

УДК 629.7.036.34

И.Ф. КРАВЧЕНКО

Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко», Запорожье, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА И КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ТРДД ДЛЯ УТС–ЛБС

Данная статья посвящена разработке концепции формирования конструктивно-параметрического облика двигателя для учебно-боевого самолета. Сложность проблемы заключается в необходимости сочетания малой массы и стоимости с большим ресурсом и экономичностью. Для ее решения предложено максимальное использование узлов двигателя-прототипа. Рассмотрены различные варианты модификации базового газогенератора для повышения его мощности, а также различные варианты вентилятора и турбины низкого давления. В качестве основных критериев качества использованы суммарная масса силовой установки и топлива, а также суммарная стоимость двигателя (с учетом затрат на ремонт) и топлива, расходуемого за ресурс. При определении расхода топлива учитывались десять типовых профилей полета. В результате обоснован выбор модификации двигателя с дополнительной ступенью КВД и одноступенчатыми каскадами турбины.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, учебно-боевой самолет, выбор параметров, формирование облика, критерии оптимальности.

Введение

Одной из задач, решаемых при разработке силовой установки учебно-тренировочного легкого боевого самолета (УТС-ЛБС), является обеспечение высокой экономической эффективности применения двигателя на самолете. Это достигается, наряду с обеспечением низкого расхода топлива, максимально возможным снижением затрат на разработку двигателя и его освоение в серийном производстве, цены серийного двигателя, а также затрат на его обслуживание и ремонт в течение всего срока эксплуатации.

Основной материал

С целью решения указанных задач предлагается разработать двигатель для УТС-ЛБС на базе существующего научного и конструкторско-технологического задела, существующего на предприятии-разработчике (ГП «Ивченко-Прогресс») и предприятии-производителе (АО «Мотор-Сич»). Поэтому в качестве базы при создании двигателя для УТС-БС предлагается использовать газогенератор ТРДД, создаваемого для административного самолета, который освоен на предприятии-производителе. Основные характеристики данного газогенератора представлены на рис. 1.

Выбор параметров и определение конструктивной схемы двигателя необходимо проводить не изолированно, а с учетом специфики эксплуатации его на конкретном типе ЛА. В качестве самолета-

прототипа принят УТС повышенной подготовки с двухдвигательной силовой установкой (СУ).

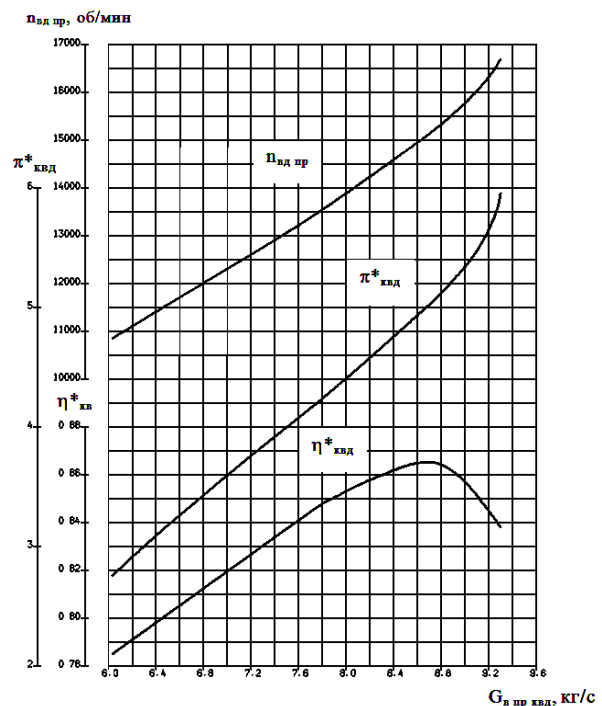


Рис. 1. Характеристики базового газогенератора

Данный тип ЛА позволяет применять авиационные средства поражения, следовательно, его можно использовать и в качестве ЛБС. В качестве критериев для определения оптимального варианта двигателя приняты:

- минимальная масса маршевой СУ и топлива;
- минимальная стоимость маршевой СУ (с учетом затрат на ремонт) и топлива, расходуемого за ресурс ЛА.

