

## **Особенности концептуальных принципов формирования облика двигателей для многорежимных самолетов**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

Описаны особенности концептуальных принципов формирования облика авиационных двигателей на основе перспективных газогенераторов для военных многорежимных самолетов. Подтверждена возможность такого подхода к созданию двигателей для гражданских дозвуковых самолетов наряду с использованием многокритериальной многопараметрической оптимизации. Подчеркнута необходимость совершенствования процессов смешения потоков и горения в форсажных камерах.

**Ключевые слова:** самолет, газотурбинный двигатель, облик, концепция.

### **Введение**

Под многорежимными самолетами обычно понимают [1] многоцелевые военные самолеты, полетный цикл которых включает в себя как дозвуковые, так и сверхзвуковые скорости полета. Кроме того, они обладают высокой маневренностью с быстрым разгоном при взлете, наборе высоты и надежной посадкой. Такие возможности достигаются путем как изменения аэродинамических качеств планера (стреловидности крыла, предкрылков, закрылков и тормозных щитков), так и широкого регулирования силовой установки (СУ), обеспечивающего ей избыточную тягу при маневре.

### **Формулирование проблемы**

По мере развития двигателей по поколениям совершенствуются концептуальные принципы и подходы к формированию их рационального облика [2, 3]. Так, если при создании авиационных двигателей первого поколения [2] в период после Второй мировой войны главным принципом, соответствующим прогрессу в авиации, было «увеличение скорости, высоты и дальности полета» самолета, что привело к вытеснению поршневых двигателей (ПД) газотурбинными (ГТД), то при создании ГТД второго поколения к ним начали предъявлять новые требования, учитывающие специализацию летательных аппаратов (ЛА). По мере дальнейшего развития ГТД требования продолжают усугубляться [3] наряду с совершенствованием концептуальных принципов, а следовательно, и появлением новых более сложных схем двигателей, соответствующих специфике ЛА, вплоть до турбореактивных двигателей «изменяемого рабочего процесса» (ТРДИ) [1] и турбопоршневых двигателей для легких региональных самолетов [4].

Одним из важнейших отличительных признаков в концептуальных принципах формирования СУ оставалось военное или гражданское назначение ЛА. Для военных целей, как известно, техника всегда создавалась более прогрессивной, на что требовались большие материальные затраты. Причем в последующем этот прогресс распространялся авиадвигателестроительными фирмами на изделия гражданского назначения, что несколько окупало затраты.

Необходимо иметь в виду, что стоимость разработки новой авиационной

техники возрастала по годам поколений не только из-за усложнения двигателей и планеров, но и применения более дорогостоящей бортовой радиоэлектронной аппаратуры, комплектующих изделий систем управления, навигации и вооружения [5]. Темп роста стоимости создания военных самолетов, например в США, настолько велик, что в одном из исследований был высказан шуточный прогноз, о том, что «после 2000 года на весь национальный доход военное ведомство США сможет приобрести только один экземпляр самолета» [6].

Ввиду того, что продолжительность создания нового ГТД в 2–2,5 раза превышает время разработки планера [3, 6], одновременное начало их проектирования [3], согласно концепции: «закладки двигателя под конкретный тип самолета» [7] с согласованием их характеристик, приводило к значительному запаздыванию доводочных испытаний ГТД уже во время эксплуатации самолета и увеличению материальных затрат на завершающей стадии его создания, а иногда сопровождалось и авариями [3,5,6]. Подобные ситуации известны при создании палубного истребителя F-14 с двигателем TF30 [6] и пассажирского самолета Як-42 с двигателем Д-36 [2, 4]. Столь большие затраты на разработку новых самолетов и их двигателей потребовали пересмотра концептуальных принципов создания даже военной авиационной техники с доминированием экономического фактора, который ранее не считался главным.

**Целью данного исследования** является анализ особенностей формирования облика двигателей для многорежимных самолетов и выделение основных концептуальных принципов этого формирования.

