

АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКИХ КОНЦЕПЦИЙ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ И КОМПОНОВКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Чанов М.Н.^{*}, Скворцов Е.Б.^{**}, Шелехова А.С.^{***}, Бондарев А.В.^{****},
Овчинников В.Г.^{*****}, Семенов А.А.^{*****}, Чернавских Ю.Н.^{*****}

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: arzmax@bk.ru*

*** e-mail: skvortsov-tsagi@yandex.ru*

**** e-mail: anna.shelekhova@tsagi.ru*

***** e-mail: bondarevram@mail.ru*

****** e-mail: ovg06@mail.ru*

****** e-mail: nio-10@tsagi.ru*

****** e-mail: urij_ch@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 27.07.2020

Статья посвящена разработке и многодисциплинарному сравнению концепций двухдвигательного транспортного самолёта с различными типами и компоновкой силовой установки. Рассмотрены четыре технических концепции самолёта при одинаковом уровне технического совершенства. Показано, что наиболее эффективным проектным решением для самолётов рассмотренного класса является интеграция планера и двигателей, размещённых в центроплане крыла.

Ключевые слова: транспортный самолет, технические концепции, интеграция планера и силовой установки, турбореактивные двигатели, многодисциплинарное сравнение.

Введение

Одним из важнейших направлений развития авиационной науки является поиск новых технических решений, позволяющих улучшить характеристики новых самолетов. Эволюционный путь совершенствования авиационной техники путём технологических улучшений ограничивает возможности решения проблемы, особенно в отечественных условиях. Поэтому найдены принципиально новые технические решения, способные радикально повысить транспортную эффективность широкофюзеляжных самолётов [1, 2]. Анализ известных проектов позволяет назвать ряд возможных решений задачи их проектирования:

– использование турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД), обеспечивающих малый удельный расход топлива на скорости, соответствующей $M = 0,7$ (например, самолет Ан-70);

– интеграция фюзеляжа и силовой установки. Размещение двигателей сверху кормовой части

фюзеляжа может благоприятно воздействовать на его аэродинамику. Такое решение предложено в проекте ЭМЗ им. В.М. Мясищева [3] по созданию транспортного самолёта с овальным фюзеляжем [4];

– интеграция крыла и силовой установки. Размещение двигателей в проточной части центроплана крыла обеспечивает увеличение размаха крыла и уменьшение смачиваемой поверхности самолёта. Исследования этой концепции активно ведутся сотрудниками ЦАГИ, в том числе и авторами.

Принцип интегральной конструкции, объединяющей такие функциональные элементы, как крыло, фюзеляж и мотогондола, известен давно и с успехом применялся на неманевренных самолётах другого назначения (Ту-16, 3М, Ту-160, Avro Vulcan, Northrop B-2). В приложении к широкофюзеляжным конструкциям его применение позволяет использовать преимущества экономичных

ТРДД, размеры которых соизмеримы с большим фюзеляжем.

Цель данной работы — выяснить, какое из возможных проектных решений, включая названные, является лучшим в смысле транспортной и экономической эффективности при соблюдении одинаковых эксплуатационных требований и единого уровня совершенства для многоцелевого транспортного самолёта (МТС) с грузоподъемностью класса 16—23 т.

Работа выполнена по материалам ряда междисциплинарных исследований с участием ведущих специалистов ЦАГИ. В их числе: В.А. Бариннов, В.И. Васильев, В.Е. Денисов, Ю.П. Журихин, В.А. Иринархов, Г.Н. Лаврухин, Ю.М. Никитченко, С.И. Скоморохов.

Метод исследования и возможные проектные решения

Решение задачи исследования выполняется методом «анализа концепций», разработанным в ЦАГИ для начального этапа концептуального проектирования и предназначенным для преодоления неопределенности расчетной концепции, ее выбора и детального изучения в дальнейшем [5, 6].

Метод основан на применении факторного анализа и полнофакторного плана эксперимента 2^n [7, 8], который обеспечивает 100%-ную информированность проектанта при выборе рациональной концепции. В данной работе в соответствии с постановкой задачи в качестве ключевых факторов эффективности транспортной авиации рассматриваются два принципа ($n = 2$):

- применение более экономичной силовой установки на основе ТВВД в качестве альтернативы ТРДД;

- применение интегральных проектных решений вместо обычных федеративных в расчете на улучшения в аэродинамических и весовых характеристиках.

В связи с этим сформировано четыре концепции транспортных самолетов (рис. 1), реализующие различные сочетания принципов обеспечения высокой транспортной и экономической эффективности [9, 10]. Из них две концепции имеют федеративную (обычную) компоновочную схему, когда каждый агрегат самолета выполняет отдельную функцию; две другие отличаются интегральными схемами, использующими совмещение нескольких функций в одном универсальном агрегате самолета.

МТС-0 отличается применением наиболее экономичного из современных двигателей ТВВД, который делает возможным крейсерский полёт на скорости вплоть до соответствующей $M = 0,7$. В качестве прототипа для аэродинамической компоновки этого варианта выбран самолёт Ан-70, который имеет традиционную для транспортных самолётов компоновку типа «высокоплан».

МТС-1 использует аналогичную компоновочную схему «высокоплан», но со стреловидным крылом и ТРДД на пилонах. Это позволяет летать со скоростью, соответствующей $M = 0,75$, что полезно для уменьшения прямых эксплуатационных расходов (ПЭР).

