

УДК 629.7.01:629.7.036.4

М.А. КИРИЧКОВ, И.Ю. СТЕПАНОВ, И.Ф. КРАВЧЕНКО

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ДЛЯ ЛЕГКИХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

Представлена работа по исследованию путей создания малоразмерных турбовинтовых двигателей для легких перспективных многоцелевых самолетов. Исследования проводились для вариантов двигателей с достигнутым «реальным» уровнем КПД узлов и параметров термодинамического цикла, и для перспективных двигателей. Анализ совершенства двигателя проведен по двум критериям: по величине суммы масс силовой установки и топлива, необходимого для типового полета, а также по величине прямых эксплуатационных расходов. Показано, что суммарная доля затрат, связанных с двигателем, составляет более половины прямых эксплуатационных расходов самолета и при применении более совершенного двигателя будет уменьшаться.

Ключевые слова: турбовинтовой двигатель, прямые эксплуатационные расходы, конструктивная схема, критерии оценки.

Введение

В настоящий момент парк большинства региональных авиакомпаний Украины и СНГ состоит из устаревшей техники, характеристики которой не отвечают современным экологическим нормам и экономическим показателям. Дальнейшая перспектива региональных авиакомпаний в значительной мере связана с переоснащением их парка современными высокоэффективными воздушными судами (ВС), способными приносить прибыль при относительно невысоких затратах, т.е. с формированием нового поколения ВС авиации общего назначения, в том числе оснащенных двигателями класса мощности 400–750 л.с.

В странах СНГ на сегодня объективные проблемы создания эффективных малоразмерных ГТД и общеэкономический кризис привели к отсутствию реальных предложений двигателей нового поколения для легких многоцелевых летательных аппаратов. В эксплуатации находятся двигатели данного типоразмера: М-601 (Чехия), РТ6 (Канада), 250-В (США). Все эти двигатели были разработаны в 50-е... 70-е годы прошлого столетия. За рубежом существует только две относительно современных разработки турбовинтовых двигателей данной размерности: Arrius 1D (1987г. Франция) и LTP101 (1980г. США). Потому новый двигатель данной размерности может быть востребован не только на территории Украины и СНГ, но и за рубежом.

Создание перспективного турбовинтового двигателя (ТВД) требует выполнения комплекса науч-

но-исследовательских и опытно-конструкторских работ по газодинамическому совершенствованию элементов газоздушного тракта, повышению эффективности охлаждения деталей горячей части, внедрению в конструкцию ряда новых материалов, разработке малогабаритных, надежных вспомогательных агрегатов, например:

- разработки высокоэффективного центробежного компрессора со степенью повышения давления 9...10 и коэффициентом полезного действия $\geq 0,8$;
- разработки малоэмиссионной камеры сгорания с коэффициентом полноты сгорания топлива не ниже 0,995;
- разработки высокоэффективной охлаждаемой турбины компрессора с коэффициентом полезного действия – 0,84...0,85 и свободной силовой турбины с КПД – 0,88...0,89;
- внедрения нового поколения жаропрочных сплавов и интерметаллидов;
- разработки системы автоматического управления (САУ) двигателем с полной ответственностью и применением перспективных малогабаритных агрегатов с высоким уровнем безотказности.

1. Исследовательская часть

При проведении исследований рассмотрен ТВД с мощностью на валу винта 400 кВт (544 л.с.) для двухдвигательного многоцелевого легкого самолета, с условиями крейсерского полета $H=3000$ м, $V_{кр}=400$ км/час. На взлетном режиме мощность 400 кВт поддерживается до $t_H=+36$ °С. В пассажир-

ском варианте самолет перевозит 9...14 пассажиров, максимальная полезная нагрузка 1400 кг. Продолжительность типового полета 1 час. Данные по самолету предоставлены Чешской фирмой Evektor, разработчиком легких и многоцелевых самолетов. Состав узлов двигателя – газогенератор с центробежным или осецентрированным компрессором, одноступенчатой осевой турбиной и петлевой камерой сгорания и свободная силовая турбина привода воздушного винта через редуктор – достаточно традиционен и практически не имеет альтернативы при разработке современных ТВД.