### Результаты анализа

Формирование такого облика двигателя, как СУ самолета, заключается в обосновании на первом этапе его проектирования выбора типа и компоновочной схемы, а также перечня критериев оценки эффективности ЛА для оптимизации термодинамических параметров его рабочего процесса на основе интеграции самолета и двигателя путем согласования их характеристик [7].

Если для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов существуют методики формирования облика турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) в основном с большой степенью двухконтурности ( $m = 4...8$ ) [2, 7] на основе многокритериальной, многопараметрической оптимизации, то для военной авиации ввиду многоцелевого назначения самолетов критерии эффективности имеют свою специфику [1–3, 5–6], а двигатели – специализацию СУ.

Многопараметрическая оптимизация ТРДД заключается в выборе наиболее выгодных значений параметров рабочего процесса: кроме  $m$ , суммарной степени повышения давления в компрессоре  $\pi_{\Sigma}^*$ , температуры газа перед турбиной  $T_T^*$  и степени повышения давления в вентиляторе наружного контура  $\pi_{\text{вн}}^*$  для соответствующего значения  $m$ , обеспечивающих наивыгоднейшие значения самолетных критериев эффективности:  $L_{\text{теор}}$  – теоретической дальности полета самолета и  $L_{\text{взл}}$  – длины его разбега при взлете;  $S_{\text{жц}}$  – стоимости жизненного цикла [2, 7] и др. Для ТРДИ, называемых иногда ТРДД с переменной (двойной)

степенью двухконтурности [1–2], или ТРДДФ – турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания как частном случае ТРДИ, главным образом применяемых для военных многорежимных самолетов, дополнительным параметром рабочего процесса, кроме  $\pi_{к\Sigma}^*$ ,  $T_T^*$ ,  $m$  и  $\pi_{\Sigma IV}^*$ , является  $T_{\Phi}^*$  – температура газа в форсажной камере. Эти параметры непосредственно влияют на показатели эффективности изолированного двигателя – удельные его параметры:  $P_{уд}$  – удельную тягу,  $C_{уд}$  – удельный расход топлива и  $Y_{уд}$  – удельную массу, которые, в свою очередь, влияют на критерии эффективности самолета [2]. Среди параметров рабочего процесса первые два –  $\pi_{к\Sigma}^*$  и  $T_T^*$  характеризуют термодинамическое совершенство газогенераторной части двигателя, показателем эффективности которой является свободная работа  $L_{св} = f(\pi_{к\Sigma}^* \text{ и } T_T^*)$ , однозначно связанная с  $P_{уд}$ . Параметры  $m$  и  $\pi_{\Sigma IV}^*$  определяют из условия оптимального распределения  $L_{св}$  по контурам. А  $T_{\Phi}^*$  в ТРДДФ<sub>см</sub> со смесителем газа за турбиной с воздухом наружного контура и общей форсажной камерой влияет на степень форсирования тяги. В итоге все параметры рабочего процесса влияют на удельные параметры двигателя, и посредством них – на критерии эффективности самолетов. Однако для военных самолетов с ТРДДФ отсутствуют общепринятые в публикациях методики оценки многокритериальной эффективности самолетов, аналогичные для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов с ТРДД [2, 7].

В работе [3] критерий жизненного цикла изложен применительно к созданию опытного ТРДДФ, стоимость которого составляет около 25% стоимости жизненного цикла военного самолёта. Этот критерий предложен в связи с этапно-временной методологией создания ГТД IV поколения, в которой весь цикл разработки двигателя разделён на три стадии:

- научно-поисковые исследования новых технических решений наряду с созданием высокоэффективных узлов и деталей будущего двигателя;
- прикладные опытно-конструкторские разработки, изготовление и стендовые испытания перспективного газогенератора;
- создание и испытание двигателя-демонстратора с экспериментальной проверкой расчётных параметров, а также определение направления дальнейшего совершенствования двигателя при серийном производстве.

Испытание двигателей-демонстраторов является промежуточным этапом между созданием газогенераторов и серийных двигателей.