В варианте **МТС-2** консоли крыла относительно меньшей площади. Центроплан имеет интегральную конструкцию, объединяющую часть крыла с мотогондолами и обтекателями шасси. Посредством этого возможно улучшение аэродинамического качества при обеспечении высокой



Рис. 1. Альтернативные концепции транспортного самолёта

экономической скорости полёта ($M = 0,75$) с ТРДД в качестве силовой установки.

Вариант МТС-3 аналогичен проекту ГП-60С «Коловрат», при этом размеры фюзеляжа и, следовательно, характеристики различаются. Существенной особенностью этой концепции является прямое крыло большого удлинения (около 13), для реализации которого, по условиям прочности, необходимо ограничение индикаторной скорости полёта. При этом крейсерский полёт ограничен числом $M = 0,75$ и характеризуется увеличенным аэродинамическим качеством. Еще одно отличие этой интегральной компоновки — установка мотогондол с ТРДД на верхней поверхности фюзеляжа без слива пограничного слоя перед воздухозаборниками. Тогда на «чистом» крыле возможна естественная ламинаризация (если этому не препятствуют требования к взлётно-посадочным характеристикам, которые сделают необходимыми предкрылки), а на части поверхности фюзеляжа возможно уменьшение сопротивления трения.

Условия сравнения проектных решений

Сравнение концепций должно дать представление об относительной роли ключевых факторов. Чтобы избежать результаты анализа от влияния случайных факторов, необходимо рассматривать технические особенности вариантов при одинаковом уровне совершенства. В первую очередь это относится к силовой установке, конструктивная схема которой есть принципиальный элемент концепции самолёта.

1. Сегодня существует единственный в мире ТВВД типа Д-27 с максимальной мощностью 14000 э.л.с. на взлёте ($M = 0, H = 0, MCA$). Двигатель снабжен двухрядным винтом диаметром 4,8 м, который обеспечивает на взлёте тягу 13,15 т и высокий КПД в крейсерском полёте ($M = 0,7, H = 11$ км). Параметры ТВВД Д-27 приняты в качестве базы для сравнения.

В качестве конкурирующего ТРДД в дальнейшем исследовании принят проект ПС-90А12 со стартовой тягой 12 т. Имея различный характер изменения тяги по скорости (рис. 2), сравниваем

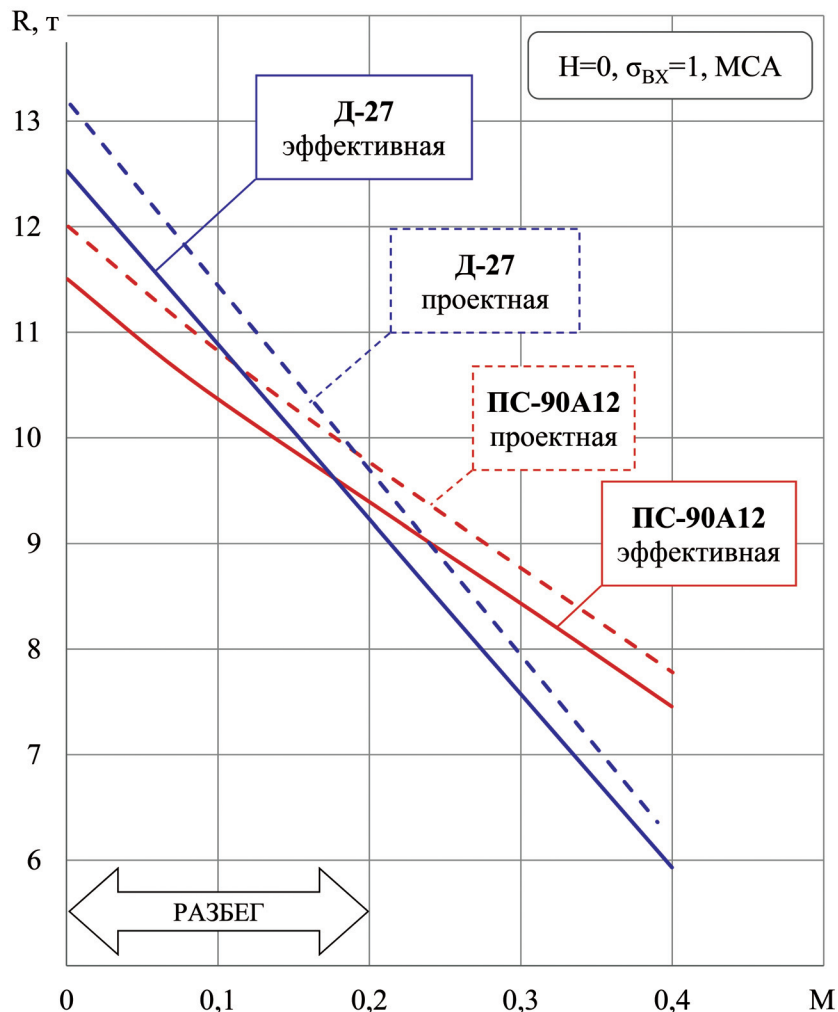


Рис. 2. Изменение тяги по скорости

мые двигатели обеспечивают одинаковую тягу силовой установки на взлёте 9,8 т при $H = 0$, $M = 0,2$. При этом ТВВД Д-27 и ТРДД ПС-90А относятся к одному поколению современных двигателей.

