

УДК 629.7.083

М.А. КИРИЧКОВ, А.В. ЕЛАНСКИЙ, И.Ф. КРАВЧЕНКО

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

СОЗДАНИЕ СЕМЕЙСТВА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА БАЗЕ ЕДИНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

В данной статье кратко рассмотрены возможность и эффективность создания семейства малоразмерных газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора. Проведен анализ принципиальной возможности создания высокоэффективного семейства газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора. Рассмотрены и проанализированы достоинства и недостатки разработки различных модификаций базового двигателя. Проведенное исследование с высокой вероятностью позволяет утверждать целесообразность разработки семейства малоразмерных газотурбинных двигателей при использовании высокоэффективного газогенератора.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, единый газогенератор, турбовинтовой двигатель, турбовальный двигатель, турбореактивный двухконтурный двигатель.

Введение

В настоящее время в мировой практике авиадвигателестроения наблюдается устойчивая тенденция по созданию линейки разнотипных двигателей, на базе существующей или отработанной конструкции единого газогенератора. Такая концепция связана с возможностью снижения затрат на разработку модификаций базового двигателя, освоения серийного производства двигателя и цену серийного двигателя; а также высокой степенью вероятности получения необходимой экономической эффективности системы двигатель-летательный аппарат.

На примере малоразмерного двигателя рассмотрим возможность и эффективность создания различных типов газотурбинных двигателей.

Малоразмерный двигатель был выбран в качестве примера, исходя из сложившегося в настоящее время положения: парк большинства региональных авиакомпаний эксплуатирующих воздушные суда авиации общего назначения состоит из устаревшей техники, которая не отвечает современным стандартам экологических и экономических характеристик, поэтому дальнейшая перспектива развития, по нашему мнению, связана с переоснащением парка авиакомпаний современными высокопроизводительными воздушными судами, способными приносить прибыль при относительно невысоких затратах.

Газотурбинные двигатели в классе мощностей 400-750 л.с. (турбовинтовые и турбовальные) и тяг 400-600 кг (турбореактивные двухконтурные) являющиеся важным элементом типоразмерного ряда, обеспечивающего создание легких самолетов и вертолетов. В этом и близких классах в мире разраба-

тывается и предлагается широкий спектр турбовинтовых и турбовальных и турбореактивных двухконтурных двигателей различного времени создания: Walter M601, семейство 250 фирмы Rolls-Royce; PW-200, PT6A, PW500 и PW600 фирмы Pratt & Whitney Canada; LTS 101 фирмы Honeywell/Lycoming; Arriel, Arrius фирм Snecma/Turbomeca и Rolls-Royce, FJ33-1 и FJ44-2 фирмы Williams International.

Но в странах СНГ на сегодня объективные проблемы создания эффективной, конкурентоспособной авиационной техники и общеэкономический кризис привели к отсутствию двигателей нового поколения для легких многоцелевых летательных аппаратов. Ограниченная кризисом емкость внутреннего рынка определяет в перспективе жесткую конкуренцию между производителями СНГ, и с производителями зарубежных газотурбинных двигателей. Таким образом, создание малоразмерного высокоэффективного ГТД любого типа влечет за собой большие финансовые, производственно-технологические затраты и технические риски. Вследствие этого ясно видна перспектива разработки новых высокоэффективных ГТД на базе существующих.

Базовый малоразмерный двигатель

Концепция перспективной силовой установки для летательных аппаратов авиации общего назначения была разработана на ГП «Ивченко-Прогресс» в рамках проекта CESAR и продолжает реализовываться в рамках проекта ESPOSA.

Базовый двигатель - турбовинтовой, при его создании использовалась современная конструктив-

ная схема, потенциально обеспечивающая весовое совершенство и надежность двигателя, а также его низкую стоимость. Двигатель выполнен по двухвальной схеме включающей ротор газогенератора и ротор свободной турбины с выходным валом.

Газогенератор - объединяющий входное устройство, одноступенчатый высоконапорный центробежный компрессор, петлевую камеру сгорания и одноступенчатую осевую турбину газогенератора с эффективной системой охлаждения сопловых и рабочих лопаток.