Наглядным примером использования подобной методологии создания ГТД на основе научно-технического задела в форме перспективных газогенераторов фирмы Дженерал-Электрик GE1–GE9 явилась разработка ТРДДФ: F101 для стратегического бомбардировщика B-1 [5], F404 для палубного истребителя F-18 и YJ101 для опытного самолета YF-17, на базе которого создан F-18 [3, 6]. Газогенератор двигателя YJ101 практически без изменения также использован в ТРДИ GE-23 [1]. Методология создания двигателей на базе перспективных газогенераторов с начала 60-х годов начала укореняться и на других фирмах: «Пратт-Уитни», «Роллс-Ройс» и др.

Газогенераторы фирмы Дженерал Электрик типа GE1-GE9 использованы

как в перечисленных ТРДДФ с малой степенью двухконтурности для сверхзвуковых военных самолётов [5, 6], так и в ТРДД с большой степенью двухконтурности CFM.56, TF34, TF39, CF6 для дозвуковых, пассажирских и военно-транспортных самолётов [3]. Иногда применение газогенератора в конкретном типе двигателя сопровождается конструктивными изменениями, аналогичными отличию между модификациями газогенератора: добавлением или уменьшением числа ступеней компрессора или турбины с изменением  $\pi_{k\Sigma}^*$  и  $T_T^*$ . Еще более существенные отличия вносятся вне газогенератора в двигателях разных типов с разными  $m$ , что подтверждает один из важнейших концептуальных принципов формирования облика различных типов ГТД на базе одного и того же газогенератора [2], как преобразователя тепловой энергии основного топлива в  $L_{св}$ , используемую для создания тяги. Этап перехода от газогенератора к двигателю на завершающей стадии формирования его облика [3] – одна из важнейших процедур этого перехода, связанной с оптимизацией распределения  $L_{св}$  между движительными элементами (контурами ТРДД). Такая процедура в теории [2] известна как этап определения параметров рабочего процесса  $m$  и  $\pi_{VII}^*$  для ТРДД, что предусматривается при формировании облика двигателя. В результате сравнительного анализа этих параметров указанных выше двигателей F101, YJ101, F404, выполненных на базе одного и того же газогенератора для сверхзвуковых самолётов разного назначения, установлено малое отличие значений  $m$  в интервале  $m = 0,15...2,0$  [1, 3], тогда как для всех известных ТРДДФ<sub>св</sub> сверхзвуковых истребителей-перехватчиков  $m$  находится еще в более узком диапазоне  $m = 0,15...0,65$ . Это объясняется тем, что в ТРДДФ<sub>св</sub> с общей форсажной камерой сгорания снижение  $m$  до нуля приводит к вырождению ТРДДФ<sub>св</sub> в ТРДФ, топливная экономичность и удельная тяга которых на сверхзвуковых скоростях полёта выше, чем ТРДДФ<sub>св</sub> [2]. В ТРДДФ<sub>св</sub> F101 с значением  $m = 2,0$  для стратегического бомбардировщика экономичность также на форсированном режиме еще больше ухудшается в сравнении с ТРДФ, а на нефорсированных режимах улучшается, как простого ТРДД.

Кроме топливной экономичности вторыми важными показателями совершенства ТРДДФ являются удельная тяга и удельная масса двигателя, которые зависят от термодинамических параметров цикла  $\pi_{k\Sigma}^*$  и  $T_T^*$ . Чем выше температура газа  $T_T^*$  и ниже  $\pi_{k\Sigma}^*$  в области  $\pi_{k\Sigma}^* > \pi_{конт}$ , тем больше удельная тяга  $P_{уд}$  и меньше удельная масса двигателя  $Y$ . Чем больше  $P_{уд}$ , тем больше также лобовая тяга, а следовательно, при заданной потребной тяге требуются меньшие поперечные размеры двигателя, что наряду с сокращением длины компрессора приводит к снижению удельной массы двигателя. Поэтому в итоге снижается суммарная удельная масса топлива и двигателя  $Y_{\Sigma}$  [2]. В результате уменьшения миделя двигателя при размещении его внутри фюзеляжа истребителя снижается поперечная площадь сечения планера, что улучшает аэродинамическое качество самолета.

