

Научная статья
УДК 621.452.3
DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ БАЗОВОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Анастасия Альбертовна Гусманова¹, Юрий Александрович Эзрохи^{2✉}

^{1,2}Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ им. П.И. Баранова),
Москва, Россия

¹ 30105@ciam.ru

² yaezrokhi@ciam.ru ✉

Аннотация. Рассмотрены методические подходы к анализу вариантов газотурбинных двигателей, создаваемых на базе единого унифицированного газогенератора различной размерности и степени повышения давления. Приведены результаты параметрических оценок основных параметров авиационных ГТД часто встречающихся схем (двухконтурный двигатель с умеренно высокой степенью двухконтурности для регионального самолета и турбовинтового двигателя), имеющих один и тот же газогенератор. В качестве примера применения разработанных подходов рассмотрены варианты двигателей для возможной замены одного из иностранных двигателей, используемых на отечественном пассажирском самолете, а также турбовинтового и/или турбовального двигателя альтернативными, создаваемыми на базе единого газогенератора.

Ключевые слова: унифицированный газогенератор, размерность газогенератора, двухконтурный турбореактивный двигатель, турбовальный двигатель, тягово-экономические параметры, математическая модель двигателя

Благодарности: авторы признательны к.т.н. Е.В. Пенясову за ряд ценных советов по формулированию постановки задачи исследования.

Для цитирования: Гусманова А.А., Эзрохи Ю.А. Анализ возможности создания авиационных двигателей различного назначения на основе базового газогенератора // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 156–166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166

Original article

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF CREATING DIFFERENT PURPOSE AVIATION ENGINES OF THE BASED ENGINE CORE

Anastasiya A. Gusmanova¹, Yury A. Ezrokhi² ✉

^{1,2}Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),
Moscow, Russia

¹ 30105@ciam.ru

² yaezrokhi@ciam.ru ✉

Abstract. Traditional method based on definition of the most rational engine and its units project parameters proceeding from intended purpose and features of operation is usually used when the new aviation gas turbine engine (GTE) creation in practice. Besides, another method, supposing maximum possible use of some engine units and elements from its predecessor already manufactured and checked up in operation, is widely used.

The rest of engine units of the new engine are designed anew, most often at higher technical and/or technological level. In this case, it is possible to expect occurrence of the new engine (usually of the same generation) in a shorter time and at a lower cost.

In practice, preserved engine units are usually considered the high-pressure compressor (HPC), as the most labor-intensive in designing and operational development GTE unit, or engine core, consisting of the HPC, the combustion chamber and the high-pressure turbine (HPT).

For the successful realization of this method when creating a new engine (or families of engines) of the required thrust or power rate, it is necessary, that initial “engine-donor” has a core with the necessary parameters, first of all, core size parameter and compressor pressure ratio.

Because such a condition is not always executable, the problem of creation new engine core, capable of meeting the thrust and power requirements of a number of engines for various purpose constructed on the basis of this unified core, is set.

The results of parametrical research of three the most widespread schemes engines variants, having same base engine core, are presented in the article.

As an example, options for replacing some foreign engines, applied on domestic aircrafts, with new alternative engines, constructed on the basis of this unified core, are shown.

Keywords: unified core, core size parameter, turbofan engine, turboshaft engine, trust and specific fuel parameters, engine mathematical model

Acknowledgements: the authors are grateful to Candidate of Technical Sciences E.V. Penyasov for a number of valuable tips on forming the formulation of the research problem.

For citation: Gusmanova A.A., Ezrokhi Yu.A. Analysis of the Possibility of Creating Different Purpose Aviation Engines of the Based Engine Core. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 156–166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166

Введение

При создании авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) на практике обычно применяют различные подходы к выбору его схемно-конструктивного и технического облика. Наиболее распространенный из них связан с определением рациональных проектных параметров разрабатываемого двигателя исходя из его назначения и особенностей эксплуатации. При этом весьма заметную роль в выборе параметров разрабатываемого двигателя могут сыграть и ограничения по временным и материальным затратам на его создание. Такой подход предполагает создание двигателя, в наименьшей степени унифицированного со своими предшественниками, и требует предварительного создания опережающего научно-технического задела (НТЗ), достаточно больших затрат времени и средств, но дает возможность создать новый двигатель следующего поколения с существенно улучшенными характеристиками [1].

Другой подход основывается на максимально возможном использовании при разработке нового двигателя некоторых узлов и элементов уже выполненного и проверенного в эксплуатации его предшественника, при этом остальные составляющие проектируются заново, чаще всего на более высоком техническом и/или технологическом уровне. Целью такого организационно-технического решения может быть создание двигателя той же схемы и назначения, но с относительно более высокими тягово-экономическими и ресурсными показателями. В этом случае можно ожидать появления нового двигателя (обычно того же поколения) за относительно более короткий срок и с меньшими материальными затратами, который на определенный промежуток времени сможет решить, например, проблему восстановления или даже некоторого увеличения тяговооруженности самолета (на котором стоял исходный двигатель) с учетом постоянно, на протяжении всего срока службы увеличивающегося его взлетного веса [2].

Кроме этого, на базе уже выполненного авиационного двигателя и его узлов могут создаваться двигатели других конструктивных схем и назначений, в том числе и промышленные газотурбинные установки (ГТУ) [3].

В качестве таких унифицированных узлов обычно на практике рассматривается либо компрессор высокого давления (КВД) как наиболее трудоемкий в проектировании и доводке узел газотурбинного двигателя, либо газогенератор (ГГ) в целом, состоящий из КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления (ТВД).