Свободная силовая турбина - одноступенчатая, с эффективной системой охлаждения.

Входное и выходное устройства - проектируются в составе силовой установки.

Редуктор двигателя - двухступенчатый цилиндрический косозубый, с передачей момента двумя потоками. Редуктор имеет встроенный гидравлический измеритель крутящего момента.

Отличительной особенностью базового двигателя от двигателей аналогов (как отечественных, так и зарубежных) является применение охлаждаемой рабочей лопатки турбины компрессора, что позволяет повысить максимальную температуру газов на 100...110 градусов.

Коробка приводных агрегатов - входит в узел редуктора, разрабатывается для каждой конкретной модификации двигателя в зависимости от номенклатуры устанавливаемых на коробку самолетных агрегатов и условий размещения двигателя в мотоотсеке летательного аппарата (рис. 1).

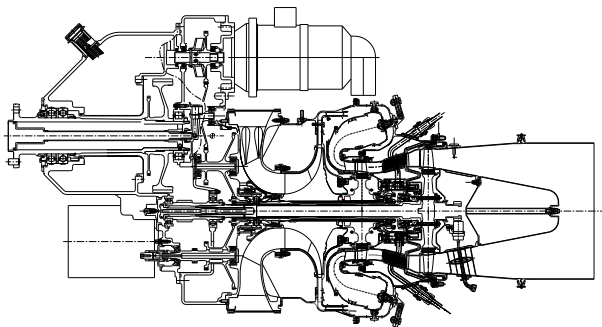


Рис. 1. Базовый ТВД

Для удобства сборки и ремонта конструкция двигателя выполнена модульной.

Система автоматического управления и контроля - электронная, цифровая (типа FADEC) с возможностью полного тестирования и диагностирования двигателя.

Основные технические данные базового двигателя на Взлетном режиме ($M_p = 0$; $N_p = 0$ м; MCA):

- мощность - 750 л.с.;
- удельный расход топлива - 0,260 г/л.с.·ч;

- расход воздуха - 2,612 г/с;
- степень повышения давления - 8,15;
- максимальная температура газа перед турбиной - 1420 К;
- сухая масса - 145 г.

Турбовальная модификация

Турбовальная модификация (рис. 2) отличается от базового двигателя конструкцией редуктора, системой управления, а также конструкцией входного и выходного устройства.

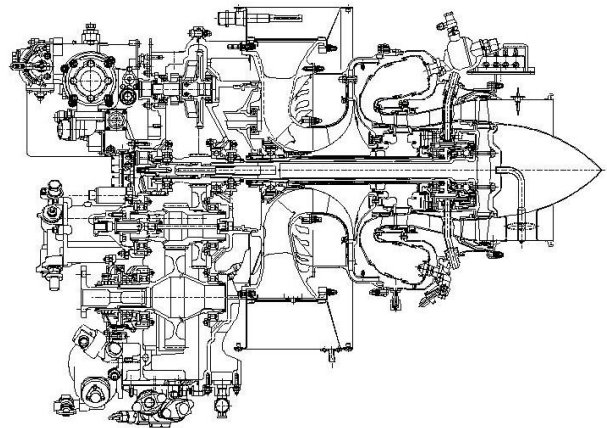


Рис. 2. Турбовальная модификация

Преимуществом турбовальной модификации базового ТВД является сравнительно небольшой объем работ по доработке (входное и выходное устройство) имеющейся части двигателя и разработке новой части (редуктор, привода агрегатов); существенное снижение затрат на разработку, освоение серийного производства двигателя и цену серийного двигателя (по сравнению с разработкой «с нуля»).

К недостаткам можно отнести более тяжелые условия работы входного устройства и центробежного колеса компрессора двигателя, по сравнению с условиями работы ТВД (запыленность, коррозионное воздействие, увеличение потерь полного давления в случае применения пылезащитного устройства), как следствие - модернизация колеса: изменение материала или нанесение защитных покрытий.