При уменьшении степени двухконтурности и в пределе устремление её к

нулю температура смешиваемых потоков в камере смешения  $T_{см}^*$  приближается к температуре газа за турбиной  $T_T^*$  (перед форсажной камерой сгорания). В этом случае для ТРДДФ<sub>см</sub>, как и для ТРДД<sub>см</sub>, оптимальное значение  $\pi_{вII}^*$  должно отвечать примерно равенству полных давлений смешиваемых потоков по контурам  $P_{II}^* \approx P_I^*$ , с одной стороны, а с другой – на основе энергетического баланса сгорания топлива в основной и форсажной камерах сгорания согласно *i*-с диаграмме цикла ТРДДФ<sub>см</sub> по аналогии с ТРДФ [2] можно определить

относительный суммарный расход топлива  $\bar{q}_{T, \Sigma \square} = \frac{G_{T, \Sigma \square}}{G_{B, \Sigma \square}}$  при фиксированных температурах газа на выходе из форсажной камеры  $T_{\phi}^*$  и воздуха на входе в двигатель  $T_B^* = T_{в}^*$ :

$$\bar{q}_{T, \Sigma \square} \equiv \frac{G_{T, \Sigma \square}}{G_{B, \Sigma \square}} \approx \frac{c_p (T_{\phi}^* - T_B^*)}{H_{uT, \Sigma \square}}, \quad (1)$$

где  $G_{T, \Sigma \square}$  – суммарный расход топлива в камерах сгорания;  $G_{B, \Sigma \square} = G_T + G_{II}$ ;  $G_{B, \Sigma \square}$  – суммарный расход воздуха по контурам двигателя;  $c_p$  – среднее значение теплоёмкости воздуха – газа;  $H_u$  – теплота сгорания топлива;  $\eta_{T, \Sigma \square}$  – коэффициент полноты сгорания топлива по выходу из форсажной камеры сгорания. В этом случае удельный расход топлива  $C_{уд}$  связан с удельной тягой  $P_{уд}$  формулой

$$C_{уд\phi} = \frac{3600 G_{T, \Sigma \square}}{P_{уд\phi} G_{T, \Sigma \square}} = \frac{3600 \bar{q}_{T, \Sigma \square}}{P_{уд\phi}}. \quad (2)$$

Здесь оптимальное значение  $\pi_{вII}^*$  по удельной тяге совпадает с оптимальным значением по топливной экономичности  $\pi_{вII}^*$ .

Учитывая пологость зависимостей  $P_{уд\phi} = f(\pi_{вII}^*, m)$  и  $C_{уд\phi} = f(\pi_{вII}^*, m)$  в области  $P_{уд\phi \max}$  и  $C_{уд\phi \min}$ , проектные значения  $\pi_{вII}^*$  выбирают меньше (левее) указанного оптимального значения на графике зависимостей, что позволяет уменьшить также массу двигателя путем облегчения вентилятора наружного контура и его турбины. При этом надо учитывать и то, что в условиях полёта давление воздуха за вентилятором наружного контура  $P_{II}^*$  с увеличением скорости возрастает быстрее, чем давление газа за турбиной смешиваемых потоков, а поэтому при взлёте ( $M_{пл} \geq 0$ ) значение  $\pi_{вII}^*$  желательно выбирать меньше оптимального, что понизит перепад давления относительно окружающей атмосферы на корпусе наружного контура перед смешением потоков. Следовательно, по условиям прочности можно уменьшить толщину стенок корпуса и снизить его массу.