2. В настоящем исследовании сравниваются концепции с двухдвигательной силовой установкой. Анализ характеристик ряда проектов (Ан-180, Як-46, Як-242, Airbus A-320) с подобной силовой установкой позволяет судить о возможных параметрах использующего ее самолёта. Требование по базированию на аэродромах класса «Б» может быть выполнено при взлётной массе 62—72 т и площади крыла 120—127 м². При этом относительный мидель фюзеляжа составляет 10—12 %, что обеспечивает уровень аэродинамического качества порядка $K = 17,5 \div 18,1$.

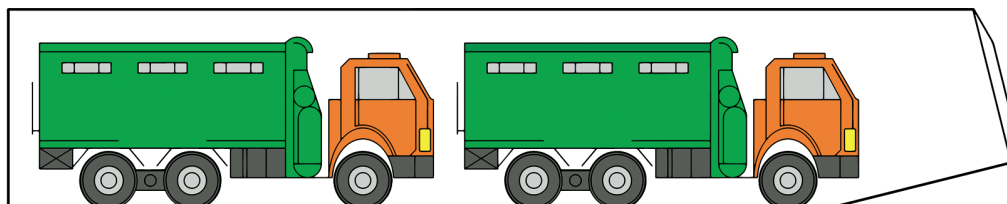
3. Сравнение выбранных концепций транспортного самолёта требует единообразия в условиях применения и, прежде всего, единых размеров грузовой кабины. Высота и ширина пола грузовой кабины определяются возможностью перевозки основной номенклатуры автотранспортной техники, что составляет примерно 20% перевозок в гражданской авиации (ГА), при этом около 10% перевозок в ГА приходится на крупногабаритную технику, например автомобили типа КАМАЗ. С

учетом необходимых зазоров высота грузовой кабины должна быть не менее 3,4—3,5 м, а минимальная ширина грузового пола — 3,45 м (что соответствует железнодорожному габариту 02Т [11]). Максимальный диаметр фюзеляжа может составить 4,8—5 м, что близко к поперечным размерам Ил-76.

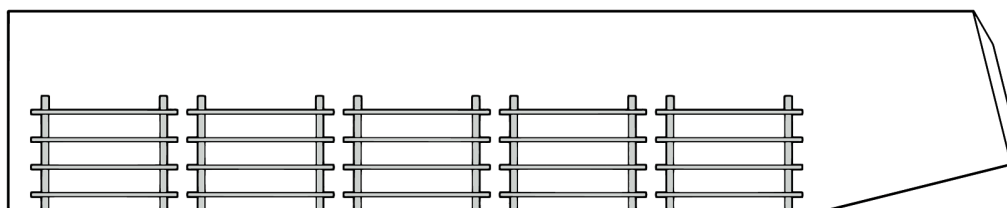
Длина пола грузовой кабины (рис. 3) определяется возможностью разместить несколько авиационных контейнеров [12], масса которых при среднем коэффициенте загрузки не превышает 21 т. С учетом необходимых зазоров длина пола грузовой кабины может составить 14,3 м.

Следует отметить, что объем кабины допускает размещение нагрузки значительно большей суммарной массы. В таком случае это означало бы пропорциональное увеличение взлётной массы самолёта и рост его стоимости. Возможно, в этом и состоит основной недостаток опытных американских самолётов Boeing YC-14/15 [13], которые, имея близкие размеры планера с Lockheed Martin C-130 [14], но больший объем грузовой кабины, были соответственно рассчитаны на увеличенную максимальную нагрузку. Масса самолётов от этого увеличилась, а типовая нагрузка осталась прежней от 10,2 т до 12,2 т. В результате, транспортные возможности в среднем остались на уровне C-130,

Груженные автомобили
12 - 18 т



Госпиталь
на 80 человек



Тяжелые
контейнеры 20,5 т

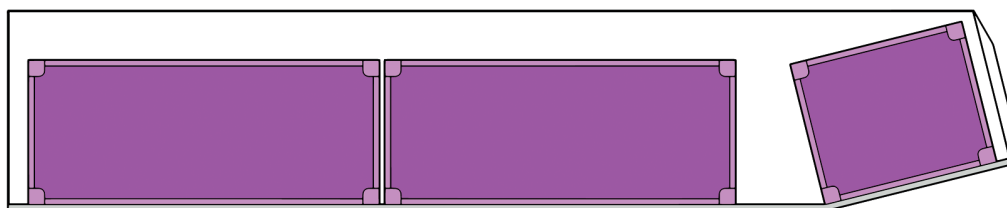


Рис. 3. Варианты загрузки кабины самолёта

а ожидаемые затраты возросли. Замена старого самолёта стала нецелесообразной.

4. Максимальная транспортная работа самолёта рассматриваемого класса может быть обеспечена при доставке нагрузки около 20 т на дальность 3000 м. Эта задача наиболее полно описывает соответствие транспортных возможностей самолёта потребностям эксплуатации в отечественной ГА. Подобная дальность рейса (3000—3400 км) решает большинство (70—85 %) задач эксплуатации, судя по советской практике использования Ан-12 и Ил-76 в коммерческих перевозках.

Средняя нагрузка для самолета рассматриваемого класса с учетом среднестатистического коэффициента использования максимальной нагрузки могла бы составить 13—14 т (14—15,5 т со служебным снаряжением). В условиях беспосадочного полёта на среднестатистическую дальность 1400—1700 км, характерную для парка грузовых самолётов ГА, расчётная точка в средней для парка транспортной задаче может быть определена как «14 т × 1600 км». Она может служить для экономических оценок.