Рассмотрены 3 схемы ТВД (рис. 1):

1) Схема с передним расположением компрес-

сора и редуктора с выводом вала силовой турбины вперед, соосно с газогенератором, по такой схеме выполнены ТВД LTP101 и Arrius 1D (рис 1, а).

2) Схема с передним расположением компрессора и задним расположением редуктора с выводом вала силовой турбины назад, а вала винта – вперед, несоосно с газогенератором, примером могут служить ТВД Arriel, ТВД 10 (рис 1, б).

3) Схема с передним расположением силовой турбины и редуктора с выводом вала силовой турбины вперед, с компрессором, расположенным в задней части и течением рабочего тела в направлении, противоположном набегающему потоку воздуха, по такой схеме выполнены M601 и PT6A (рис 1, в).

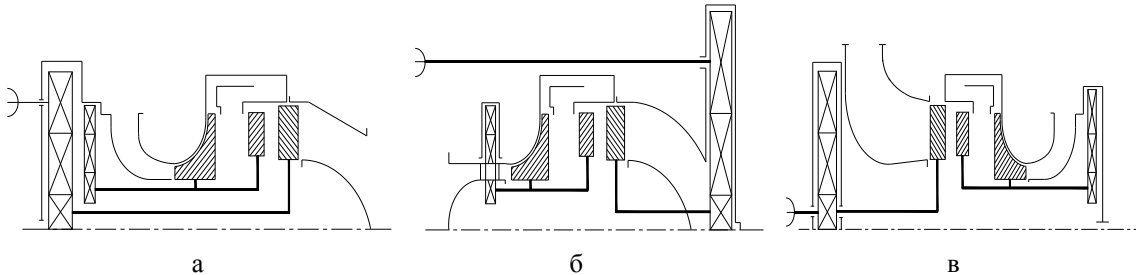


Рис. 1. Конструктивные схемы ТВД

Проведенные расчетно-конструкторские исследования показали, что с учетом перспективы разработки и применения компактных вспомогательных агрегатов наиболее приемлемой для силовой установки легкого самолета является схема 1, обеспечивающая наилучший комплекс габаритно-массовых и экономических показателей.

Исследование влияния параметров термодинамического цикла на технико-экономические характеристики силовой установки проведено для двух уровней эффективности узлов двигателя:

- реально достигнутого на проходящем опытно-доводку двигателе АИ-450;
- перспективного, выбранного путем экспертной оценки роста показателей технического уровня элементов малоразмерных двигателей в течение ближайших 10 лет.

Все исследуемые варианты двигателей разделены на две большие группы:

- ТВД с неохлаждаемыми рабочими лопатками турбины компрессора;
- ТВД с охлаждаемыми рабочими лопатками турбины компрессора.

Для каждой из этих групп выбраны диапазоны варьируемых температур газа перед турбиной и величины отборов воздуха для охлаждения элементов турбины. Потери во входном и затурбинном каналах заданы на основе экспериментальных данных, полученных при испытаниях двигателя АИ-450.

Термодинамические расчеты параметров вари-

антов двигателя проводились итерационным методом с коррекцией на каждой итерации исходных данных, в частности КПД узлов, с учетом влияния размерности ($G_{ГПР}$).

В соответствии с вычисленными параметрами двигателя и рекомендациями ВИАМ был произведен выбор материалов для двигателя с достигнутым и перспективным уровнем совершенства.

Размерность каждого варианта двигателя определялась мощностью на валу воздушного винта (N), которую может развить двигатель при $t_H=+36\text{ }^\circ\text{C}$ и достижении максимальной температуры газа, разрешенной для данного варианта, и расходом воздуха на входе в двигатель в стандартных условиях при $N_0=N$.