Одним из примеров такого подхода можно считать создание линейки модифицированных двигателей на базе одного и того же газогенератора, например турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) фирмы General Electric F404 [4]. Как показала практика, в результате почти двадцатилетней модернизации исходного двигателя удалось увеличить его взлетную тягу больше чем на треть за счет постановки более мощного по степени повышения давления и производительности вентилятора, соответствующего следующему, 5-му поколению, при практически неизменной газогенераторной части исходного двигателя [5].

Примером может служить также создание фирмой General Electric турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) CFM56 (совместно с французской фирмой SNECMA), а также линейки ГТУ LM6000 на базе газогенератора ТРДДФ F101 [6].

Аналогичные подходы используются и в отечественной практике авиадвигателестроения. Так, еще в прошлом веке на базе газогенератора опытного двигателя НК-6 в ОКБ «Труд» (г. Куйбышев) было разработано семейство турбореактивных двухконтурных двигателей НК-8, НК-86, а также НК-144 для пассажирских самолетов [7].

Примером может служить также разработка ОАО «Авиадвигатель» семейства промышленных газотурбинных установок в диапазоне мощностей 10...25 МВт на базе газогенератора ТРДД ПС-90А [7]. Исследуемый подход также успешно применяется и при проектировании малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) [8].

Однако следует иметь в виду, что для реализации этого подхода при создании современного двигателя (или семейства двигателей) требуемой тяги или мощности на достаточно продолжительный срок эксплуатации с сохранением конкурентоспособности необходим не только исходный «двигатель-донор» с газогенератором нужной размерности, но и достаточно высокий уровень газодинамического совершенства как самого двигателя, так и его узлов.

Постановка задачи исследования

В настоящее время достаточно интересным может оказаться промежуточный (компромиссный) подход к проектированию семейства двигателей, обладающий достоинствами обоих рассмотренных подходов.

Речь идет об определении технического облика унифицированного газогенератора (УГГ) для нескольких газотурбинных двигателей различных

схем и назначений. В этом случае появляется возможность не только спроектировать УГГ нужной размерности с современным уровнем совершенства его узлов, но и выбрать его проектные параметры, в наибольшей степени соответствующие проектным параметрам всех рассматриваемых двигателей. Однако следует понимать, что двигатели, спроектированные на базе УГГ для самолётов различного назначения, неизбежно будут несколько уступать по параметрам тем двигателям, которые специально спроектированы под определенную задачу.

В качестве двигателей, построенных на одном УГГ, рассмотрим турбовинтовой двигатель (ТВД) для транспортного самолёта (или турбовальный двигатель ТВаД для вертолётa) в диапазоне взлётной мощности 1...3 МВт и турбореактивный двухконтурный двигатель с отдельным истечением потоков из сопел (ТРДД) для регионального пассажирского самолёта с расширенным диапазоном значения тяги на крейсерском режиме полета 500...2000 кгс.

Исходя из выбранного уровня тяги (мощности) рассматриваемых двигателей, были приняты три уровня размерности газогенератора $G_{ГГ}$ (т.е. значения приведенного расхода воздуха на выходе из КВД) 1,5 кг/с, 2 кг/с и 2,5 кг/с. Для всех рассматриваемых значений $G_{ГГ}$ высота лопатки последней ступени КВД составляет не менее 10 мм, что позволяет при расчетных оценках не учитывать влияние радиального зазора на коэффициент полезного действия КВД [9].

Значение температуры газа перед турбиной для всех вариантов двигателей было выбрано на достаточно умеренном уровне ($T^*_г = 1500$ К), что позволило несколько «сэкономить» на расходе охлаждающего горячие элементы двигателя воздуха. Считалось, что суммарный расход воздуха, отбираемый из-за КВД на охлаждение турбины высокого давления, составляет 5% от расхода на входе в газогенератор: 1,5% подается в сопловой аппарат (после сечения «горла») и 3,5% — в рабочее колесо. Остальные ступени турбины считались неохлаждаемыми.

Значение окружной скорости на периферийном диаметре первой ступени компрессора газогенератора (для оценки частоты вращения ротора газогенератора) принималось в диапазоне $u_k = 310...350$ м/с в зависимости от размерности УГГ ($u_k = 310$ м/с для $G_{ГГ} = 1,5$ кг/с и $u_k = 350$ м/с для $G_{ГГ} = 2$ кг/с и $G_{ГГ} = 2,5$ кг/с).

Расчетное значение политропического КПД КВД считалось не зависящим от степени повышения полного давления в компрессоре и принима-

лось равным 0,89, что соответствует современному уровню совершенства этого узла [9]. Связь общепринятого адиабатического $\eta^*_к$ и политропического $\eta^*_{пол}$ коэффициентов полезного действия определялась соотношением [10]

$$\eta^*_к = \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_k^{*k \cdot \eta^*_{пол}} - 1},$$

где $\eta^*_к$ — адиабатический коэффициент полезного действия каскада компрессора;

$\eta^*_{пол}$ — политропический коэффициент полезного действия каскада компрессора;

π_k^* — степень повышения полного давления в каскаде компрессора;

k — показатель адиабаты воздуха (здесь условно принимался равным 1,4).

В процессе выбора наиболее рационального значения степени повышения давления КВД этот параметр варьировался в диапазоне от $\pi^*_{КВД} = 4$ до $\pi^*_{КВД} = 15$.