Основные термодинамические параметры турбовальной модификации не отличаются от параметров базового двигателя. На представленной конструктивной схеме турбовального двигателя (рисунок 2) выводной вал редуктора расположен впереди снизу. В то же время конструкции неизменной части базового двигателя (газогенератор и свободная турбина) существует возможность расположения выводного вала редуктора спереди сверху как вперед, так и назад.

Турбореактивные двухконтурные модификации

В настоящее время наблюдается тенденция к увеличению дальности и сокращению времени на маршрутах местных авиалиний, что ведет за собой требование к увеличению скорости крейсерского полета летательных аппаратов местных авиалиний. Так, например скорость полета современных самолетов с пассажироместимостью 9-14 человек составляет 400-450 км/ч, при этом они могут покрывать расстояние в 1000-1200 км на высоте от 3 до 5 км (без ущерба для комфорта). Турбореактивные двухконтурные модификации базового двигателя позволят развить скорость от 600 до 750 км/ч в диапазоне высот от 6 до 11 км.

На рис. 3 приведены зависимости удельного расхода топлива от тяги винта и условий полета, для ТВД (линия 1) и удельного расхода топлива от тяги и условий полета, для двух вариантов ТРДД, с двухконтурностью больше и меньше 8 (линии 2 и 3).

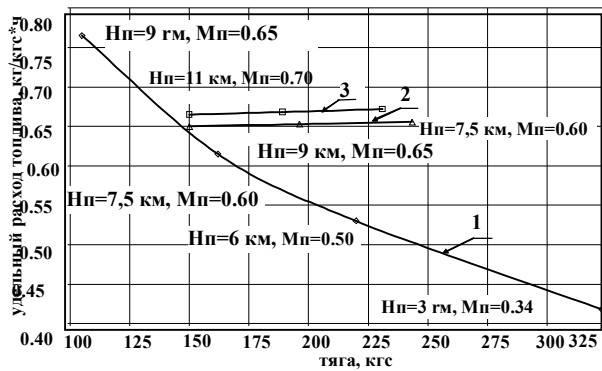


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива от тяги и условия полета ЛА

Зависимости показывают, что с увеличением высоты и скорости полета ЛА с ТВД тяга винта падает, а удельный (тяговый) расход топлива растет. В ТРДД наблюдается иная картина: с увеличением высоты и скорости полета тяга уменьшается, но при этом эффективность двигателя остается практически неизменной. Как следствие: из приведенного графика можно сделать однозначный вывод – применение малоразмерного ТВД в силовых установках авиации общего назначения целесообразно до высот 6 – 7 км и скоростей 450-550 км/ч; с увеличением высоты и скорости - необходимо применять турбореактивные двухконтурные двигатели.

Используемый в базовом двигателе высокоэффективный газогенератор позволяет (по сравнению с газогенератором с осевым компрессором такой же размерности) получить возможность использования более высоких параметров термодинамического цикла и, как следствие, получить более эффектив-

ный (в той же размерности) двигатель в целом. На рис. 4 представлены зависимости степени повышения давления и коэффициента полезного действия компрессора газогенератора от приведенного расхода воздуха (в относительных величинах). Также обозначены расчетные точки различных типов двигателей: точка 1 – базовый турбовинтовой и модифицированный турбовальный двигатели; точки 2 и 3 – турбореактивные двухконтурные модификации со степенью двухконтурности меньше 8 и больше восьми соответственно; точка 4 – турбореактивная двухконтурная модификация со степенью двухконтурности 1.

Данные зависимости наглядно демонстрируют преимущества высокоэффективного газогенератора – при смещении расчетной точки в сторону меньших расходов (по ветке вниз) эффективность компрессора ухудшается экстенсивно, что позволяет в свою очередь получить достаточно высокие параметры термодинамического цикла для различных конструктивных схем ТРДД.