Ресурс ЛА – 12000 часов.

На основании требований разработчика самолета двигатель должен обеспечивать следующие требования по тяге на максимальном режиме:

– $H = 0$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 1,0$ – не менее 2500 кгс;

– $H = 5000$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 0,97$ – не менее 14,5 кН. При этом максимальный приведенный расход воздуха ограничивался на уровне 53,4 кг/с.

Расчетными для двигателя приняты следующие условия: $H = 5000$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 0,97$ – режим работы двигателя – максимальный.

Проведенные параметрические расчеты показали, что при использовании базового газогенератора даже в условиях его максимальной производительности невозможно достичь заданных значений тяги (рис. 2).

Из этого следует, что необходимо увеличить мощность внутреннего контура двигателя.

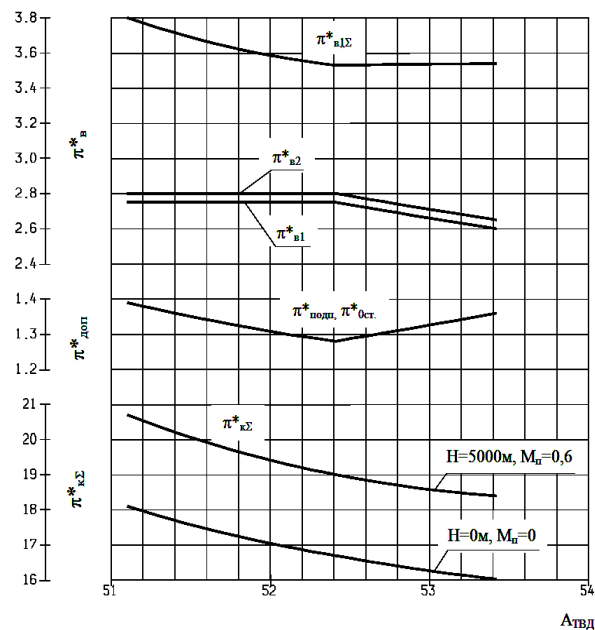


Рис. 2. Параметры модификаций двигателя

В дальнейшем было рассмотрено несколько вариантов двигателей с увеличенной мощностью внутреннего контура.

На рис. 2 и 3 представлены параметры термодинамических циклов, значения степени двухконтурности и основные параметры узлов вариантов двигателей, которые могут быть разработаны исходя из приведенных выше технических требований. Эти параметры представлены в зависимости от величины параметра расхода газа через турбину высокого

давления $A_{ТВД} = \frac{G_{Г}\sqrt{T_{Г}^*}}{P_{Г}^*}$. Для базового газогенератора $A_{ТВД} = 53,42$.

При расчете представленных параметров введены дополнительные ограничения:

– значения степени повышения давления вентилятора выбраны так, чтобы отношения полных давлений в наружном и внутреннем контурах перед камерой смешения были в пределах

$$0,9 \leq \frac{P_2^*}{P_1^*} \leq 1,225;$$

– степень повышения давления воздуха от входа в двигатель до входа в КВД базового двигателя ($\pi_{В12}^* = \pi_{В1}^* \cdot \pi_{доп}^*$) выбиралась такой, чтобы степень повышения давления в дополнительных ступенях $\pi_{доп}^*$ (в зависимости от выбранного варианта схемы двигателя в подпорных ступенях вентилятора $\pi_{доп}^* = \pi_{подп}^*$ или в «нулевой» ступени КВД $\pi_{доп}^* = \pi_{«0»ст}^*$) удовлетворяла условию $\pi_{доп}^* \leq 1.4$.