Методически исследование строилось следующим образом. На первом этапе для каждого сочетания степени повышения давления КВД $\pi^*_{КВД}$ и параметра размерности газогенератора $G_{ГГ}$ «завязывался» УГГ в составе ТВД/ТВаД, при этом определялись все его термогазодинамические и геометрические характеристики, которые в дальнейшем считались неизменными. Все расчеты проводились с использованием типовой математической модели (ММ) авиационного ГТД, рассмотренной в [11, 12, 13]. Преимущество использования такого рода математических моделей связано с тем, что они позволяют после проведения предварительной «завязки» рассматриваемого двигателя с определением его основных параметров сформировать необходимые исходные данные для дальнейшего анализа и проектирования отдельных узлов двигателя [14, 15] и разработки его системы автоматического управления [16] для обеспечения требуемых параметров и характеристик на основных режимах работы.

В качестве характеристик основных узлов двигателя (вентилятора и компрессоров, камеры сгорания, турбины и др.), как обычно при решении такого рода поисковых задач на ранних стадиях проектирования, рассматриваются их типовые (обобщенные) характеристики [17, 18].

Сохранение газогенератора двигателя

При расчетном анализе газотурбинных двигателей различного назначения с унифицированным газогенератором возникает необходимость в корректировке типовой математической модели

двигателя [11] для сохранения характеристик УГГ и его узлов, а также их геометрических размеров. Для этого необходимо «зафиксировать» следующие параметры:

- площадь и относительный диаметр втулки на входе в компрессор (КВД) унифицированного газогенератора;
- площадь на выходе из КВД;
- площадь критического сечения соплового аппарата (СА) и средний диаметр рабочего колеса ТВД;
- характеристики компрессора и турбины, входящих в состав газогенератора;
- система охлаждения (значения расхода отбираемого от КВД охлаждающего воздуха в процентах от расхода воздуха на входе в ГГ);
- характеристики камеры сгорания, определяющие полноту горения и потери полного давления в ней.

Значения вышеперечисленных параметров определяются при «завязке» первого из рассматриваемых двигателей (в нашем случае — ТВД/ТВаД) и затем сохраняются неизменными при расчёте других вариантов двигателей.

Двигатель для транспортного самолёта/вертолёта

Рассмотренная схема двигателя для транспортного самолёта/вертолёта — одна из простейших: одновальный турбовинтовой двигатель (ТВД) со свободной силовой турбиной.

«Завязка» ТВД/ТВаД проводилась в условиях взлёта при $H = 0$ км и $M = 0$. В качестве основного параметра, характеризующего эффективность двигателя, принималось значение располагаемой мощности (при условном расширении до атмосферного давления) свободной турбины с КПД $\eta_{ст}^* = 0,9$. Схема двигателя показана на рис. 1, серым цветом обозначен газогенератор.

Для возможности раскрутки вала компрессора на других типах двигателей значение его относительной приведенной частоты вращения принималось с некоторым запасом $\bar{n}_{пр\ КВД} = 0,98$. Положение рабочей точки на напорной ветке характеристики КВД выбиралось исходя из обеспечения допустимого уровня запаса газодинамической устойчивости компрессора высокого давления.

На представленных графиках зависимостей от π_k^* мощности (рис. 2), удельного эффективного расхода топлива (рис. 3), инвариантного по отношению к размерности ГГ, линией с коротким штрихом обозначаются зависимости, соответствующие газогенератору размерности $G_{ГГ} = 1,5$ кг/с, линией с длинным штрихом — размерности $G_{ГГ} = 2$ кг/с и сплошной линией — размерности $G_{ГГ} = 2,5$ кг/с.

Из анализа полученные результаты расчетов двигателей, как уже отмечалось, можно видеть, что на зависимость удельного расхода топлива (рис. 3) двигателя $C_{уд}$ от степени повышения давления $\pi_{квд}^*$ не влияет размерность двигателя. Это объясняется неизменными для всех рассмотренных двигателей значением температуры газа за камерой сгорания $T_g^* = 1500$ К, а также относительными значениями отборов из-за КВД и выпуска в тракт турбины охлаждающего воздуха. В связи с этим на рис. 3 зависимости для всех рассмотренных размерностей ГГ показаны одной сплошной линией.

Значения высоты лопатки последней ступени КВД при различных сочетаниях $\pi_{квд}^*$ и $G_{ГГ}$ (даже в предположении о форме проточной части компрессора с постоянным наружным диаметром) находятся в пределах $h_{лоп} = 10...25$ мм, что, как уже отмечалось, является вполне допустимым для современных осевых компрессоров. Значения физической частоты вращения ротора компрессора находятся в пределах 11 000...23 000 об/мин.

