

УДК 629.7.036.001

А.И. ГАРКУША, В.Д. СОКОЛОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕГКОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

В представленной работе проведено определение оптимальной степени двухконтурности ТРДД с учетом особенностей летательного аппарата, на котором он устанавливается. Характерной особенностью легких пассажирских самолетов (Very light jet) является существенный вклад в общее аэродинамическое сопротивление летательного аппарата, сопротивление мотогондол двигателя. Характеристики двигателя зависят от параметров рабочего процесса. Степень двухконтурности ТРДД влияет на его экономичность, и диаметральные габариты. Повышение степени двухконтурности двигателя вызывает рост лобового сопротивления самолета. По этой причине необходимо определить оптимальные параметры двигателя, при которых расход топлива получается минимальным, при заданных аэродинамических характеристиках ЛА на его крейсерской высоте и скорости полета. Отмечено что существует степень двухконтурности двигателя обеспечивающая минимально возможный расход топлива, для самолетов данного класса.

Ключевые слова: степень двухконтурности, ТРДД, аэродинамическое сопротивление, мотогондола, расход топлива.

Введение

В настоящее время многие фирмы ведут работы по созданию малоразмерных 4 – 8-местных пассажирских самолетов. Такие самолеты используются в качестве воздушного такси. Они отличаются более широким диапазоном мест посадки и меньшими эксплуатационными расходами по сравнению с самолетами большей вместимости.

Двигателей, специально спроектированных для данного типа летательных аппаратов (ЛА), очень мало. Использование доработанных двигателей беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и крылатых ракет не решает проблемы, так как такие двигатели имеют упрощенную конструкцию и не обладают оптимальными параметрами [1 – 4].

По этой причине отсутствует возможность выбора достаточно приемлемого двигателя для вновь разрабатываемого самолета. Следует учитывать, что характерной особенностью легких пассажирских самолетов является существенный вклад в общее аэродинамическое сопротивление ЛА, сопротивление мотогондол двигателя. Характеристики двигателя зависят от параметров рабочего процесса. Степень двухконтурности ТРДД влияет на его экономичность, и диаметральные габариты. Повышение степени двухконтурности двигателя вызывает рост лобового сопротивления самолета.

Поэтому для вновь разрабатываемого самолета необходимо определить оптимальные пара-

метры двигателя, при которых расход топлива получается минимальным, при заданных аэродинамических характеристиках ЛА на его крейсерской высоте и скорости полета, что и является целью данной статьи.

Оптимизация параметров ТРДД для легкого пассажирского самолета

Задача определения оптимальных параметров ТРДД с учетом всех действующих факторов очень сложная и многопараметрическая. Основными подлежащими оптимизации параметрами являются параметры рабочего процесса в крейсерском полете $T_{г}^*$, m , $\pi_{к\Sigma}$, $\pi_{в}$.

В качестве критериев оптимизации используются соотношения, позволяющие оценить эффективность двигателя в системе ЛА.

Для дозвуковых легких пассажирских самолетов, у которых участки взлета и набора высоты относительно невелики, основными критериями эффективности являются дальность полета и суммарная масса силовой установки и топлива [1].

В рамках данной работы рассматривалась оптимизация только одного параметра – степени двухконтурности (m) двигателя. В качестве критерия эффективности выбрана масса топлива необходимая для совершения полета заданной дальности отнесенная к взлетной массе самолета.

Как было отмечено, в общее сопротивление самолета существенный вклад вносит аэродинамическое сопротивление (Сх) мотогондол двигателя.

Используя методики [2] и [3], был проведен расчет относительного аэродинамического сопротивления мотогондол самолетов с различным взлетным весом. Как видно из графика (рис. 1) в малогабаритных самолетах доля сопротивления мотогондол может достигать до 15 – 20% от общего Сх самолета. В то время как у самолетов средней и большой взлетной массы эта величина лежит в пределах от 2 до 8%. У легких самолетов, при практически равной взлетной массе, доля аэродинамического сопротивления мотогондол, при использовании двигателей с различной степенью двухконтурности, может отличаться в полтора раза.

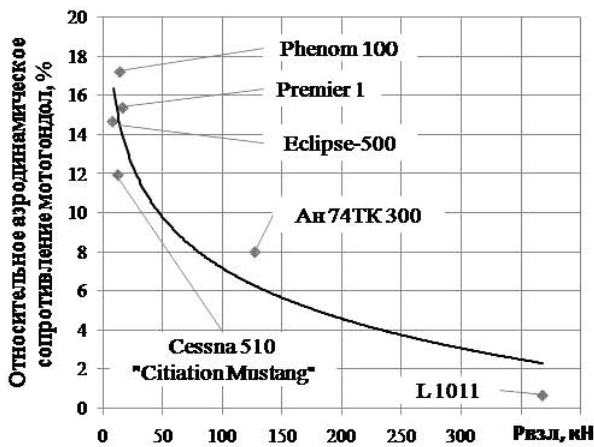


Рис. 1. Относительное аэродинамическое сопротивление мотогондол самолетов различного класса

Необходимо учитывать, что степень двухконтурности двигателей легких самолетов оказывает большое влияние на величину Сх самолета (рис. 2). Использование более экономичного двигателя с большей степенью двухконтурности может привести к увеличению абсолютного расхода топлива за полет.