Одинаковым требованиям к нагрузке и габаритам грузовой кабины для МТС-0, 1, 2 соответствует равный диаметр фюзеляжей цилиндрической

кой круглой формы. У МТС-3 эквивалентный диаметр фюзеляжа овальной формы увеличен с 4,9 м до 5,2 м в связи с особенностями компоновки шасси.

Для МТС-0, 1, 2 расчётная площадь крыла (по трапеции) одинакова и составляет 152 м². МТС-3 отличается упрощенной механизацией (простые закрылки, возможно отсутствие предкрылков) и поэтому нуждается в увеличенной площади крыла для обеспечения близких взлётно-посадочных характеристик. В этой схеме принятая площадь крыла не отличается от прототипа и составляет 172 м².

В результате, относительный мидель фюзеляжа во всех концепциях одинаков и не превышает 12,4 %. Это обеспечивает уровень аэродинамического совершенства вариантов, сопоставимый с самолётом Ан-70, имеющим аналогичные относительные размеры фюзеляжа.

Основные геометрические данные вариантов

Для каждой концепции транспортного самолёта (рис. 4) сформирован массив геометрических параметров с целью многодисциплинарного сравнительного исследования.

Основные геометрические данные рассматриваемых самолётов представлены в табл. 1.

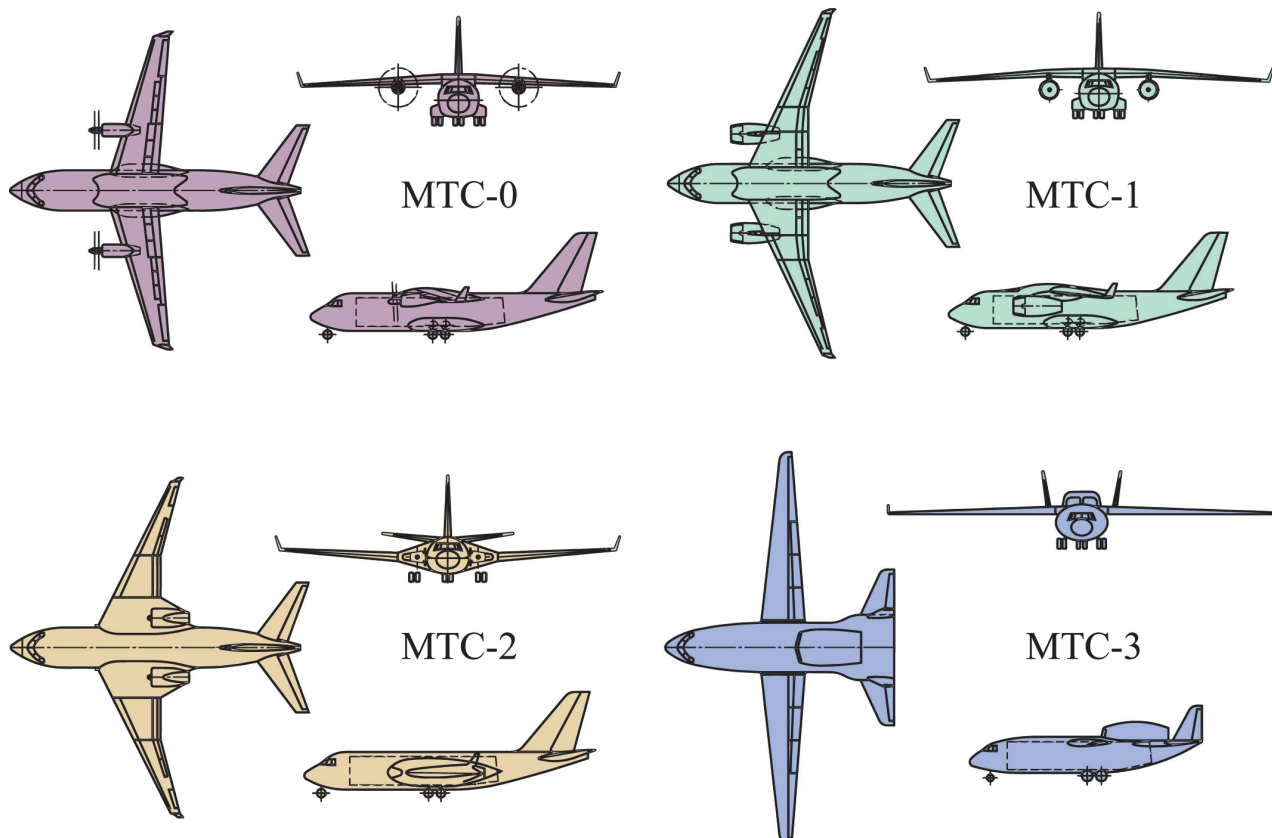


Рис. 4. Варианты транспортного самолёта

Таблица 1

Геометрические данные вариантов

Параметр	Вариант самолёта			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3
1. Крыло:				
размах l , м	38	41,8	41,8	47
удлинение	9,5	11,5	11,5	12,8
относительная толщина средняя	0,138	0,125	0,119	0,105
стреловидность по 1/4 хорд, град	14	24	24	4
2. Оперение:				
относительная площадь горизонтального оперения	0,315	0,315	0,315	0,413
относительная площадь вертикального оперения	0,24	0,24	0,24	0,109
3. Фюзеляж:				
ширина, м	5,0	5,0	5,0	6,0
высота, м	4,5	4,5	4,5	4,2
4. Мотогондолы:				
относительный мидель	0,023	0,0546	0,06	0,0374
5. Самолёт:				
смачиваемая поверхность $S_{см}$, м ²	964,7	1041,2	906,5	912,0
параметр $l/\sqrt{S_{см}}$	1,223	1,295	1,388	1,556

Эффективность силовой установки

Существенные различия концепций самолета проявляются в эффективности силовых установок, включая двигатели, воздухозаборники, сопла и другие системы, отражающие принципиальные особенности схем. Результаты расчетных исследований представлены в табл. 2 и на рис. 5.