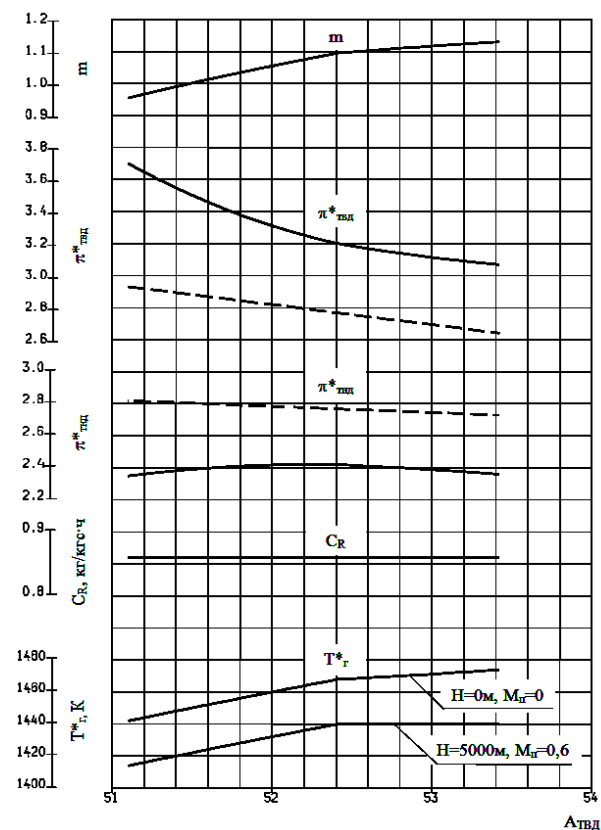


Рис. 3. Параметры модификаций двигателя

Анализ полученных результатов показывает, что при выборе $\pi_{В2}^* = 2,8$ и величине $\pi_{доп}^*$ ($\pi_{подп}^*$ или $\pi_{«0»ст}^*$), близкой к 1,4, можно реализовать требуемые параметры при $T_{Г}^* = 1442$ К и $m = 0,95$. Однако при этом степень расширения газа в ТВД достигает величины $\pi_{ТВД}^* = 3,7$ (для варианта вентиля-

тора без подпорных ступеней), что затруднит реализацию заданной величины КПД ТВД без существенного изменения турбины. В случае применения вентилятора с подпорными ступенями указанные параметры реализуются при степени расширения газа в турбине низкого давления $\pi^*_{ТНД} = 2,8$, что требует использования двухступенчатой ТНД (схема турбины двигателя «1+2»).

Снижение величины $\pi^*_{«0»ст}$ до $\sim 1,28$ приводит к уменьшению $\pi^*_{ТВД}$ до величины $\sim 3,2$, а применение вентилятора с $\pi^*_{В2} = 2,65$ и $\pi^*_{доп} = 1,35$ снижает $\pi^*_{ТВД}$ до величины 3,07. При этом необходимо повысить температуру газа перед турбиной до 1468 К и 1475 К соответственно. Если применить вентилятор с подпорными ступенями, то можно обеспечить некоторое снижение $\pi^*_{ТНД}$, недостаточное, однако, для перехода к схеме турбины двигателя «1+1».

Удельные расходы топлива для всех перечисленных вариантов двигателя практически одинаковы.

Приведенный анализ позволяет сделать вывод о предпочтительности использования схемы с вентилятором с $\pi^*_{В2} = 2,65$ ($\pi^*_{доп} \approx 1,35$), что, хотя и приводит к некоторому росту $T^*_Г$ (до 1475 К), однако позволяет снизить высокие требования к обеспечению эффективности турбины высокого давления и соответствующий риск, связанный с невыполнением этого требования. При этом суммарная степень повышения давления составляет $\pi^*_{КС} = 18,4$, а степень двухконтурности $m=1,13$.

Выбор конструктивной схемы двигателя, реализующей указанные параметры, выполнен из условия минимизации перечисленных выше критериев (суммы масс маршевой силовой установки и топлива, потребного для типового полета; стоимости маршевой силовой установки с учетом затрат на ремонт и топлива за 12000 летных часов одного самолета).