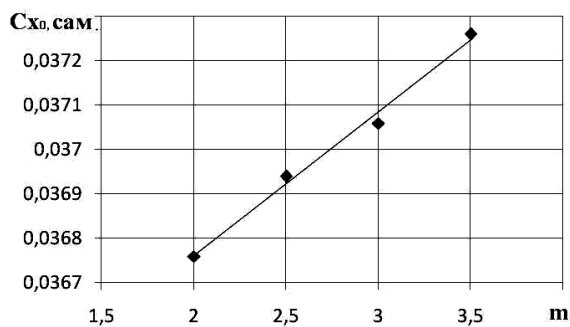


Рис. 2. Влияние степени двухконтурности двигателя на аэродинамическое сопротивление самолета

По этой причине, при проектировании самолетов класса Very light jet необходимо проводить оптимизацию двигателя по m, с целью обеспечения минимального расхода топлива.

С целью определения оптимальной степени двухконтурности двигателя был проведен сравнительный анализ влияния m на Сх самолета, и на абсолютный расход топлива.

Расчеты были проведены для двух легких пассажирских самолетов, со взлетным весом 3900 и 2700 кг, каждый с двумя двигателями тягой 6,5 и 4,3 кН соответственно.

Характеристики двигателя были рассчитаны для различных степеней двухконтурности.

Результаты расчетов показывают (рис. 3), что существует величина m обеспечивающая минимально возможный расход топлива, для самолетов данного класса.

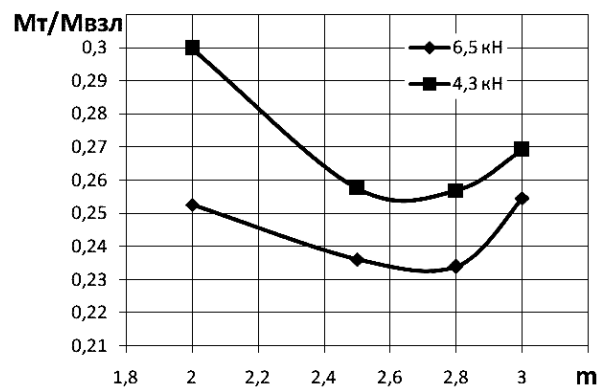


Рис. 3. Влияние степени двухконтурности двигателя на абсолютный расход топлива

Необходимо отметить, что оптимальная степень двухконтурности сильно зависит от высоты и скорости полета самолета, а так же его аэродинамической компоновки.

Заключение

По результатам исследований можно сделать вывод, что для легких пассажирских самолетов необходим особый подход к выбору параметров двигателя, который учитывает вклад сопротивления силовой установки в аэродинамическое сопротивление летательного аппарата.

Для самолетов с двигателями тягой 4,3-6,5 кН и взлетным весом 2700 - 3900 килограммов степень двухконтурности двигателей должна составлять 2,6-2,8.

Литература

1. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок /

Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М. : МАИ, 2003. – 688 с.

2. Маренков А.А. Определение оптимальных газодинамических и конструктивных параметров ГТД для гражданских самолетов / А.А. Маренков, А.М. Фрид. – Х. : ХАИ, 1974. – 90 с.

3. Холявко В.И. Аэродинамические характеристики самолета / В.И. Холявко. – Х. : ХАИ, 1991. – 72 с.

4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М. : Машиностроение, 1979. – 430 с.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИБІР ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ДВИГУНА ЛЕГКОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

О.І. Гаркуша, В.Д. Соколов

У представленій роботі проведено визначення оптимального ступеня двоконтурності ТРДД з урахуванням особливостей літального апарату. Характерною особливістю легких пасажирських літаків (very light jet) є істотний внесок у загальну аеродинамічний опір літального апарату, опір мотогондол двигуна. Характеристики двигуна залежать від параметрів робочого процесу. Ступінь двоконтурності ТРДД впливає на його економічність, і діаметральні габарити. Підвищення ступеня двоконтурності викликає зростання лобового опору літака, на якому він встановлений. З цієї причини необхідно знайти оптимальні параметри двигуна, при яких витрати палива виходять мінімальними, при заданих аеродинамічних характеристиках ЛА на його крейсерській висоті і швидкості польоту. Відзначено що існує ступінь двоконтурності двигуна яка забезпечує мінімально можливі витрати палива для літаків даного класу.

Ключові слова: ступінь двоконтурності, ТРДД, аеродинамічний опір, мотогондола, витрати палива.

SELECTION OF OPTIMUM PARAMETERS OF THE ENGINE OF THE LIGHT PASSENGER PLANE

A.I. Garkusha, V.D. Sokolov

In the presented work the research of optimum bypass ratio of turbofan engine taking into account its statement on a aircraft is conducted. A prominent feature of small dimensional planes is the essential contribution of resistance of engine nacelles to the general resistance of a aircraft. The engine characteristics essentially depend on the parameters of the working process. Bypass ratio TFE affects its profitability, and diametrical dimensions. With growth of the cross-sectional area of an engine the front resistance of a plane, on which it is set, increases. For this reason it is necessary to find an optimum value of engine characteristics at which fuel consumption is minimum, with given aerodynamic characteristics of aircraft at its cruiser altitude and speed of flight.

Key words: bypass ratio, TFE, front resistance, engine nacelles, fuel consumption.

Гаркуша Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: algar@vk.kharkov.ua

Соколов Вадим Дмитриевич – студент факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.