Массы вариантов двигателя оценивались в соответствии с его размерностью по статистическим зависимостям, предложенным С.М. Шляхтенко [1], с учетом реальных данных двигателя АИ-450. Масса силовой установки вычислена по зависимости, предложенной С.М. Егером [2], скорректированной из предположения, что масса части элементов силовой установки (воздушный винт, электрооборудование, агрегаты САУ, часть трубопроводов) остается неизменной для всех вариантов двигателя.

Масса топлива для выполнения типового полета вычислена в соответствии с выбранным типовым полетным циклом с учетом аэронавигационного запаса топлива на 45 минут крейсерского полета.

В качестве первоначального критерия для

сравнения исследуемых вариантов ТВД выбрана величина $M_{CY} + M_T$, минимум которой соответствует, при заданной взлетной массе самолета, макси-

муму массы полезной нагрузки (Мп.н.).

Анализ полученных результатов (рис. 2) позволяет сделать следующие выводы:

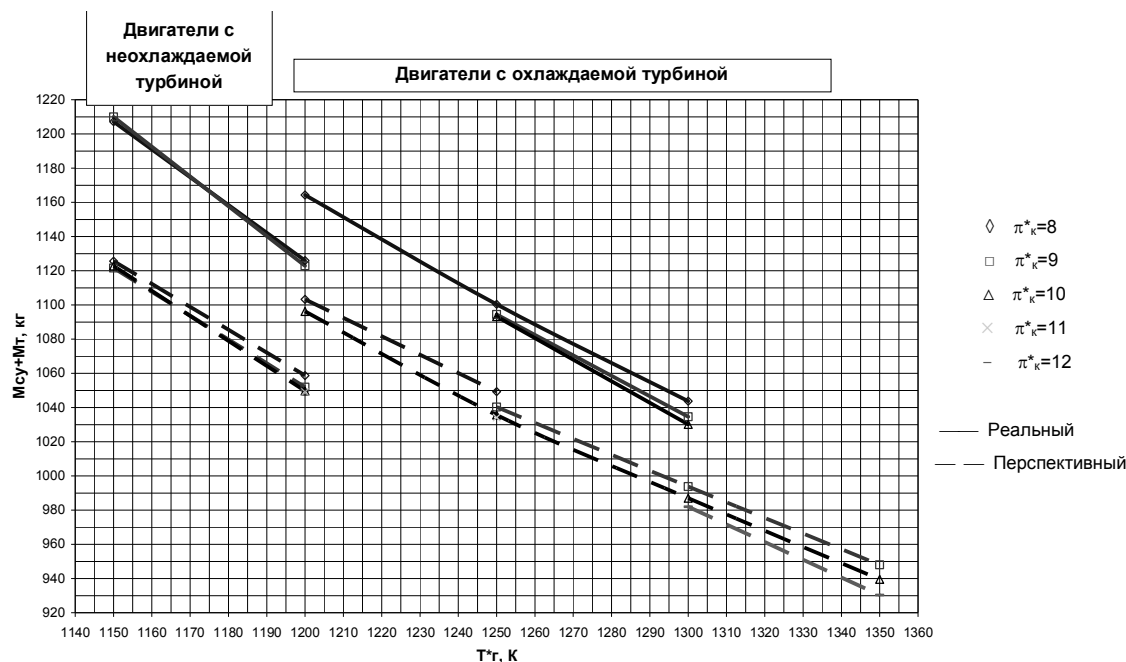


Рис. 2. Зависимость величины $M_{CY} + M_T$ в типовом полете легкого многоцелевого самолета от параметров термодинамического цикла ТВД

– принятый уровень эффективности узлов перспективного двигателя обеспечивает снижение величины ($M_{CY} + M_T$) на 5...7% по сравнению с реальным уровнем совершенства узлов двигателя;

– при одинаковых параметрах термодинамического цикла двигатель с неохлаждаемой турбиной имеет преимущество перед двигателем с охлаждаемой турбиной по критерию ($M_{CY} + M_T$) – на 3,4% для реального уровня совершенства и на 4,3% – для перспективных вариантов;

– повышение температуры газа перед турбиной на 100 К в двигателях с охлаждаемой турбиной позволяет снизить величину ($M_{CY} + M_T$) по сравнению с двигателем с неохлаждаемой турбиной на 7,8% (реальный уровень совершенства) и 5,9% (перспективный уровень совершенства).