Рассмотрены три варианта конструктивных схем ТРДД с тягой $R_{МАКС} = 2500$ кгс. Вентиляторы во всех схемах двухступенчатые, с $\pi^*_{В2} = 2,65$, максимальный приведенный расход воздуха через двигатель $G_{В2} = 54,3$ кг/с. Все схемы имеют кольцевой смеситель потоков воздуха и газа наружного и внутреннего контуров, а также общее реактивное сужающееся сопло. Отличительные особенности схем приведены в табл. 1.

Масса вариантов двигателя определялась суммированием масс узлов и модулей, входящих в его состав.

Масса узлов, входящих в состав газогенератора, была принята по данным разработки базового газогенератора и корректировалась с учетом конструктивных особенностей каждого из вариантов дви-

гателя. Это в первую очередь касается КВД тех вариантов, у которых добавляется «нулевая» ступень, и того, у которого снимается последняя ступень. Кроме того, корректировалась масса промежуточного корпуса и центрального привода.

Таблица 1
Варианты модификации узлов

| Узел | 1 | 2 | 3 |
|------------------------------|---|--|---|
| Вентилятор | с подпорными ступенями | без подпорных ступеней | |
| Компрессор высокого давления | унифицированный с базовым КВД $Z = 7$ ст. | Базовый КВД с установленной «нулевой» ступенью | |
| | | $Z = 8$ ст. | Со снятой последней ступенью $Z = 7$ ст. |
| Камера сгорания | Унифицирована с базовой КС. | | КС доработана по входным размерам |
| Турбина высокого давления | Унифицирована с Базовой ТВД | Базовая ТВД. Перепрофилирована рабочая лопатка | Базовая ТВД. Доработана по проходным сечениям |
| Турбина низкого давления | Двухступенчатая | Одноступенчатая | |

Масса вновь разрабатываемых узлов (вентилятора, подпорных ступеней, ТНД) определялась расчетным путем с учетом их размеров, числа ступеней, конструктивных особенностей и других факторов на основе данных по идентичным узлам двигателей Д-27 и ДВ-2, а также по принятым в ГП «Ивченко-Прогресс» корреляционным зависимостям.

В табл. 2 представлены массы узлов и массы вариантов двигателя.

Из-за отсутствия данных по массе некоторых элементов силовой установки, масса СУ определена суммированием сухой массы двух маршевых двигателей и постоянной массы для всех вариантов двигателя, равной 162 кг, включающей в себя массы отдельных агрегатов, каналов воздухозаборников и элементов крепления двигателей на самолете.

Масса топлива, потребная для выполнения типового полета, определена на основе анализа десяти профилей полета УТС, соответствующих основным видам обучения летного состава (табл. 3).

Среднее время полетного задания $t_{ср}$ составляет 63 мин (1,05 часа).

Потребное количество топлива на один полет определялось суммированием расходов топлива для характерных участков полета (взлет, крейсерский полет, маневры и др.). Расход топлива на участках горизонтального полета (крейсерских режимах) определялся по величинам потребных тяг, одинаковых для всех вариантов двигателей, удельному расходу

топлива для каждого варианта и времени полета на характерном участке в заданных условиях.