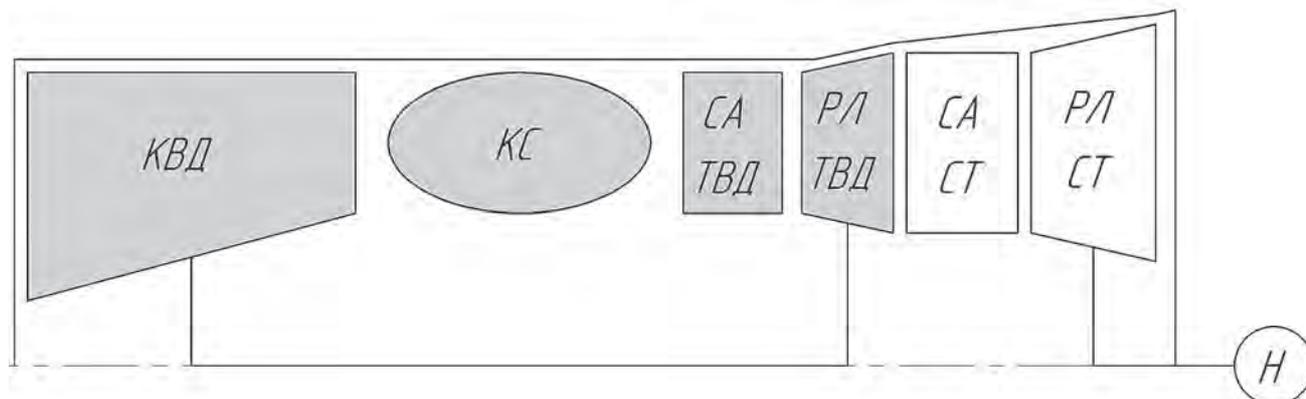


Рис. 1. Схема турбовального двигателя для транспортного самолёта

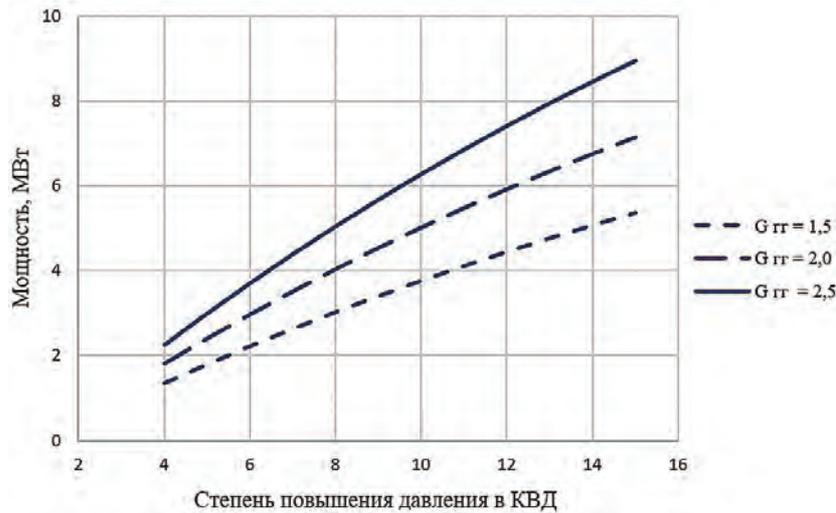


Рис. 2. Зависимость мощности двигателя от степени повышения полного давления КВД

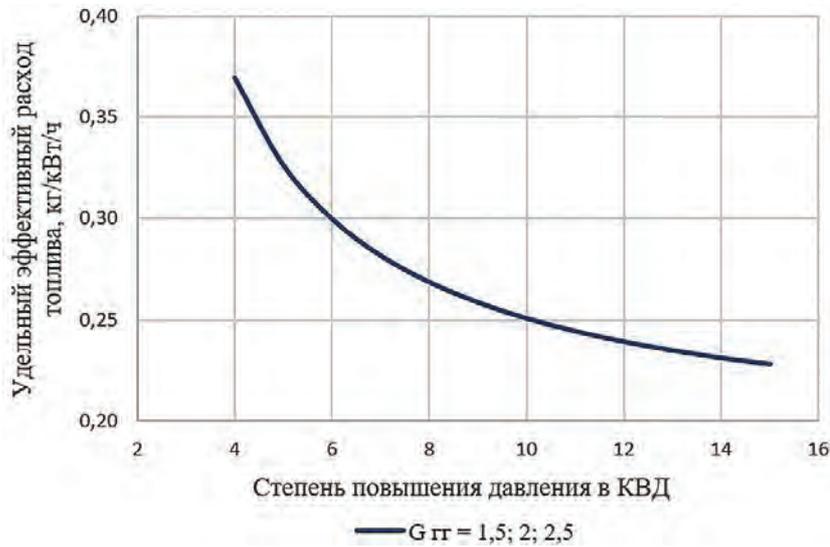


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива от степени повышения полного давления КВД

Обобщая результаты расчетов с учетом выбранного для рассмотрения диапазона $\pi_{\text{КВД}}^*$ и $G_{\text{ТТ}}$, получаем следующий диапазон характеристик ТВД/ТВаД: мощность, выдаваемая свободной силовой турбиной, находится в пределах 1...9 МВт, удельный эффективный расход топлива — 0,22...0,37 кг/(кВт·ч).

Двигатель для регионального пассажирского самолёта

Для регионального пассажирского самолёта была выбрана схема ТРДД с раздельным истечением потоков наружного и внутреннего контуров. В этом случае силовая установка с таким двигателем имеет традиционную для данного самолёта ступенчатую форму, что облегчает её компоновку на пилоне под крылом, а также способствует некоторому облегчению конструкции.

С помощью скорректированной математической модели ГТД [9] рассмотрены варианты «завязки» ТРДД с раздельным истечением потоков наружного и внутреннего контуров для регионального самолёта в условиях крейсерского полета ($H = 11 \text{ км}$, $M = 0,8$). Схема рассматриваемого двигателя показана на рис. 4, серым цветом выделен унифицированный газогенератор.