В связи с этим в качестве базового двигателя с реальным уровнем совершенства выбран ТВД с охлаждаемой турбиной и параметрами, близкими к данным ТВГТД АИ-450 ($T^*_g=1250$ К, $\pi^*_k=8$).

В качестве критерия более высокого уровня для выбора параметров двигателя рассмотрена величина прямых эксплуатационных расходов (ПЭР), приходящихся на тонно-километр (ткм) перевозки груза (рис. 3).

Наилучшим вариантом перспективного двигателя как по критерию минимума величины ($M_{CY} + M_T$), так и по критерию минимума ПЭР_{ТКМ}, в соот-

ветствии с приведенными выше результатами расчетов, является двигатель с наиболее высокими исследованными параметрами термодинамического цикла ($\pi^*_k=12$, $T^*_g=1350$ К). Однако, при выборе варианта для дальнейшей проработки с максимально высокими параметрами термодинамического цикла возникает неопределенность при сравнительной оценке этих вариантов с базовым двигателем (из-за сложности оценки затрат и сроков выполнения научно-исследовательских работ в обеспечении достижения заданных параметров). При подготовке исходных данных для расчета этих вариантов использовались экспертные оценки для экстраполяции ряда известных из опыта величин в исследуемую область.

Естественно, что достоверность полученных результатов снижается с увеличением глубины экстраполяции.

Исходя из вышесказанного для дальнейшей проработки выбран вариант двигателя с перспективным уровнем совершенства узлов и с параметрами термодинамического цикла в расчетных условиях $T^*_g = 1300$ К и $\pi^*_k = 9$, имеющий запас на форсирование аналогичный базовому двигателю. По сравнению с этим вариантом, увеличение π^*_k до 10 позволяет снизить ПЭР_{ТКМ} на 0,77%. Однако обеспечение заданного КПД компрессора и запасов прочности деталей потребует достаточно больших затрат на проведение научно-исследовательских работ.

