

УДК 621.45.015:629.735.33.016

В. П. ГЕРАСИМЕНКО, О. В. КИСЛОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

О КОНЦЕПТУАЛЬНЫХ ПРИНЦИПАХ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрены концептуальные принципы формирования облика авиационных двигателей на основе согласования характеристик двигателя и самолета. Показана связь между разными критериями оптимизации параметров двигателя в самолете. Критерий суммарная удельная масса топлива и двигателя, как составляющий большинства других критериев оптимизации, применим при сопоставлении газотурбинного и поршневого двигателей для обоснования их выбора. Показана целесообразность использования отечественного трехцилиндрового двухтактного дизеля ЗТД со встречнодвижущимися поршнями на небольших местных самолетах по суммарной удельной массе топлива и двигателя с учетом его надежности и ресурса, а также увеличения массы газотурбинной силовой установки при использовании редуктора.

Ключевые слова: самолет, газотурбинный двигатель, дизель, согласование характеристик, формирование облика, концептуальные принципы.

Введение

Формирование облика двигателя заключается в выборе на первом этапе его проектирования основных конструктивных и термогазодинамических параметров на основе концептуальных принципов согласования характеристик двигателя и самолета для обеспечения технико-эксплуатационных показателей последнего. Большое разнообразие авиационных двигателей согласно классификациям определяется областями их применения, назначением и условиями эксплуатации, типами и принципами работы [1]. Развитие двигателей по поколениям характеризуется достигнутым уровнем основных термодинамических параметров и эффективных характеристик, совершенством конструкции, материалов и технологии изготовления.

Формулирование проблемы

Около полувека назад по данным ИКАО произошло резкое снижение пассажироперевозок самолетами с поршневыми двигателями (ПД), что свидетельствовало о вытеснении поршневой техники реактивной ввиду необходимости увеличения потребной тяги силовых установок самолетов с ростом их скорости полета V_f и значительно меньшей удельной массы газотурбинных двигателей (ГТД), которые к тому времени достигли третьего поколения своего развития [1]. В этот период начала укореняться концепция создания двигателя для конкретного типа самолета (в системе самолет) [2, 3], так

как отдельная разработка часто приводила к рассогласованию их характеристик. Наглядными тому примерами стали случаи перетяжеления палубного истребителя F-14 [4] и необходимости переоснащения его силовой установки взамен двигателя TF-30 с увеличением взлетной тяги на 30%. И наоборот изменения формы планера приданием стреловидности первоначально прямому крылу создаваемого ближне-средне магистрального пассажирского самолета Як-42 на базе прототипа Як-40 с увеличением пассажироместности и тяги силовой установки из трех турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) Д-36 с большой степенью двухконтурности $m = 5,5$ вместо АИ-25 с $m = 2$. Д-36 установлены также на транспортном самолете Ан-72 и его разновидности многоцелевом маневренном самолете Ан-74 [5] с коротким взлетом-посадкой (КВП) и способностью взлетать с грунтовых и заснеженных аэродромов и льдин благодаря увеличенному аэродинамическому качеству крыла за счет эффекта Коанда при расположении двигателей над крылом, аналогично военно-транспортному самолету УС-14 [6].

Использование интерференции газовой струи двигателя и механизированного крыла с предкрылком и закрылками стало достаточно частым, в том числе на самолетах типа Ан-70 [7], на котором такая интерференция особенно заметна при расположении винтовентиляторных двигателей (ТВВД) Д-27 на крыле. Наряду с очевидным эффектом взаимодействия двигателя и крыла, при такой компоновке для самолетов другого назначения [8], рациональная компоновка может существенно отли-

чаться. Как например, двигатель Д-436ТП для гидросамолета БЕ-200 [9] и его модификаций Д-436-148 на пассажирском самолете Ан-148 или ТРДД АИ-436Т12 и 436М со сверхвысокой степенью двухконтурности (ТРДДсв) для ближне-средне магистральных самолетов [10].

Очевидно, что концептуальные принципы формирования ТРДДсв [10] и ТВВД [5, 7] мало чем отличаются, от тех, у которых удельный расход топлива в крейсерском полете $C_{уд.кр}$ один из основных критериев [5]. Ввиду более высокого КПД двигателя ТВВД чем ТРДД топливная экономичность в зависимости от дальности магистралей пассажирских и транспортных самолетов подтверждает преимущество применения ТВВД вместо ТРДД как на самолетах местных и коротких авиалиний, так и дальних магистралей [1].