Для МТС-3 исполнение силовой установки с ТВВД Д-27 и ее эффективность приняты соответствующими самолёту Ан-70. Основанием для этого является сохранение конструктивно-компоновочных особенностей этой силовой установки. При оценке эффективных характеристик учтены: КПД винтовентилятора, реальный коэффициент восстановления полного давления в кольцевых воздухозаборниках, отличие потерь тяги в изогнутом сопле от стандартных значений, а также отборы воздуха и мощности на самолётные нужды.

МТС-1 отличается тем, что ТРДД установлены в подкрыльевых мотогондолах с короткими круглыми воздухозаборниками и соплами. Эффек-

тивность силовой установки в этом случае характеризуется потерями, типичными для современных самолётов — 5,5 % удельного расхода топлива с учетом установки реверса ($M = 0,75$, $H = 11$ км) [15]. При сравнимой скорости полёта ($M = 0,7$) эффективный удельный расход топлива МТС-1 с ТРДД на 27 % больше, чем у МТС-0 с ТВВД.

Особенностью МТС-2 является интегральная схема с двумерным воздухозаборником длиной около четырех калибров и переменной формой сечения. При соблюдении рекомендаций ЦАГИ дополнительные потери могут быть ограничены 1 % коэффициента восстановления давления. Кроме этого, должно быть учтено уменьшение тяги сопла на 1,1 % из-за неблагоприятной интерференции с фюзеляжем [16]. Суммарно эффективность интегральной силовой установки меньше, чем обычной. Эта разница оценивается в дополнительные 4 % удельного расхода топлива на крейсерском режиме полёта ($M = 0,75$, $H = 11$ км).

Таблица 2

Оценка эффективности силовых установок в крейсерском полёте

Параметр	Вариант самолёта			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3
1. Режим крейсерского полёта:				
число М	0,7	0,75	0,75	0,7
высота, км	11	11	11	11
2. Двигатели:				
тип	ТВВД	ТРДД	ТРДД	ТРДД
эффективный удельный расход, кг/(кгс·ч)	0,452	0,596	0,62	0,644
3. Воздухозаборники:				
$\Delta \bar{R}, \%$	учтено	0	-2,3	-7
$\Delta \bar{C}_R, \%$	учтено	0	+1,3	+4
4. Сопла:				
$\Delta \bar{R}_{дв}, \%$	учтено	0	-2,7	-7
$\Delta \bar{C}_R, \%$	учтено	0	+2,7	+7
5. Установка реверса:				
$\Delta \bar{R}$	нет	-1	-1	-1
$\Delta \bar{C}_R$	нет	+1	+1	+1
6. Отбор воздуха и мощности:				
$\Delta \bar{R}$	учтен	-7	-7	-7
$\Delta \bar{C}_R$	учтен	+4,5	+4,5	+4,5
7. Всего:				
$\Delta \bar{R}, \%$		-8	-13	-20,5
$\Delta \bar{C}_R, \%$		+5,5	+9,5	+17,5

Еще большими потерями характеризуется интегральная силовая установка, используемая в МТС-3. Этому есть две причины. Одна — в особенности установки воздухозаборников сверху овального фюзеляжа с отказом от системы слива пограничного слоя [17] и применением плоских сопел вместо осесимметричных. Результатом является увеличение на 12 % эффективного удельного расхода топлива в сравнении с МТС-1 (при одинаковом режиме полёта $M = 0,7$, $H = 11$ км).

Другая особенность связана с выбранными параметрами крыла, присущими прототипу ГП-60С. Большое удлинение и площадь крыла создают тенденцию к увеличению расчётной высоты по-

лёта [18, 19], например, $H = 14$ км вместо 11 км при $M = 0,7$. В этих условиях могут возрасти гидравлические потери в двигателе, уменьшается тяга на крейсерском режиме, вдвое возрастает относительная доля потерь, вызванных необходимыми отборами воздуха и мощности (в сравнении с данными табл. 2). В случае увеличения расчётной высоты полёта соответствующий прирост эффективного удельного расхода топлива мог бы составить еще 8,5 %. В итоге общие потери достигают 18–25 % в зависимости от расчётной высоты полёта (11–14 км) вместо 5,5 % для МТС-1 или 9,5 % для МТС-2.