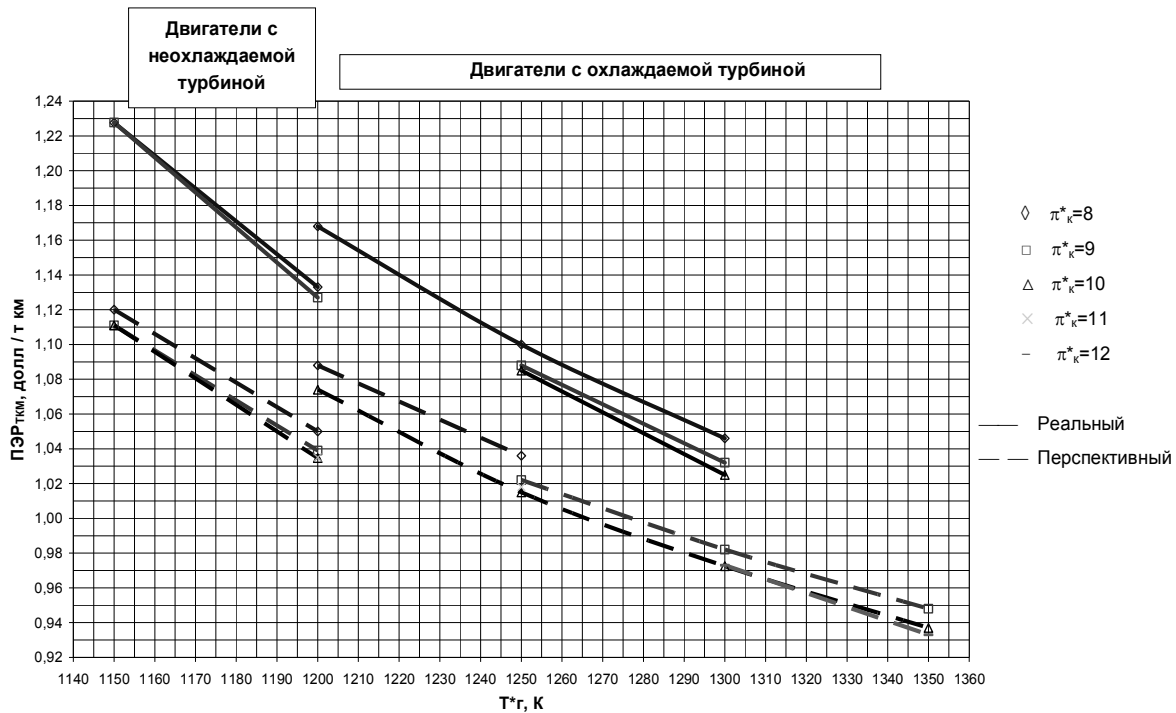


Рис. 3. Зависимость $\text{ПЭР}_{\text{ТКМ}}$ легкого многоцелевого самолета от параметров термодинамического цикла ТВД

Принятый вариант перспективного двигателя, по сравнению с базовым двигателем, обеспечивает увеличение полезной нагрузки самолета более чем на 100 кг (~ на 7%), что равносильно для пассажирского самолета возможности перевозки дополнительно одного пассажира. $\text{ПЭР}_{\text{ТКМ}}$ самолета с перспективным двигателем снижается на 12% по сравнению с $\text{ПЭР}_{\text{ТКМ}}$ самолета с базовым двигателем. Сухая масса выбранного варианта перспективного двигателя более чем на 21% меньше сухой массы базового двигателя.

Расчет ПЭР позволяет выполнить анализ структуры прямых эксплуатационных расходов. Доля стоимости топлива в структуре ПЭР самолета с базовым двигателем составляет ~ 45%, доля амортизационных отчислений двигателя ~ 2%, доля стоимости технического обслуживания и ремонта – 7,2%. Для самолета с перспективным двигателем эти величины соответственно равны 41,7%, 3,1% и 7,9%.

Суммарная доля затрат, связанных с двигателем, составляет более половины ПЭР самолета и уменьшается с применением более совершенного двигателя. Основные затраты в структуре ПЭР составляет стоимость топлива – более 40%. Это значит, что при существующей в настоящее время цене на топливо основное внимание при проектировании двигателя необходимо уделять его экономичности. Для выбранного самолета с перспективным двигателем снижение удельного расхода топлива на 5%

позволяет снизить ПЭР на 2,23%. Повышение ПЭР на такую же величину происходит при увеличении цены двигателя на ~ 45%

На рис. 4 показано сравнение влияния цены топлива и цены двигателя на прямые эксплуатационные расходы приходящиеся на пассажиро-километр (пасс. км) при ресурсе двигателя 12000 час.

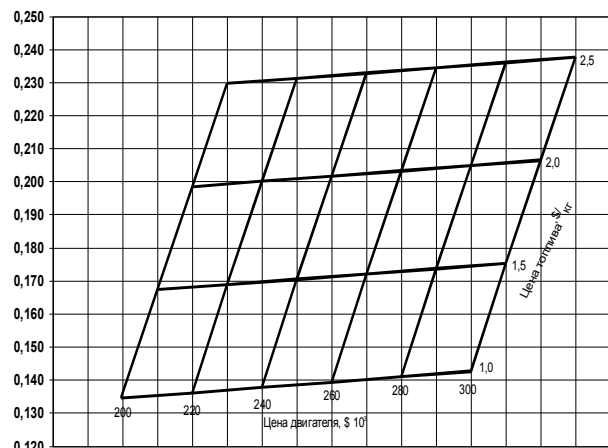


Рис. 4. Влияние цен топлива и двигателя на ПЭР легких многоцелевых самолетов

Изменение цены двигателя в 1,5 раза приводит к росту $\text{ПЭР}_{\text{пасс. км}}$ на 5,9%. Изменение цены топлива в 1,5 раза приводит к росту $\text{ПЭР}_{\text{пасс. км}}$ на 24%. Увеличение ресурса двигателя (рис. 5) с 6000 ч. до 24000 ч. приводит к снижению $\text{ПЭР}_{\text{пасс. км}}$ на 17% (при цене двигателя \$220 тыс.)