Таблица 2
Результаты расчета массы узлов

| № | Узел двигателя | 1 | | | 2 | | | 3 | | |
|-----|---|----------|-------|-------|---|--|--|---|--|--|
| | | Масса, % | | | | | | | | |
| 1 | Компрессор | | | | | | | | | |
| 1.1 | Вентилятор | 15,63 | 15,63 | 15,63 | | | | | | |
| 1.2 | Подпорные ступени | 2,84 | - | - | | | | | | |
| 1.3 | КВД | 16,23 | 17,41 | 16,23 | | | | | | |
| 1.4 | Валопровод | 4,84 | 4,84 | 4,84 | | | | | | |
| | Суммарная масса компрессора | 39,54 | 37,88 | 36,70 | | | | | | |
| 2 | Разделительный корпус с кордовой приводами | 9,36 | 9,36 | 9,36 | | | | | | |
| 3 | Камера сгорания | 8,61 | 8,61 | 8,61 | | | | | | |
| 4 | Турбина | | | | | | | | | |
| 4.1 | ТВД | 11,49 | 11,49 | 11,49 | | | | | | |
| 4.2 | ТНД с задней опорой | 17,93 | 14,72 | 14,72 | | | | | | |
| | Суммарная масса турбины | 29,42 | 26,22 | 26,22 | | | | | | |
| 5 | Системы | | | | | | | | | |
| 5.1 | Топливорегулирующая и управления | 5,81 | 5,81 | 5,81 | | | | | | |
| 5.2 | Смазки и суфлирования | 0,73 | 0,73 | 0,73 | | | | | | |
| 5.3 | Электрооборудование | 2,93 | 2,93 | 2,93 | | | | | | |
| 5.4 | Обвязка | 2,80 | 2,80 | 2,80 | | | | | | |
| 5.5 | Запуск | 0,80 | 0,80 | 0,80 | | | | | | |
| | Суммарная масса систем | 13,07 | 13,07 | 13,07 | | | | | | |
| 6 | Масса сухая двигателя | 100,00 | 95,14 | 93,95 | | | | | | |
| 7 | Масса приводов, агрегатов и систем, отнесенная к самолету | 7,42 | 7,42 | 7,42 | | | | | | |
| 8 | Масса СУ | 100,00 | 95,86 | 94,85 | | | | | | |

Таблица 3
Основные виды полетов УТС

| Профиль полета | Время полета, мин (t _i) | Коэффициент повторяемости полета за ресурс \bar{t}_i |
|---|-------------------------------------|--|
| Управление самолетом и режимы полета | 66 | 0,26 |
| Полет по приборам | 70 | 0,18 |
| Полет боевого порядка самолетов | 55 | 0,12 |
| Самолетовождение на малых высотах | 60 | 0,045 |
| Боевая подготовка, воздух – земля | 56 | 0,075 |
| Боевая подготовка, воздух – воздух | 55 | 0,03 |
| Тактика боя, воздух – воздух | 53 | 0,13 |
| Непосредственная авиационная поддержка без вооружения | 58 | 0,055 |
| Непосредственная авиационная поддержка с вооружением | 53 | 0,05 |
| Перегоночный полет | 228 | 0,055 |

Значения потребных тяг в крейсерском полете определялись по полярам самолета-прототипа, определенным на основании [3] и [2].

Расход топлива на участках взлета, разгона, стрельбы и др. определялся по величинам максимальных тяг в заданных условиях полета, одинаковых для всех вариантов двигателя, удельным расходам топлива на заданном режиме и времени выполнения данной операции.

Потребные расходы топлива определялись с учетом потерь давления в воздухозаборнике ($\sigma_{ВХ} = 0,97$), но без учета отборов воздуха и мощности от двигателя для самолетных систем и агрегатов

В табл. 4 приведены значения тяги и удельного расхода топлива анализируемых вариантов двигателя в условиях, характерных для выполнения представленных выше полетных заданий.