Выбор значения  $\pi_{вII}^*$  ТРДДФ для принятой степени двухконтурности  $m$  из условия  $P_I^* = P_{II}^*$  предполагает минимальные гидравлические потери на смешение

потоков воздуха и газа в камере смешения, что требует отдельного анализа ввиду возможности применения различных схем камер смешения [8], от конструкции которых зависит полнота смешения с разными потерями, а не только от аэродинамических параметров смешиваемых потоков [2]. Так, интенсификация смешения потоков вследствие применения многолепестковых смесителей со встречно направленными радиальными компонентами скорости смешиваемых потоков естественно приводит к росту гидравлических потерь. Однако наличие форсажной камеры сгорания в ТРДД<sub>Ф</sub> в отличие от ТРДД<sub>С</sub> не требует подобной интенсификации как из-за возможностей организации зонного горения путём ярусного распределения топлива и коэффициента избытка воздуха, так и благодаря частичному совмещению камеры смешения с форсажной камерой сгорания, что позволяет уменьшить осевые размеры двигателя аналогично двигателям F101, РД-33, АЛ-31Ф и др. [9]. В подобной ситуации приходится также учитывать необходимость предотвращения вибрационного горения [5, 6] и повышения коэффициента полноты сгорания  $\eta_{\Sigma}$  (1), от которого зависит топливная экономичность двигателя, как и от организации процессов смешения в камере смешения и форсажной камере, что требует учёта при выборе значения  $\eta_{\Sigma}$ . Возможность наличия остаточной закрутки потока газа за турбиной, способствующей интенсификации процессов смешения, накладывает дополнительный отпечаток на оптимизацию ТРДД<sub>Ф</sub>. При этом необходимо также учитывать присутствие иногда частичного догорания топлива на участке реактивного сопла в таких двигателях с ионизацией продуктов сгорания [10].

### Вывод

Таким образом, изложены отличительные признаки концептуальных принципов формирования облика двигателей на основе перспективных газогенераторов для многорежимных самолетов и описаны особенности процессов смешения потоков с горением в форсажной камере сгорания, учет которых является дополнительным резервом повышения эффективности силовых установок таких самолетов.

### Список литературы

1. Нечаев, Ю. Н. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов [Текст] / Ю. Н. Нечаев, В. Н. Кобельков, А. С. Полев. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
2. Герасименко, В. П. Теорія авіаційних двигунів [Текст]: підручник / В. П. Герасименко. – Х.: ХАІ, 2003. – 199 с.
3. Пономарев, Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей [Текст] / Б. А. Пономарев. – М.: Воениздат, 1982. – 240 с.
4. Герасименко, В. П. О концептуальных принципах формирования облика авиационных двигателей [Текст] / В. П. Герасименко, О. В. Кислов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 2(119). – С. 16-19.
5. Итоги науки и техники [Текст] / Сер.: Авиастроение. – Т. 7. Самолет В-1.

– М.: ВИНТИ, 1978. – 200 с.

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

7. Югов, О. К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О. К. Югов, О. Д. Селиванов / под ред. О. К. Югова. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

8. Патерсон. Экспериментальное исследование поля течения в смесителе турбовентиляторного двигателя [Текст] / Патерсон // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1984. – Т.106, №3. – С. 90-98.

9. 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. аерокосм. ун-т «ХАІ». – Х, 2015. – 40 с.

10. 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>

Поступила в редакцию 14.03.2016

## **Особенности концептуальных принципов формирования обриса двигунів для багаторежимних літаків**

Описано особливості концептуальних принципів формування обриса авіаційних двигунів на основі перспективних газогенераторів для військових багаторежимних літаків. Підтверджено можливість такого підходу до створення двигунів для цивільних дозвукових літаків поряд з використанням багатокритерійної багатопараметричної оптимізації. Підкреслена необхідність удосконалення процесів змішування потоків та горіння у форсажній камері.

**Ключові слова:** літак, газотурбінний двигун, обрис, концепція.

## **Conceptual Principles Peculiarities of Form Engines Appearance for Many-Regime Aircrafts**

Conceptual principles peculiarities of form engines appearance on the base perspective gas-generator for military many-regime aircrafts are described. This method maybe used with many criteria many parameters optimization for creation engines of civil subsonic aircrafts. Mix-process and burning in force combustion may be improved.

**Keywords:** aircraft, turbo-engine, forming of look, conception.