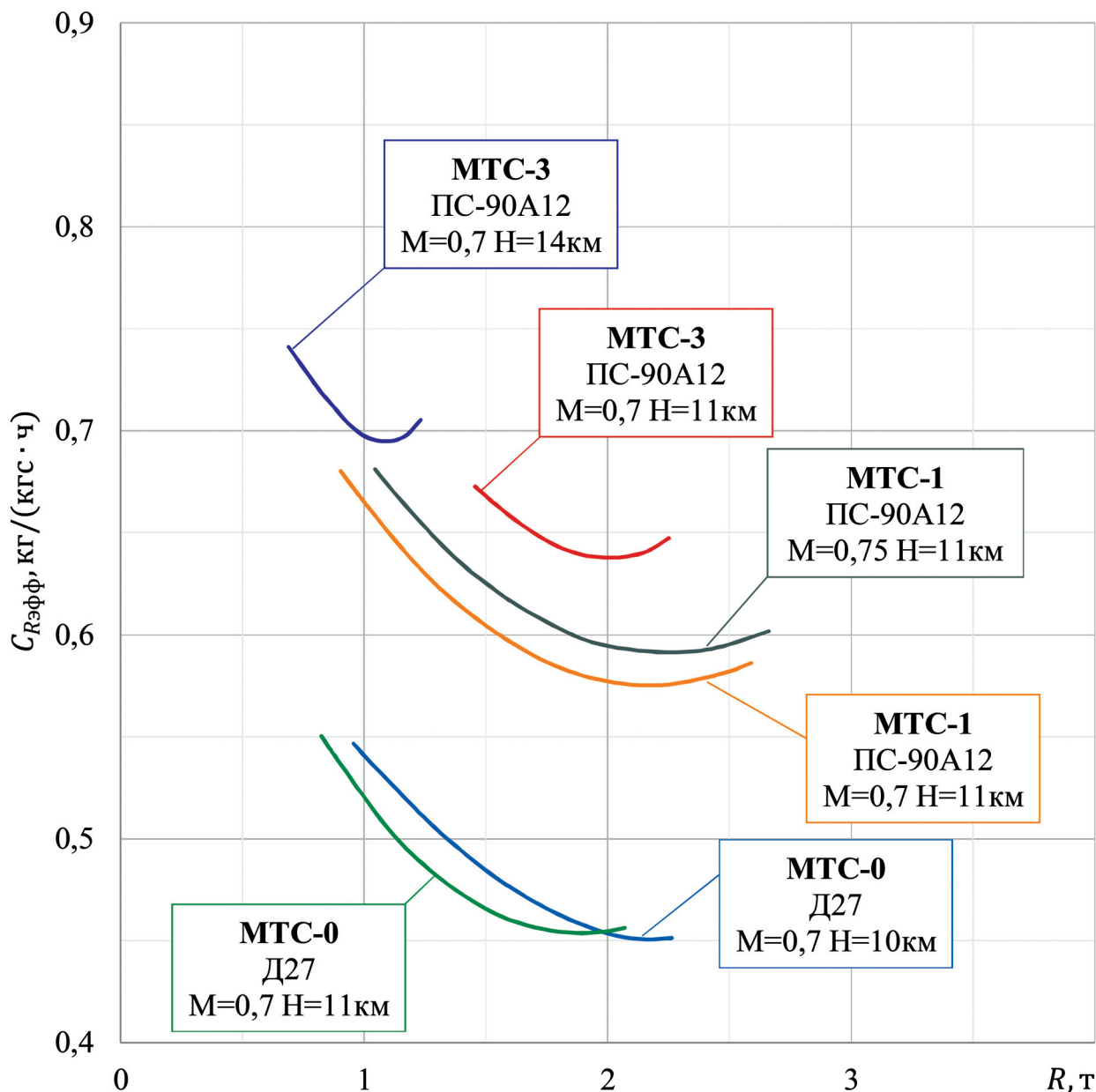


Рис. 5. Эффективный удельный расход топлива на крейсерском режиме полета

Аэродинамические характеристики

Результаты расчётного исследования аэродинамических характеристик компоновок МТС-0 (с обдувкой), МТС-1, 2, 3 приведены в табл. 3. Рассматриваются два варианта их применения: случай максимальной дальности полёта ($M \cdot K)_{max}$ и минимальной себестоимости перевозок (прямые эксплуатационные расходы — ПЭР_{min}).

Оценка сопротивления и аэродинамического качества рассмотренных схем самолёта производилась по методике В.А. Баринаова [20].

Чтобы исключить влияние субъективных факторов на расчётную модель и результаты исследования, были выполнены независимые расчёты по

двум программам, реализующим метод В.А. Баринаова. Предыдущий опыт их применения показал, что они дают качественно одинаковый ответ на поставленную задачу при достаточно близких конкретных оценках. Для расчётов ЛТХ принято меньшее из двух полученных значений аэродинамического качества в соответствии с гарантированным подходом к оценке характеристик.

Уменьшенное аэродинамическое качество МТС-3 в сравнении с проектом ГП-60С получено с учетом рекомендаций ЦАГИ по увеличению размеров оперения и главным образом, увеличению размеров фюзеляжа в соответствии с принятыми габаритами грузовой кабины для целей настоящего исследования.

Таблица 3

Результаты расчётного исследования аэродинамических характеристик

Параметр	Вариант самолёта			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3/ МТС-3 с предкрылками
1. Исходные данные:				
степень ламинаризации \bar{x}_T	0	0	0	0,2/0
критическое число $M_{крит}$	0,73	0,778	0,777	0,73
2. Крейсерский режим ($H=11$ км; $(M \cdot K)_{max}$):				
крейсерское число M	0,675	0,725	0,725	0,675
максимальное аэродинамическое качество	16,8	16,9	19,0	21,0/19,7
3. Крейсерский режим ($H=11$ км; $ПЭР_{min}$):				
крейсерское число M	0,7	0,75	0,75	0,7
максимальное аэродинамическое качество	15,6	16,2	18,2	20,2/18,9

Следует отметить, что применение простых закрылков на задней кромке крыла и возможный отказ от предкрылков для МТС-3 заметно ограничивают максимальный коэффициент подъёмной силы на взлётно-посадочных режимах. С целью его увеличения для МТС-3 рассмотрен вариант с использованием предкрылков.