Актуальность создания легких пассажирских и специальных самолетов для местных авиалиний [8] востребовала разработку маломощных ГТД [11, 12] и возродила интерес к ПД [13] с высокими параметрами турбонадува [14], первоначально предназначенному для улучшения высотных характеристик ПД и приведшему к существенному увеличению мощности дизелей.

Изложенные примеры создания самолетов с высокими аэродинамическими качествами и их силовых установок, в том числе случаев рассогласования характеристик самолета и двигателя, свидетельствуют о необходимости комплексного многокритериального подхода для их согласования.

Целью данной статьи является анализ концептуальных принципов формирования облика силовых установок для самолетов разного назначения на основе их интеграции [2]. Особый интерес представляет формирование облика двигателей для перспективных региональных самолетов [8, 11-13].

Результаты исследования. Несмотря на сравнительно большое число публикаций по формированию облика двигателей разных самолетов проблема такого формирования не полностью разрешена [1-3, 5, 7-10], и объясняется многокритериальностью и многофакторностью задачи. Комплекс критериев эффективности звуковых пассажирских и транспортных самолетов, используемых при оптимизации параметров двигателей на стадии их формирования, подразделяют на экономические, энергетические, летно-технические и критерии массы [1, 2, 5]. Между данными критериями существуют определенные связи.

Так, минимум суммарной массы топлива и силовой установки $M_{Т+су} = M_{Т} + M_{су}$ в уравнении существования самолета:

$$M_c = M_{пл} + M_{кн} + M_{Т} + M_{су},$$

с одной стороны, соответствует максимуму коммерческой нагрузки $M_{кн}$, относительной часовой производительности $\bar{P} = V_{пл} \cdot \bar{M}_{кн}$ или теоретической дальности полета самолета $L_{теор}$ [1], а с другой – этот минимум совпадает с минимумом суммарной удельной массы топлива и двигателя

$$\gamma_{\Sigma} = (M_{Т} + M_{су}) / N_{e\Sigma} = C_e t_{п} + K_{су} \gamma_{дв}, \quad (1)$$

как критерия эффективности по массе, где $N_{e\Sigma}$ – мощность двигателей; C_e и $\gamma_{дв}$ – удельные расход топлива и масса двигателя; $t_{п}$ – продолжительность полета; $K_{су}$ – коэффициент увеличения массы силовой установки по отношению к массе двигателя. А поэтому величина γ_{Σ} может быть использована основным критерием оптимизации при формировании двигателя как силовой установки самолета. То есть нахождение экстремумов критериев эффективности самолета в зависимости от параметров рабочего процесса двигателя связано с минимизацией функции γ_{Σ} от этих параметров [1, 5]. Этот критерий характеризует как термодинамическое (топливную экономичность C_e), так и конструктивное совершенство (удельную массу $\gamma_{дв}$) двигателя, но не учитывает в явном виде надежности, ресурса и стоимости двигателя.

В настоящее время сохраняется спрос как на двигатели большой тяги ТВВД и ТРДДсв [10] для средне- и дальнемагистральных самолетов, так и на двигатели малой тяги для легких самолетов и вертолетов [11, 12], санитарной и сельскохозяйственной авиации, беспилотных летательных аппаратов. Для такой авиации возобновился интерес к поршневым двигателям [13]. Поэтому потребовалось обоснование применимости критериев оптимизации по формированию облика силовой установки самолета с определением области целесообразного использования ПД вместо ГТД. В работе [13] в качестве одного из таких критериев использован средний километровый расход топлива $C_{Т.к}$ – простейший энергетический критерий, характеризующий топливную эффективность самолета [1,5], который пропорционален удельному расходу топлива двигателя C_e . Однако этот критерий менее совершенный, чем суммарная удельная масса топлива и двигателя γ_{Σ} (1), так как не учитывает удельную массу двигателя $\gamma_{дв}$. Ввиду того, что ПД имеет преимущества над ГТД по экономичности (C_e) и недостаток по удельной массе $\gamma_{дв}$, то согласно (1) критерий γ_{Σ} более

полный для сопоставления ПД с ГТД.