Вентилятор двигателя (В), работающий на наружный и внутренний контуры, совместно с компрессором низкого давления (КНД) обеспечивает умеренное значение степени двухконтурности на крейсерском режиме $m = 5$. При этом степень повышения полного давления в вентиляторе $\pi_{\text{В}}^*$ подбиралась исходя из оптимального (соответствующего наилучшей топливной экономичности двигателя [19]) соотношения скорости потока воздуха на выходе из сопла наружного контура и скорости

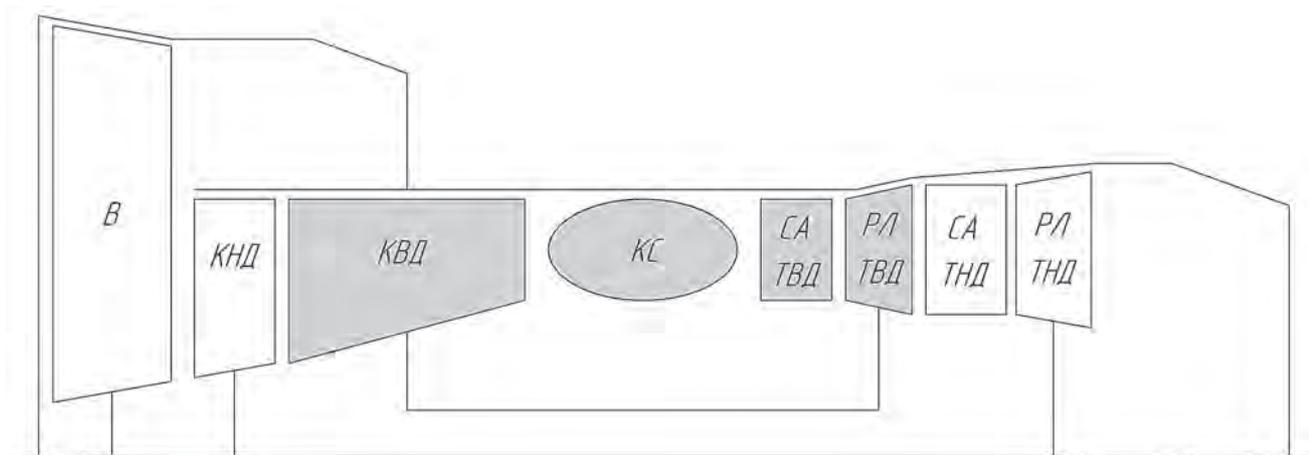


Рис. 4. Схема турбореактивного двухконтурного двигателя для регионального самолёта

потока газа на выходе из сопла внутреннего контура $c_{II}/c_I = 0,85$. При этом степень повышения полного давления предположительно двухступенчатого КНД (так называемых «подпорных ступеней»), работающего только на внутренний контур и находящегося на одном валу с вентилятором, задавалась постоянной ($\pi_{КНД}^* = 1,5$).

Относительная приведенная частота вращения КВД принималась равной $\bar{n}_{пр\ КВД} = 1,0$ для получения более высоких значений суммарной степени повышения давления. Положение рабочей точки на напорной ветке характеристики компрессора газогенератора определялось заданным значением температуры газа перед турбиной $T_r^* = 1500$ К.

Полученные в результате расчетных оценок зависимости тяги и удельного расхода топлива в условиях крейсерского полёта, а также частоты вращения ротора газогенератора рассмотренных двигателей от степени повышения полного давле-

ния $\pi_{КВД}^*$ и размерности газогенератора $G_{ГТ}$ представлены на рис. 5 и 6.

Значения частоты вращения ротора высокого давления ТРДД получились несколько выше, чем в ТВД. Это объясняется тем обстоятельством, что вследствие наличия вентилятора и компрессора низкого давления обеспечивается дополнительное «поджатие» воздуха перед газогенератором и тем самым более высокое (чем в ТВД/ТВаД) значение температуры воздуха на входе в КВД. Значения физической частоты вращения ротора газогенератора $n_{вд}$ для рассматриваемого ТРДД находятся в пределах 12 000...27 000 об/мин.

Более высокое (по сравнению с ТВД/ТВаД) значение температуры воздуха на входе в газогенератор также приводит (при сохранении значения температуры газа перед турбиной $T_r^* = 1500$ К) к относительно более низкому значению степени подогрева рабочего тела в газогенераторе; это, в