Общее представление об уровне аэродинамического совершенства концепций транспортного

самолёта даёт рис. 6. Для рассматриваемых вариантов этот уровень одинаков.

Весовые характеристики

Расчёт весовых характеристик планера проведён по программам расчёта массы дозвукового транспортного самолёта. В качестве свободного параметра при расчёте массы агрегатов планера использовалась взлётная масса. Весовые оценки

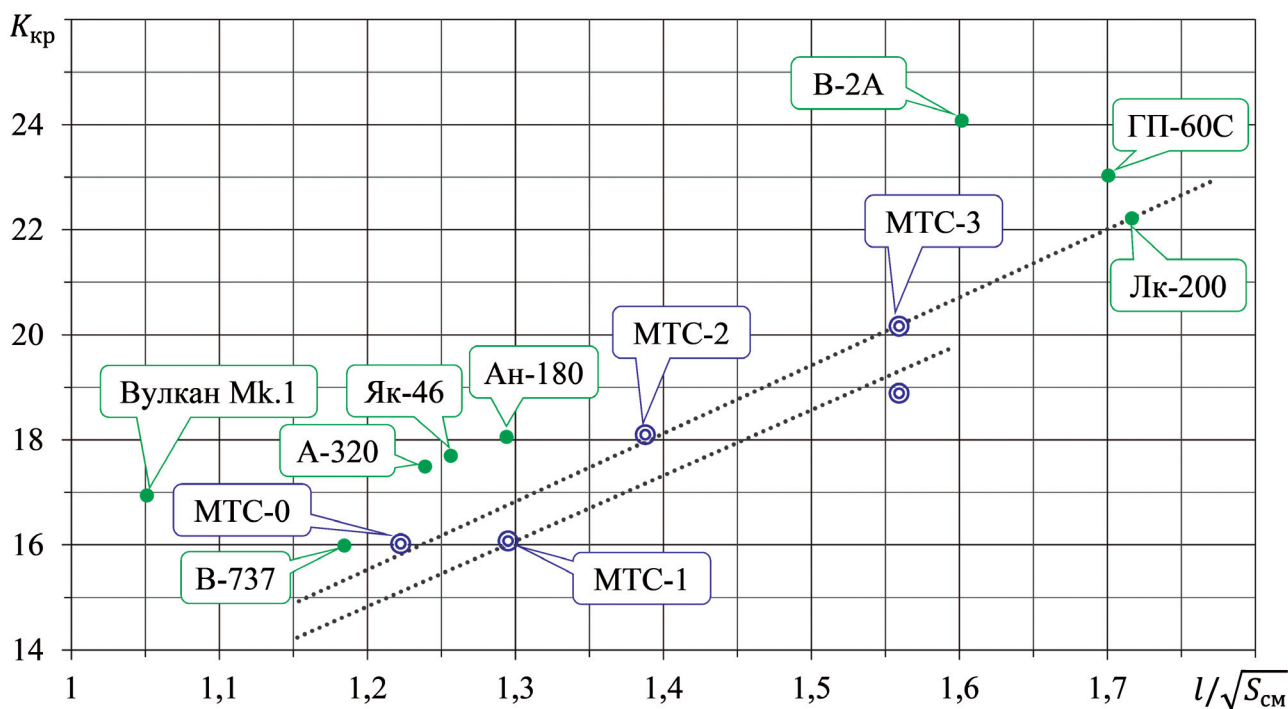


Рис. 6. Уровень аэродинамического совершенства вариантов транспортного самолёта

Таблица 4

Масса вариантов самолёта

Параметр, т	Вариант самолета							
	МТС-0		МТС-1		МТС-2		МТС-3	
Взлётная масса	65	75	65	75	65	75	65	75
Планер	21,58	22,92	22,74	24,01	21,58	23,02	21,73	23,12
Силовая установка	9,58		8,36		8,08		8,04	
Оборудование	8,2		8,2		8,2		8,2	
Снаряжение	0,6		0,6		0,6		0,6	
Снаряженный самолёт	39,96	41,3	39,9	41,17	38,46	39,9	38,57	39,96
Нагрузка	20		20		20		20	
Топливо	5,04	13,7	5,1	13,83	6,54	15,1	6,43	15,04

четырёх схем для значений взлётной массы 65 и 75 т приведены в табл. 4.

Масса крыла и фюзеляжа определялась по методикам Руководства для конструкторов (РДК), принятым в ЦАГИ с учетом особенностей рассматриваемых концепций. Масса силовой установки формировалась на основании [21] и ряда конструктивных проработок, рассчитанных на применение двигателей ПС-90А12 и Д-27. Масса оборудования и снаряжения пересчитана с аналогичных весовых групп проекта Ту-230 и принята одинаковой для всех схем.

Самое легкое крыло получено для МТС-3, что объясняется, главным образом, отсутствием в этой схеме механизации передней кромки и более простым по сравнению с другими схемами типом механизации задней кромки. Довольно значительные отличия в массе крыльев для вариантов обусловлены различиями в выбранных параметрах крыльев. Наименьшую массу фюзеляжа имеет МТС-2 из-за отсутствия обтекателей шасси, принятого крепления опор шасси к крылу (а не к фюзеляжу, как в остальных схемах), а также потому, что силовые кольцевые шпангоуты в зоне стыка с крылом в этой схеме были отнесены к массе крыла для удобства сравнительного анализа крыльев. Наименьшая масса снаряженного самолёта получена для интегральных схем МТС-2 и МТС-3.