Таблица 4
Сравнение трех вариантов двигателя

| Вариант схемы двигателя | 1 | 2 | 3 |
|---|-------------|--------|--------|
| Параметр | | | |
| Крейсерские режимы, САУ | | | |
| Условия полета | | | |
| Высота (Н), м / Скорость (М _П) | 150 / 0,55 | | |
| Тяга (R), кгс | 664 | | |
| Удельный расход топлива (C _R), кг/кгс·ч | 1,137 | 1,171 | 1,190 |
| Н, м/М _П | 300 / 0,55 | | |
| R, кгс | 634 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 1,145 | 1,179 | 1,202 |
| Н, м/М _П | 6000 / 0,6 | | |
| R, кгс | 415 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 0,9655 | 0,991 | 1,0046 |
| Н, м/М _П | 10000 / 0,6 | | |
| R, кгс | 300 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 0,8576 | 0,8798 | 0,8887 |
| Максимальные режимы, САУ | | | |
| Н, м/М _П | 150 / 0,82 | | |
| R, кгс | 1570 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 1,061 | 1,09 | 1,11 |
| Н, м/М _П | 150 / 0,55 | | |
| R, кгс | 1740 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 0,911 | 0,933 | 0,9438 |
| Н, м/М _П | 4140 / 0,74 | | |
| R, кгс | 1452 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 0,931 | 0,96 | 0,971 |
| Н, м/М _П | 5000 / 0,6 | | |
| R, кгс | 1450 | | |
| C _R , кг/кгс·ч | 0,82 | 0,844 | 0,856 |

Для приведенных профилей полета определены потребные расходы топлива и суммарный расход за 12000 летных часов самолета. Суммирование расходов топлива проведено с учетом повторяемости выполнения полетов за межремонтный ресурс двигателя, принятый равным 1500 час.

$$G_{ТУ} = 8 \cdot \sum_{i=1}^{10} G_{Т_i} \frac{1500 \cdot \bar{t}_i}{t_i},$$

где G_{Т_i} – потребный расход топлива для i-го профиля полета; \bar{t}_i – коэффициент повторяемости i-го

профиля полета за межремонтный ресурс; t_i – время выполнения i -го полета.

Масса топлива, необходимая для одного типового (осредненного) полета определена как

$$G_{T_{CP}} = \frac{G_{TY}}{12000} \cdot t_{CP},$$

где $t_{CP} = 1,05$ часа – среднее время полетного задания.

Результаты расчета массы топлива, необходимого для выполнения типового полета за 12000 летных часов, приведены в табл. 5.

Таблица 5
Сравнение массовых показателей

| Параметр \ Вариант схемы | 1 | 2 | 3 |
|---|-----|--------|--------|
| Масса силовой установки, % | 100 | 95,86 | 94,85 |
| Масса топлива для типового полета, % | 100 | 102,7 | 104,17 |
| Масса топлива, необходимая на 12000 летных часов, % | 100 | 102,69 | 104,16 |

Стоимость двигателя и его ремонта

Цена варианта двигателя определялась суммированием стоимости отдельных узлов и модулей, входящих в состав двигателя.

Стоимость каждого узла определялась на основе стоимости идентичного узла двигателя-прототипа (ДВ-2) с учетом коррекции по массе и сложности варианта и прототипа.

Удельная стоимость узлов двигателя представлена в табл. 6.

Таблица 6
Удельные стоимости узлов

| Наименование узла | Удельная стоимость узла, % |
|------------------------------|----------------------------|
| Вентилятор | 12,9 |
| Подпорные ступени | 4,8 |
| Промежуточный корпус | 6,6 |
| Коробка приводов | 5,6 |
| Компрессор высокого давления | 15,6 |
| Камера сгорания | 9,2 |
| Турбина высокого давления | 12,9 |
| Турбина низкого давления | 11,8 |
| Сопло | 0,6 |
| Агрегаты и ПКИ | 20,0 |

Результаты расчета стоимости вариантов двигателя приведены в табл. 7.

Таблица 7
Сравнение стоимости двигателей

| Параметр двигателя \ Вариант | 1 | 2 | 3 |
|------------------------------|-----|-------|-------|
| Цена двигателя, % | 100 | 93,95 | 92,85 |

Стоимость одного капитального ремонта принята равной 0,33% от стоимости вновь изготовленного двигателя.

Расчет значений критериев для выбора конструктивной схемы двигателя

В табл. 8 представлены величины критериев для выбора схемы двигателя. Цена топлива в расчетах принималась равной 800 долл/т.