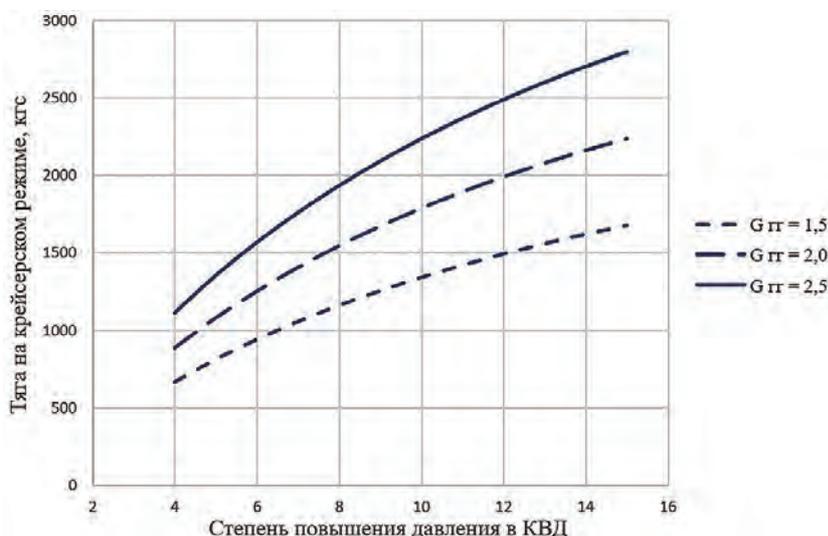


Рис. 5. Зависимость крейсерской тяги двигателя от степени повышения давления КВД

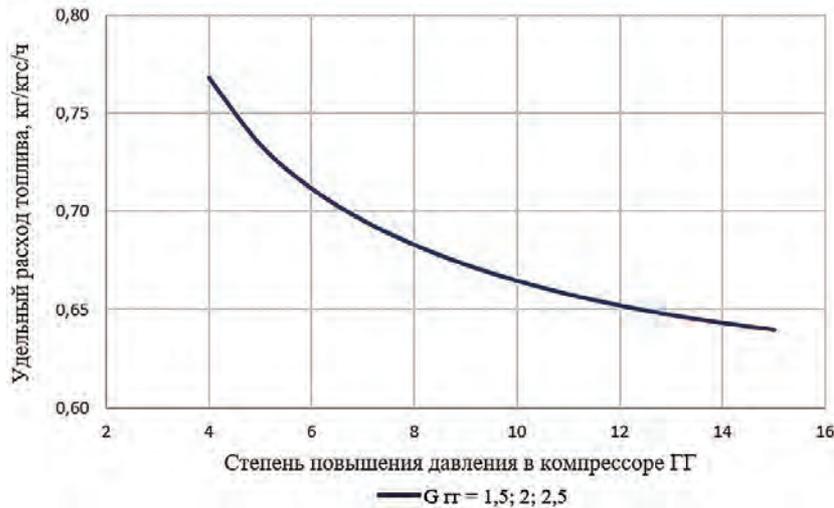


Рис. 6. Зависимость удельного расхода топлива от степени повышения давления КВД

свою очередь, вызывает смещение рабочей точки на характеристике КВД вниз по напорной ветке и вследствие этого — относительное повышение запаса его газодинамической устойчивости КВД (до уровня $\Delta K_{у\text{КВД}} = 0,37...0,39$).

Обобщая результаты расчетов с учетом выбранного для рассмотрения диапазона степени повышения давления в КВД $\pi^*_{\text{КВД}}$ и размерности газогенератора $G_{\text{ГТ}}$, получаем следующие значения интересующих нас характеристик турбореактивного двухконтурного двигателя: суммарная крейсерская тяга в диапазоне 600...2800 кгс, а удельный расход топлива — 0,63...0,77 кг/(кгс·ч). Полученная зависимость удельного расхода топлива для ТРДД также инвариантна по отношению к размерности унифицированного газогенератора.

Применение полученных результатов

Полученные результаты проведенного расчетного исследования могут быть использованы для предварительного выбора параметров газогенератора, в наибольшей степени подходящего для проектирования на его основе рассмотренных выше вариантов авиационных двигателей: ТВД (ТВад) для транспортного самолета (вертолета) и ТРДД для регионального пассажирского самолета.

Будем считать, что проектируемый двигатель требуется в классе тяги, соответствующем применяемому на отечественном самолете SSJ100 иностранному двигателю SaM-146 [18, 19], который в рамках программы импортозамещения может подлежать замене на отечественный.

Одновременно с этим будем анализировать возможность создания и применения двигателей других схем (ТВД/ТВад или ГТУ, ТРДД_{см} с уме-

ренной степенью двухконтурности), созданных на основе того же УГГ.

Необходимо отметить, что на практике рассматриваемые в качестве альтернативных двигатели, предназначенные для ремоторизации, должны иметь параметры и характеристики как минимум не хуже, чем исходные двигатели, предназначенные к замене. С другой стороны, следует помнить, что газотурбинные двигатели, созданные на базе унифицированного газогенератора, изначально «обречены» иметь более низкие тягово-экономические параметры, чем специально созданные ГТД, имеющие параметры и характеристики, оптимально подобранные для решения той или иной конкретной задачи. Поэтому для обеспечения наилучших характеристик замещающие двигатели должны дополнительно пройти оптимизацию (естественно, с учетом принятых ограничений по газогенератору). В связи с этим полученные в данном разделе в качестве примера результаты следует воспринимать как сугубо предварительные, требующие уточнения как отдельно по каждому узлу, так и по всему двигателю в целом.

Турбореактивный двухконтурный двигатель SaM-146 (согласно [20, 21]) имеет на взлётном режиме тягу от 6240 до 7095 кгс и на крейсерском — 1650...1700 кгс. По результатам исследования (см. рис. 5 и 6) данный диапазон крейсерской тяги может быть обеспечен ТРДД с газогенератором размерностью $G_{\text{ГТ}} = 2$ кг/с, имеющим пятиступенчатый компрессор высокого давления $\pi^*_{\text{КВД}} = 5,9...6,1$, или же газогенератором чуть большей размерности $G_{\text{ГТ}} = 2,5$ кг/с, с шестиступенчатым КВД $\pi^*_{\text{КВД}} = 8,1...8,5$. Для сравнительного анализа в таблице представлены параметры и

характеристики SaM-146 и двух вариантов ТРДД с унифицированным газогенератором.

Параметры турбореактивных двухконтурных двигателей

Параметры	SaM-146 [20]	ТРДД	
		Вариант 1	Вариант 2
Тяга на крейсерском режиме, кгс	1650...1700	1500...1700	1500...1700
Удельный расход топлива, кг/(кгс/ч)	0,629	0,695...0,705	0,665...0,675
Суммарная степень повышения давления компрессоров	27,5...28,0	19,6...23,0	26,2...30,9
Степень повышения давления КВД	—	5,2...6,1	7,1...8,5
Температура газа перед турбиной, К	—	1500	1500
Степень двухконтурности	4,4	5	5
Размерность газогенератора, кг/с	—	2,5	2,0

Несколько более высокие значения удельного расхода топлива рассмотренных вариантов ТРДД (по сравнению с исходным двигателем) могут быть объяснены не вполне оптимальным выбором значения степени повышения давления в вентиляторе и КНД, а также более низким уровнем температуры газа перед турбиной. Этот недостаток в дальнейшем может быть устранен благодаря более рациональному выбору этих параметров по резуль-

татам оптимизации в составе силовой установки самолета [15].