В настоящей работе аналогичная задача решалась на примере выяснения целесообразных областей использования отечественного турбопоршневого дизеля (ТПД) ЗТД [14, 15] со встречно движущимися поршнями и прямоочной продувкой цилиндров в сопоставлении с маломощными ГТД фирмы Лайкоминг LTS-101 [11], ТВД-10 [5] и отечественным АИ-450 [5, 12], предназначенных для небольших самолетов типа Ан-3, Ан-38. Сравнительный анализ слагаемых C_e и $\gamma_{дв}$ в критерии оптимизации γ_{Σ} (1), отечественных ТПД типа ЗТД [15], для которых $C_e = 0,21 \div 0,22$ кг/кВт·ч и $\gamma_{дв} = 1,3 \div 1,8$ кг/кВт, с показателями отечественного ГТД АИ-450 [5, 12] и LTS-101 фирмы Лайкоминг [5, 11], предназначенных для небольших самолетов и легких вертолетов $C_e = 0,28 \div 0,35$ кг/кВт·ч и $\gamma_{дв} = 0,3$ кг/кВт подтверждает лучшую, примерно в 1,5 раза по C_e , экономичность турбопоршневого дизеля над ГТД. Однако удельная масса дизеля $\gamma_{дв}$ почти в 5 раз выше (хуже), чем ГТД. Хотя при этом частота вращения выводного вала ГТД составляет $n_{тс} = 37000-39000$ мин⁻¹, что требует применения редуктора с большим передаточным отношением, тогда как для ТПД частота вращения коленвала $n_{кв} = 2600$ мин⁻¹, что позволяет отказаться от редуктора. Следовательно, коэффициент $K_{сy}$ ГТД выше за счет применения между силовой турбиной и винтом редуктора с большим передаточным отношением, а также выносного вала с трансмиссией для понижения частоты вращения винта, подобно двигателю ТВД-10 [5]. Безредукторная схема вращения винта модифицированным дизелем ЗТД снижает удельную массу силовой установки, в том числе и за счет использования винта в качестве маховика.

Наряду с критерием γ_{Σ} при сопоставлении силовых установок с ПД и ГТД необходима проверка их соответствия нормам летной годности (безопасности, ресурса и др.) [8]. В качестве критерия ресурса цилиндрично-поршневой группы (ЦПГ) как основного узла ПД, характеризуемого величиной трения поршня в цилиндре, используют произведение среднего эффективного давления $p_e = 1,27$ МПа на среднюю абсолютную скорость поршня $v_{п}$: $p_e \cdot v_{п} = 13$ МПа·м/с, которое характеризует энергонагруженность в обычной схеме с одним поршнем в цилиндре. Для зарубежных дизелей такого класса $p_e \cdot v_{п} = (20 \div 22)$ МПа·м/с [14, 15]. В турбопоршневом дизеле ЗТД [15] со встречно движущимися поршнями высокая литровая мощность (как термо-

динамический показатель) характеризуется произведением сравнительно высокого среднего эффективного давления на относительную скорость поршней v_o : $p_e \cdot v_o = 26,5$ МПа·м/с. Таким образом, при умеренных значениях $p_e \cdot v_{п}$, влияющих на ресурс ЦПГ, достигаются высокие значения $p_e \cdot v_o$, характеризующие термодинамическую эффективность.

Выводы

Изложены концептуальные принципы формирования облика двигателей легких региональных самолетов на основе многокритериального подхода их интеграции с согласованием характеристик. В качестве основного критерия эффективности обоснована суммарная удельная масса топлива и силовой установки, по которому определена область рационального применения турбопоршневого дизеля ЗТД вместо ГТД на легких самолетах пассажирского, транспортного, санитарного и сельхозназначения.

