RB.199, РД-33. Подтверждение того, что при лётных испытаниях двигателя РД-33 была обнаружена ионизация продуктов сгорания на выходе из сверхзвукового сопла [8], является серьезным фактором, на который необходимо обратить внимание. Согласно современным публикациям о многочисленности промежуточных реакций при горении углеводородных топлив [9] и в соответствии с химической термодинамикой горения Гиббса и закона Гесса о тепловом эффекте, такая ионизация свидетельствует о продолжении процесса догорания топливовоздушной смеси в реактивном сопле, что представляет собой значительный недостаток, так как при этом снижается температура за форсажной камерой – уменьшается скорость истечения из сопла, а поэтому снижается реактивная тяга. Кроме того, догорание топлива в реактивном сопле приводит к росту потерь полного давления вследствие подвода тепла к движущемуся газу с большой скоростью потока и известному тепловому сопротивлению сопла [10]. При таком протекании процесса горения может ожидать понижение значения общего коэффициента полноты сгорания топлива. При подводе тепла в форсажной камере с дозвуковым потоком скорость по длине возрастает, а давление – понижается. Скорость звука при этом также растет, но медленнее, чем скорость потока. Поэтому число M также увеличивается по длине и может достигнуть значения $M=1$. Для дальнейшего разгона газа необходимо отводить тепло.

Вывод

Таким образом, вскрыты основные причины проблем создания ТРДДФ и определены возможные пути их устранения или ослабления.

Список литературы

1. Герасименко, В. П. О концептуальных принципах формирования облика авиационных двигателей [Текст] / В. П. Герасименко, О. В. Кислов //Авиационно-космическая техника и технология. –Х.; ХАИ, – 2015. – №2 (119). – С.16–19.
2. Флоров, И. Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации [Текст]/И. Ф. Флоров //Тр.ЦИАМ. – №1099. – 1985. – 260 с.
3. Герасименко, В. П. Особенности концептуальных принципов формирования облика двигателей для многорежимных самолетов [Текст]/ В. П. Герасименко// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2016. – №71. – С.55-61.
4. Кравченко, І. Ф. Концепції проектування та доведення двигунів для навчально-бойових літаків: автореф. дис. ...д-ра техн. наук: 05.05.03/ Кравченко Ігор Федорович; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ».,– Х.2015. – 40 с.

5. Итоги науки и техники [Текст]/ Сер.: Авиастроение –Т.2,ч.2. – М.: ВИНТИ, 1976. –192 с.

6. Кравченко, И. Ф. Определение области запуска форсажной камеры сгорания в эксплуатационном высотном-скоростном диапазоне применения самолета при испытаниях ТРДДФ разработки ГП «Ивченко-Прогресс» на стенде в термобарокамере [Текст]/ И. Ф. Кравченко, Д. В. Козел// Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. –2016. – №8 (135). – С.46-50.

7. Герасименко, В. П. Проблемы газодинамической неустойчивости ТРДДФ [Текст]/ В. П. Герасименко, О. В. Кислов, М. А. Шевченко // Тез. докл. XXI междунар. конгресса двигателестроителей. – Х.: ХАИ. 2016. – С. 52-53

8. Божков, А. Бесконтактная электростатическая диагностика газотурбинных двигателей [Электронный ресурс] / А. Божков, А. Ватажин, Д. Голенцов. – Режим доступа: <http://engine.aviaport.ru/issues/35/page18.htm>.

9. Химия горения: пер. с англ. [Текст]/ под ред. У. Гардинера, мл. – М.: Мир, 1988. – 464 с.

10. Борисенко, А. И. Газовая динамика двигателей [Текст] учеб.пособие / А. И. Борисенко. – М. : Оборонгиз, 1962. –794 с.

Поступила в редакцию 25.11.2016

Проблеми створення ТРДДФ для багаторежимних літаків

Описано особливості проблем створення ТРДДФ багаторежимних літаків. Звернено увагу на відміну у конструкції існуючих ТРДДФ різних фірм. Виділено основні причини відмін у зазначених двигунах. Відзначено заходи щодо усунення виявлених проблем у форсажних камерах.

Ключові слова: літак, газотурбінний двигун, обрис, форсажна камера згоряння.

Criating Problems of FORCE Turbofan Engine for Many-Regime Aircrafts

Peculiarities of creating problems FTFE for many-regime aircrafts. are described. Attention on distinction desing of different firm FTFE. Main causes of distinction engine`s are single out. Marking measures about removing problem in force combustion.

Keywords: aircraft, turbo-engine, forming of look, force combustion burning.

Сведения об авторах:

Герасименко ВладимирПетрович – профессор, д-р техн. наук, профессор кафедры «Теория авиационных двигателей», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Малышко Валентин Сергеевич – студент группы 242, кафедры «Конструкция авиационных двигателей», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Балякно Александр Станиславович – студент группы 242, кафедры «Конструкция авиационных двигателей», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.