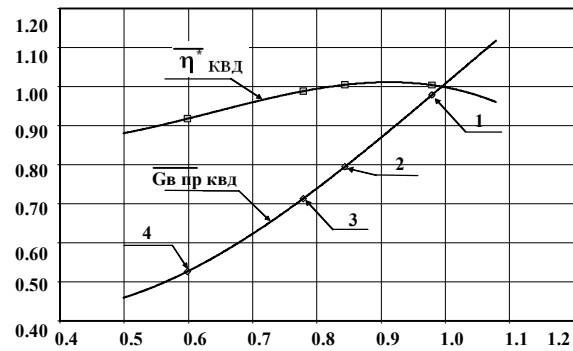


Рис. 4. Зависимость степени повышения давления в компрессоре газогенератора и коэффициента полезного действия от приведенного расхода воздуха (в относительных величинах)

Рассматривались турбореактивные модификации нескольких видов: со степенью двухконтурности больше 8, со степенью двухконтурности меньше 8 и со степенью двухконтурности около единицы.

Турбореактивный двухконтурный двигатель со степенью двухконтурности больше 8 представлен на рис. 5. Редукторная конструктивная схема выбрана из необходимости обеспечения достаточной прочности вала привода вентилятора, и для согласования высокоскоростной турбины НД с низкоскоростным вентилятором.

Отличительными особенностями турбореактивной двухконтурной модификации от базового двигателя является наличие осевого одноступенчатого широкохордного вентилятора без антивибрационных полок, сделанного зацело с диском, двухступенчатой турбины низкого давления приводя-

щей во вращение трехступенчатый КНД и, через редуктор – вентилятор; регулируемое сопло наружного контура.

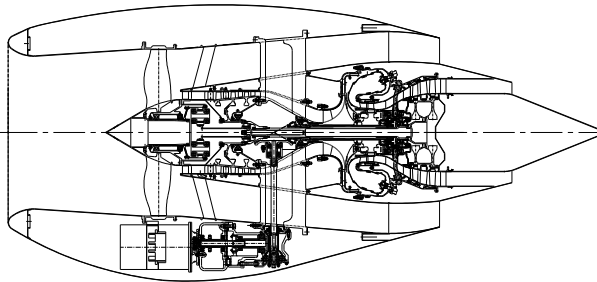


Рис. 5. Турбореактивный двухконтурный двигатель степенью двухконтурности больше 8

Турбореактивный двухконтурный двигатель степенью двухконтурности меньше 8 представлен на рис. 6. В этом случае более целесообразным оказалось принять схему с новой трехступенчатой турбиной, чем использовать редуктор для понижения частоты вращения вентилятора.

Отличительными особенностями турбореактивной двухконтурной модификации от предыдущей модификации является отсутствие редуктора и регулируемого сопла, наличие трехступенчатой турбины вентилятора, оригинальной конструкцией компрессора низкого давления. Разница в диаметре вентиляторов составляет около 20%.

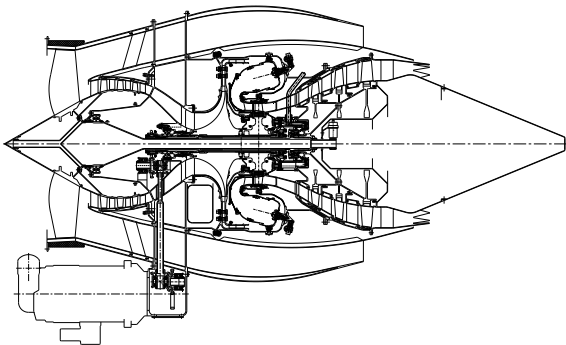


Рис. 6. Турбореактивный двухконтурный двигатель степенью двухконтурности меньше 8

Турбореактивный двухконтурный двигатель со степенью двухконтурности равной единице представлен на рис. 7.

Отличительными особенностями турбореактивной двухконтурной модификации от предыдущих является отсутствие КНД и использование свободной турбины базового двигателя как турбины вентилятора.

Основные данные турбореактивных модификаций представлены в табл. 1.