Увеличение цены топлива в 2 раза – рост ПЭР_{пасс. км} 41%.

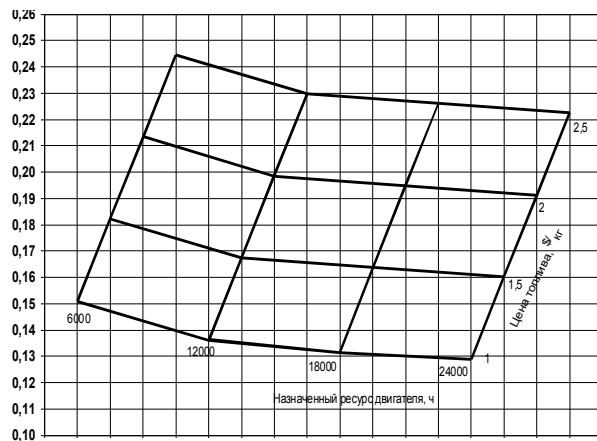


Рис. 5. Влияние ресурса двигателя на ПЭР легких многоцелевых самолетов

Заключение

При существующей в настоящее время тенденции роста цен на топливо большие затраты на создание научно-технического задела, для разработки двигателя с перспективным уровнем совершенства узлов, будут компенсированы улучшением экономичности данного двигателя, что повлечет за собой снижение прямых эксплуатационных расходов самолета.

Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей: учебник / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер, В.В. Поляков, В.А. Сосунов, С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
2. Проектирование самолетов: учебник / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ШЛЯХІВ СТВОРЕННЯ МАЛОРОЗМІРНИХ ГТД ДЛЯ ЛЕГКИХ ПЕРСПЕКТИВНИХ ЛІТАКІВ

М.А. Кірічков, І.Ю. Степанов, І.Ф. Кравченко

Представлено роботу з дослідження шляхів створення малорозмірних турбогвинтових двигунів для легких перспективних багатопільових літаків. Дослідження проводилися для варіантів двигунів з досягнутим "реальним" рівнем ККД вузлів і параметрів термодинамічного циклу, і для перспективних двигунів. Аналіз досконалості двигуна проведений по двох критеріях: по величині суми мас силової установки й палива, необхідного для типового польоту, а також по величині прямих експлуатаційних витрат. Показано, що сумарна частка витрат, пов'язаних із двигуном, становлячи більше половини прямих експлуатаційних витрат літака при застосуванні більш досконалого двигуна буде зменшуватися.

Ключові слова: турбогвинтовий двигун, прями експлуатаційні витрати, конструктивна схема, критерії оцінки.

INVESTIGATION OF SMALL SIZE TURBOPROP ENGINES FOR LIGHT MULTIPURPOSE AIRCRAFT

M.A. Kirichkov, I.U. Stepanov, S.F. Krevchenko

A work on investigation of small size turboprop engines for Light Multipurpose Aircraft development is presented here. The engine versions where «real» level of engine component efficiencies and thermodynamic cycle parameters had been reached, as well as advanced engines, were under this investigation. Analysis of engine perfection was conducted according to two criteria: by value of a sum of a power plant and fuel masses and also by value of direct operating cost (DOC) has shown, that total share of expense related to engine, being more than a half of aircraft DOC, will be reduced, in a case of a more perfect engine applying.

Key words: turboprop engine, DOC, arrangement layout, criteria of assessment.

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

Степанов Игорь Ювенальевич – начальник бригады перспективных разработок Государственного предприятия Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Кірічков Максим Анатольевич – инженер-конструктор бригады перспективных разработок Государственного предприятия Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.