Таблица 8
Сравнение массы и стоимости вариантов двигателей

| Параметр \ Вариант | 1 | 2 | 3 |
|---|-----|-------|-------|
| Сумма масс маршевой силовой установки и топлива, необходимого для выполнения типового полета, % | 100 | 99,57 | 99,9 |
| Стоимость маршевой СУ (с учетом затрат на ремонт) и топлива за 12000 летных часов, % | 100 | 97,82 | 97,86 |

Заключение

В результате анализа результатов расчетов по оптимизации маршевого двигателя для СУ УТС-ЛБС можно сделать следующие выводы.

1. Двигатель с приставными ступенями вентилятора, базовым газогенератором и двухступенчатой турбиной низкого давления (вариант 1), несмотря на лучшие удельные расходы топлива, по принятым критериям уступает двигателю с «нулевой» ступенью КВД и с одноступенчатой турбиной низкого давления (вариант 2).

2. Снижение массы силовой установки за счет снятия последней ступени КВД (вариант 3) не дает повышения эффективности СУ из-за значительного повышения удельных расхода топлива, особенно на максимальных режимах.

3. Двигатель с восьмиступенчатым КВД (с «нулевой» ступенью) и турбиной, выполненной по схеме «1+1» по используемым критериям (сумма масс маршевой силовой установки и топлива, необходимого для выполнения типового полета; суммарная стоимость маршевой силовой установки и топлива, необходимых для эксплуатации самолета в течение 12000 летных часов) является наилучшим из рассмотренных вариантов для использования в качестве маршевого в силовой установке УТС-ЛБС.

Литература

1. Семейство турбореактивных двухконтурных двигателей АИ-222. Техническое предложение. ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г.Ивченко. – Запорожье, 1999. – 291 с.

2. *Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под редакцией С.М. Егера. – 3-е издание. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.*

3. *Руководство по летной эксплуатации самолета Л-39С. Книга 1. – М.: Военное издательство, 1988. – 334 с.*

Поступила в редакцию 30.05.2011

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

ФОРМУВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ І КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ТРДД ДЛЯ УТЛ–ЛБЛ

І.Ф. Кравченко

Статтю присвячено розробці концепції формування конструктивно-параметричного обрисув двигуна для учбово-бойового літака. Складність проблеми складається у необхідності сполучення малої маси і вартості з великим ресурсом та економічністю. Для її вирішення запропоновано максимальне використання вузлів двигуна-прототипа. Розглянуто різні варіанти модифікації базового газогенератора для підвищення його потужності, а також різні варіанти вентилятора і турбіни низького тиску. В якості основних критеріїв якості використано загальну масу силової установки і палива, а також загальну вартість двигунів (з урахуванням витрат на ремонт) і палива, яке витрачається за ресурс. Для визначення витрати палива урахувано десять типових профілів польоту. В результаті обґрунтовано вибір модифікації двигуна з додатковим ступенем КВТ і одноступеневими каскадами турбіни.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун, учбово-бойовий літак, вибір параметрів, формування обрисув, критерії оптимальності.

SYNTHESIS OF PARAMETRIC IMAGE AND CONSTRUCTIVE SCHEME OF THE TURBOFAN ENGINE FOR TRAINING - LIGHT COMBAT AIRPLANE

I.F. Kravchenko

The paper is devoted to development of the concept of the engine for training – light combat airplane parametric image synthesis. Problem's difficulty consists in necessity to combine low mass and cost with high life-time and efficiency. To solve this problem a maximal usage of the engine-prototype units is proposed. Different variants of the basic gas generator modifications to increase its power and different variants of the fan and low pressure turbine are considered. The main used quality criteria are total mass of the powerplant and fuel, and also total cost of the engine (taking into account repair cost) and fuel consumed during total life-time. To determine a fuel consumption ten typical flight profiles are taken into account. As a result choice of the engine modification with additional HPC stage and one-stage turbine cascades is justified.

Key words: turbofan engine, training – combat airplane, parameters choice, image synthesis, optimality criterion.

Кравченко Игорь Федорович – Генеральный конструктор Государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко», Запорожье, Украина, e-mail: IFKravchenko@ivchenko-progress.com.