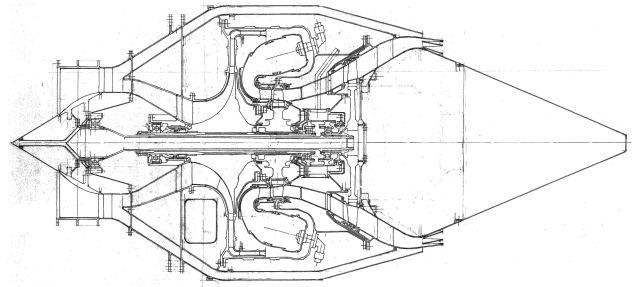


Рис. 7. Турбореактивный двухконтурный двигатель степенью двухконтурности 1

Таблица 1

Основные данные турбореактивных модификаций базового двигателя (в относительных величинах)

	Степень двухконтурности больше 8	Степень двухконтурности меньше 8	Степень двухконтурности 1
$R_{ВЗЛ}$	1,87	1,9	1,0
C_R	0,52	0,59	1,0
$D_{ВЕНТ}$	2,1	1,67	1,0
$M_{ДВ}$	1,71	1,5	1,0

Модификации повышенной мощности

Дальнейшее возможное развитие семейства турбовальных и турбовинтовых двигателей предполагает повышение мощности, которое может быть получено при использовании наработок проведенных при разработке модификаций ТРДД. Параметрические исследования показали возможность создания модификаций с мощностями на валу 1000 л.с. и 1200 л.с. При этом могут быть созданы как авиационные турбовальные и турбовинтовые двигатели с выводом вала вперед и назад, так и наземные энергетические установки в диапазоне мощностей 650...900 кВт.

Выводы

Разработка семейства двигателей на базе единого высокоэффективного газогенератора имеет хороший потенциал для создания модификаций различного типа и назначения.

Предложенная концепция позволит экономить средства и уменьшить потенциальные технические риски при создании ряда конкурентоспособных газотурбинных двигателей.

Проведенные маркетинговые исследования и переговоры с разработчиками летательных аппаратов показали востребованность двигателей рассмотренного семейства для применения в составе маршевых силовых установок ЛА различного назначения, ТВД – для авиации общего назначения, учебно-тренировочных самолетов и БПЛА; ТВГТД – для авиации общего назначения; ТРДД – для административных самолетов и БПЛА.

Литература

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиаци-

онных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / под общей редакцией д-ра техн. наук В.А. Скибина, канд. техн. наук В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.

2. Турбовинтовой двигатель АИ-450С-2, Эскизный проект [Текст]. – ГП «Ивченко-Прогресс», 2012. – 293 с.

3. Deliverable D 3.1.1-1, Selection of thermodynamic parameters, construction and an aircraft GTE concept Revealing the problems connected to development of advanced turboprop engine for light aircraft [Text]. – SE «Ivchenko-Progress», 2007. – 210 p.

Поступила в редакцию 11.05.2013, рассмотрена на редколлегии 17.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

СТВОРЕННЯ СІМЕЙСТВА МАЛОРОЗМІРНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА БАЗІ ЄДИНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

М.А. Кірічков, О.В. Єланський, І.Ф. Кравченко

У даній статті коротко розглянуті можливість і ефективність створення сімейства малорозмірних газотурбінних двигунів на базі єдиного газогенератора. Проведено аналіз принципіальної розробки високоефективного сімейства газотурбінних двигунів. Викладені і обґрунтовані достоїнства і недоліки розробки кожного типу двигуна. Проведене дослідження дозволяє стверджувати доцільність розробки сімейства газотурбінних двигунів при використанні високоефективного газогенератора.

Ключові слова: малорозмірний газотурбінний двигун, єдиний газогенератор, турбогазовий двигун, турбовальний двигун, турбореактивний двоконтурний двигун.

DEVELOPING A SMALL-SIZE FAMILY OF GAS TURBINE ENGINE BASED ON SINGLE CORE

M.A. Kirichkov, A.V. Yelansky, I.F. Kravchenko

In this article, we briefly discuss the feasibility and effectiveness of creating a family of small-sized gas turbine engines based on a single core. The analyses of the principal problems of the family develop a highly efficient gas turbine engines. Stated and substantiation advantages and deficiency of each type of engine development. The conducted study suggests the feasibility of developing a family of gas turbine engines using high-efficiency gas generator.

Key words: small-size gas turbine engine, single core, turboprop engine, turboshaft engine, turbojet engine.

Кіричков Максим Анатольевич – ведущий инженер бригады перспективных разработок ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Єланський Александр Витальевич – начальник бригады перспективных разработок ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральный конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.