Литература

1. Герасименко, В. П. Теория авіаційних двигунів [Текст] : Підручник / В. П. Герасименко. – Х. : «ХАІ», 2003. – 199 с.
2. 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.
3. Итоги науки и техники [Текст] / Сер.: Авиационное строительство. – М. : ВИНТИ, 1977. – Т. 4. – 222 с.
4. Итоги науки и техники [Текст] / Сер.: Авиационное строительство. – М. : ВИНТИ, 1976. – Т. 2, ч. 2. – 192 с.
5. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] : учеб. в 3-х книгах / В. В. Кулагин, С. К. Бочкарев, И. М. Горюнов и др. – М. : Машиностроение, 2005. – Кн. 3. – 464 с.
6. Итоги науки и техники [Текст] / Сер.: Авиационное строительство. – М. : ВИНТИ, 1976. – Т. 2, ч. 1. – 126 с.
7. Ищук, В. П. Формирование потребных характеристик силовой установки для обеспечения короткой посадки самолета [Текст] / В. П. Ищук, С. В. Епифанов // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 9-14.
8. Концепция создания пассажирского самолета для местных воздушных линий [Текст] / Ю. Н. Гермес, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. Ф. Иванько, А. И. Костенко и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2010. – № 47. – С. 20-33.

9. Заремба, Э. В. Формирование рационального облика компоновки силовой установки гидросамолета [Текст] / Э. В. Заремба, И. П. Ковалев // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 18-21.

10. Кравченко, И. Ф. Концепция создания двигателя для перспективного ближне-среднего магистрального самолета [Текст] / И. Ф. Кравченко, И. Ю. Степанов // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 41-45.

11. Газотурбинный двигатель Лайкоминг LTS101 мощностью в классе 600 л.с. [Текст] // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. ЦИАМ. – 1976. – № 9. – С. 23-29.

12. Киричков, М. А. Исследование путей создания малоразмерных ГТД для легких перспективных самолетов [Текст] / М. А. Киричков, И. Ю. Степанов, И. Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 4(61). – С. 21-25.

13. Анализ летно-технических характеристик и экономических показателей легкого регионального самолета с авиационным дизельным и газотурбинным двигателями [Текст] / В. В. Логинов, Е. А. Украинец, И. Ф. Кравченко, А. В. Еланский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – №10 (117). – С. 35-48.

14. Алехин, С. А. Формирование облика транспортного дизеля [Текст] / С. А. Алехин, В. П. Герасименко // XIX Международный конгресс двигателестроителей : тез. докл. 14-19 сентября 2014 г. – Харьков, 2014. – С. 51.

15. Рязанцев, Н. К. Моторы и судьбы. О времени и о себе. [Текст] / Н. К. Рязанцев. – Харьков: ХНАДУ, 2009. – 272 с.

Поступила в редакцию 26.01.2015, рассмотрена на редколлегии 20.03.2015

ПРО КОНЦЕПТУАЛЬНІ ПРИНЦИПИ ФОРМУВАННЯ ОБРИСУ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

В. П. Герасименко, О. В. Кіслов

Розглянуто концептуальні принципи формування обрисів авіаційних двигунів на основі погодження характеристик двигуна і літака. Показано зв'язок між різними критеріями оптимізації параметрів двигуна та літака. Критерій сумарна питома маса палива і двигуна, як складова більшості інших критеріїв оптимізації, зручний для зіставлення газотурбінного та поршневого двигуна при обґрунтуванні їх вибору. Доведена доцільність використання вітчизняного трициліндрового двотактного дизеля ЗТД з протилежнорухомими поршнями на невеликих місцевих літаках за критерієм сумарної питомої маси палива і двигуна з урахуванням його надійності та ресурсу, а також збільшення маси газотурбінної силовій установки з використанням редуктора.

Ключові слова: літак, газотурбінний двигун, дизель, узгодження характеристик, формування обрисів, концептуальні принципи.

ABOUT CONCEPTUAL PRINCIPLES OF AVIATION ENGINE APPEARANCE

V. P. Gerasimenko, O. V. Kislov

Conceptual principles of form aviation engine appearance are considered on base of engine and aircraft coordinate characteristics. The different aircraft criteria efficiency for engines optimization is showed. Criteria combined unit mass of fuel and engine is connect with other optimization criteria and also for Gasturbine and piston engine for their choice. Advisable use of native two-stroke cycle diesel 3TE with contrary movement pistons in cylinder and straight blowing process is based for smalllocal passenger-carrying and transport piston-engined aircraft with registration his reliability resource and reducing gear.

Keywords: aircraft, gasturbine engine, diesel, coordination of characteristics, design appearance, conceptual principles.

Герасименко Владимир Петрович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Кіслов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OVKislov@mail.ru.