При использовании газогенератора ТРДД вариантов 1 и 2 (приведенный расход воздуха на выходе из КВД при этом будет 2...2,5 кг/с) можно получить турбовальный двигатель с полезной мощностью 3,5...4,65 МВт. Область возможных параметров ТВД/ТВаД (или ГТУ той же мощности) показана на рис. 7 голубым фоном.

В указанную область возможных значений мощности турбовального двигателя с унифицированным газогенератором попадает газотурбинная установка ГТУ-4П номинальной мощностью 4 МВт, предназначенная в качестве привода для электрогенератора переменного тока в составе блочно-контейнерных электростанций ГТЭС-4000 и ТЭС-4000 [22].

Как показал анализ, на базе рассмотренного варианта УГГ также может быть создан ряд других двигателей, например ТРДД_{см} с диапазоном тяги на взлётном режиме в диапазоне 3000...4500 кгс.

Следует еще раз отметить, что приведенный в этом разделе в качестве примера анализ и, соответственно, полученные результаты носят сугубо предварительный характер. Окончательный выбор вариантов для возможной ремоторизации отечественных или замены иностранных двигателей в рамках импортозамещения может быть сделан только после всестороннего исследования параметров [23] и характеристик альтернативных двигателей (в том числе в системе силовой установки летательного аппарата [15]) во всем диапазоне их эксплуатационных режимов.

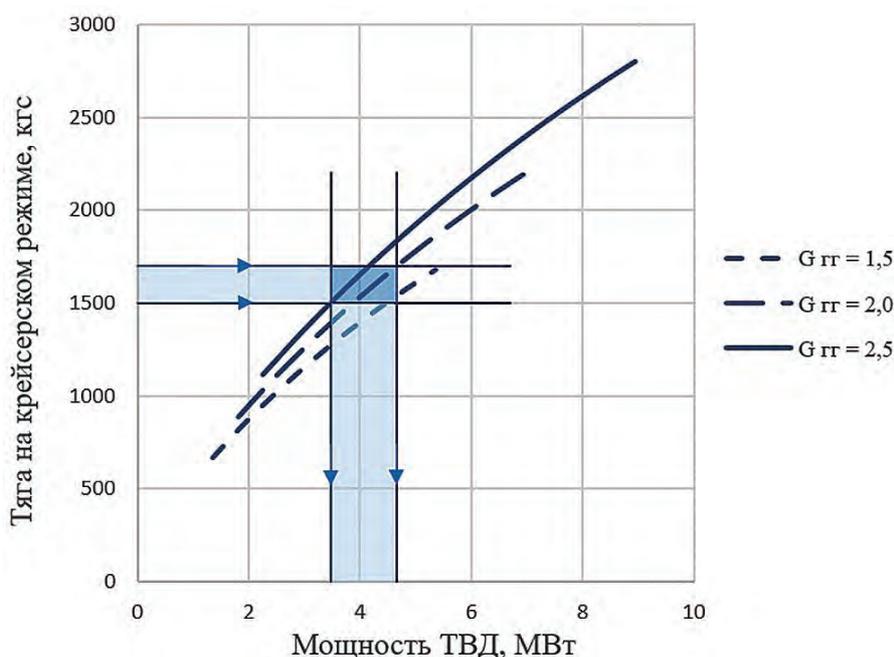


Рис. 7. Зависимость крейсерской тяги ТРДД от полезной мощности ТВД/ТВаД

Выводы

При создании нового газотурбинного двигателя разработка его газогенератора является наиболее затратной составляющей как во временном, так и в материальном плане. Поэтому сохранение единого газогенератора для создаваемого авиационного ГТД может позволить не только разработать модификацию исходного двигателя с улучшенными параметрами, но и сформировать целую линейку газотурбинных двигателей различного назначения в условиях ограничения по времени и материальным затратам.

Список источников

1. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиастроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). — М.: ЦИАМ, 2010. — 673 с.
2. Koff B.L. F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 1989. Vol. 111. No. 2, pp. 187–192. DOI: 10.1115/1.3240235
3. Цховребов М.М. Методология создания семейства ГТД на основе газогенератора базового двигателя // *Машиностроение: Энциклопедия*. Т. IV-21: Самолеты и вертолеты. Кн.3: Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 192–200.
4. Эзрохи Ю.А., Морзеева Т.А. Расчетно-аналитическое исследование возможности создания турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой на основе базового газогенератора // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 1. С. 152–163. DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
5. Соркин Л.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели. — XIII изд. — М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. — 534 с.
6. Соркин Л.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели. — 11-е изд. — М.: ЦИАМ, 1987. — 319 с.
7. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. — Пермь: Авиадвигатель, 2006. — 1204 с.
8. Оситов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // *Авиационные двигатели*. 2019. № 4(5). С. 11–18. DOI: 10.54349/26586061_2019_4_11
9. Цховребов М.М., Худяков Е.И., Полев А.С. и др. Обоснование целесообразного роста параметров рабочего процесса авиационных ГТД с учетом повышения требований к ресурсу и эмиссионным характеристикам двигателей // *Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2010–2014 гг.)* / Под общ. ред. В.И. Бабкина, В.А. Скибина, М.Я. Иванова. М.: ЦИАМ, 2015. С. 56–65.
10. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1986. — 432 с.
11. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // *Машиностроение: Энциклопедия*. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. — М.: Машиностроение, 2010. С. 341–353.
12. Ткаченко А.Ю. Математическая модель рабочего тела для термогазодинамического расчета газотурбинного

двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 4. С. 180–191. DOI: 10.34759/vst-2021-4-180-191

13. Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А. Обыкновенные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // *Аэрокосмический научный журнал*. 2017. № 1. DOI: 10.24108/rdopt.0117.0000059
14. Агавердыев С.В., Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Выбор оптимальных параметров силовой установки ударного беспилотного летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 4. С. 105–116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116
15. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // *Вестник Московского авиационного института*. 2008. Т. 15. № 3. С. 34–43.
16. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // *Труды МАИ*. 2012. № 58. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33278>
17. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. — М.: Перо, 2018. — 309 с.
18. Эзрохи Ю.А., Гусманова А.А. Об учете коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 2. С. 77–87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
19. Демченко В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
20. Шустов И.Г. (ред.) Авиационные двигатели: Справочник. — М.: Атмосфера, 2007. — 319 с.
21. EASA.E.034 — PowerJet S.A. SaM146 Series engines. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easae034-powerjet-sa-sam-146-series-engines>
22. Силовые установки. Авиационные, ракетные, промышленные (1944–2000). — М.: АКС-Конверсалт, 2000. — 276 с.
23. Kuz'michev V.S., Rybakov V., Tkachenko A., Krupenich I. Optimization of Working Process Parameters of Gas Turbine Engines Line on the Basis of Unified Engine Core // *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences*. 2014. Vol. 9. No. 10, pp. 1873–1878.

References

1. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviastroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei. Analiticheskii obzor* (Works of leading aircraft building companies on ensuring prospective aircraft engines creation. Analytical review), Moscow, TsIAM, 2010, 673 p.
2. Koff B.L. F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1989, vol. 111, no. 2, pp. 187–192. DOI: 10.1115/1.3240235
3. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21 Samolety i vertolety. Kn.3 Aviatsonnye dvigateli* (Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21 Airplanes and helicopters. Book 3 Aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 192–200.

4. Ezrokhi Y.A., Morzeeva T.A. Estimated and analytical study of the possibility to develop a bypass turboprop with afterburning chamber based on baseline gas generator. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 152–163. DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
5. Sorkin L.I. (ed.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign-made aircraft engines). Issue XIII, Moscow, Aviamir, 2000, 534 p.
6. Sorkin L.I. (ed.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign-made aircraft engines). Issue 11, Moscow, TsIAM, 1987, 319 p.
7. Inozemtsev A.A., Sandratskii V.L. *Gazoturbinnnye dvigateli* (Gas turbine engines), Perm, Aviadvigatel', 2006, 1204 p.
8. Osipov I.V., Lomazov V.S. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 4(5), pp. 11–18. DOI: 10.54349/26586061_2019_4_11
9. Tskhovrebov M.M., Khudyakov E.I., Polev A.S. *Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti TsIAM (2010-2014)*, Moscow, TsIAM, 2015, pp. 56–65.
10. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* (Theory and calculation of aircraft impeller machines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 432 p.
11. *Mashinostroenie: entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli* (Mechanical engineering: Encyclopedia. Vol. IV-21 Planes and helicopters. Book 3 Aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341–353.
12. Tkachenko A.Y. Working fluid mathematical model for the gas turbine engine thermo-gas-dynamic design. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 180–191. DOI: 10.34759/vst-2021-4-180-191
13. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, no. 1. DOI: 10.24108/rdopt.0117.0000059
14. Agaverdyev S.V., Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. Optimal parameters selection of the strike unmanned aerial vehicle power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 105–116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116
15. Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34–43.
16. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=33278>
17. Kotovskii V.N., Vovk M.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa i kharakteristik GTD pryamoi reaktivnoi (Workflow mathematical modeling and characteristics of the direct reaction gas turbine engine)*, Moscow, Pero, 2018, 309 p.
18. Ezrokhi Y.A., Gusmanova A.A. On accounting for turbine efficiency, while gas turbine engine parameters determining. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 77–87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
19. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. et al. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Theory of bypass turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
20. Shustov I.G. (ed.) *Aviatsionnye dvigateli. Spravochnik* (Aircraft engines: Handbook), Moscow, Aerosfera, 2007, 319 p.
21. *EASA.E.034 — PowerJet S.A. SaM146 Series engines*. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easae034-powerjet-sa-sam-146-series-engines>
22. *Silovye ustanovki. Aviatsionnye, raketnye, promyshlennye 1944–2000* (Power plants. Aviation, rocket, industrial 1944–2000), Moscow, AKS-Konversalt, 2000, 276 p.
23. Kuz'michev V.S., Rybakov V., Tkachenko A., Krupenich I. Optimization of Working Process Parameters of Gas Turbine Engines Line on the Basis of Unified Engine Core. *ARPJN Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2014, vol. 9, no. 10, pp. 1873–1878.

Статья поступила в редакцию 01.02.2023; одобрена после рецензирования 06.02.2023; принята к публикации 12.02.2023.

The article was submitted on 01.02.2023; approved after reviewing on 06.02.2023; accepted for publication on 12.02.2023.