Взлётно-посадочные характеристики

Для сравнения взлётно-посадочных характеристик (ВПХ) расчетных вариантов самолётов были проведены расчёты для оценки соответствующих аэродинамических характеристик и характеристик взлёта и посадки. Для МТС-0, 1, 2 предполагалось использование механизации крыла на передней и

задней кромке в виде щелевых закрылков и предкрылков. Для МТС-3 в связи с использованием естественной ламинаризации крыла предполагалось использование механизации только по задней кромке крыла. Дополнительные оценки сделаны для крыла с предкрылками.

Характерные значения аэродинамических коэффициентов для режимов взлёта и посадки, а также результаты расчёта взлётно-посадочных характеристик в расчетных атмосферных температурных условиях (РАТУ) приведены в табл. 5.

Расчёты ВПХ выполнены в соответствии с АП-25 для расчетных атмосферных условий и транспортной задачи «20 т × 3000 км», выполнение которой обеспечивается указанным в табл. 5 значением взлетного веса.

Для МТС-1,2 получены относительно близкие значения потребной длины взлетно-посадочной полосы (ВПП). При этом несколько большая длина ВПП для МТС-2 обусловлена дополнительными потерями тяги при размещении двигателей внутри крыла. МТС-0 имеет наименьшую длину ВПП, что объясняется увеличенной подъемной силой, большей средней тяговооруженностью на разбеге и меньшей нагрузкой на крыло по сравнению с МТС-1, 2. Во всех случаях определяющим является режим взлёта.

У МТС-3 с частично ламинарным крылом в отсутствие предкрылков потребная длина ВПП для базирования получается больше, несмотря на значительно меньшую нагрузку на крыло. Это объясняется также наибольшими потерями тяги в двигателях. В этом варианте не удастся обеспечить сравнимые с МТС-1, 2 возможности базирования в расчетных атмосферных условиях при взлётном весе 71,56 т, который требуется из ус-

Таблица 5

Результаты расчёта взлётно-посадочных характеристик (бетон)

Параметр	Вариант самолёта			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3/ МТС-3 с предкрылками
Площадь крыла, м	152	152	152	172/172
Кол-во и тяга двигателя, т	2Ч13	2Ч12	2Ч12	2Ч12/2Ч12
Взлётный вес самолёта, т	70,1	74,1	70,8	71,56/72,855
Посадочный вес самолёта, т	65	65	65	65/65
1. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЁТ				
$C_{y \max}$	2,74	2,70	2,45	1,94/2,3
Скорость сваливания, км/ч	195,6	202,6	207,9	222,8/204,6
Безопасная скорость, км/ч	234,8	243,1	249,5	267,4/245,6
Качество при $V_{\text{без}}$	10,15	11,71	13,36	12,51/11,73
Скорость подрыва стойки	223,0	231,7	239,1	258,8/235,0
Скорость отрыва, км/ч	243,2	250,7	259,7	274,3/255,8
Угол атаки при отрыве, град	10,32	10,32	11,18	6,61/8,45
C_y при отрыве	1,73	1,72	1,52	1,25/1,43
Длина разбега, м	986	1183	1311	1525/1289
Длина воздушного участка, м	212	229	234	234/230
Длина взлётной дистанции, м	1198	1412	1544	1759/1519
Угол наклона траектории, град	0,1679	0,1539	0,1611	0,1484/0,1466
2. ВЗЛЁТ С ОТКАЗОМ				
Скорость подрыва стойки, км/ч	223,0	231,7	239,1	258,8/235,0
Скорость отказа двигателя, км/ч	210,9	217,9	226,3	246,1/226,0
Скорость принятия решения, км/ч	218,3	225,1	232,5	251,3/232,0
Скорость отрыва, км/ч	230,8	239,5	247,1	264,1/243,1
Угол атаки при отрыве, град	12,1	12,1	13,0	7,7/10,2
C_y при отрыве	1,9	1,9	1,7	1,4/1,6
Длина разбега, м	1229	1465	1630	1929/1528
Длина воздушного участка, м	420	431	363	451/490
Длина взлётной дистанции, м	1649	1896	1993	2380/2018
Угол наклона траектории, град	0,0305	0,03	0,0385	0,0283/0,0256
Длина завершённого взлёта, м	1649	1896	1993	2380/2018
Длина прекращённого взлёта, м	1634	1881	1969	2338/2005
Потребная длина разбега, м	1489	1730	1861	2204/1823
Потребная длина взлётной полосы, м	1699	1946	2043	2430/2068
3. ПОСАДКА				
$C_{y \max}$	3,06	3,1	2,7	2,04/2,5
Скорость захода на посадку, км/ч	232	230	247	267/241
Потребная длина посадочной дистанции, м	1639	1697	1795	1855/1705

ловий крейсерского полёта. Поэтому для МТС-3 были проведены расчёты взлёта с предкрылками. В этом случае удастся уменьшить взлётную дистанцию до уровня общего с МТС-1, 2. В дальнейшем в качестве расчётного принят вариант МТС-3 с предкрылками (без ламинаризации).

Следует отметить, что для МТС-3 в варианте без предкрылков возможен и другой путь снижения потребной длины ВПП — это увеличение площади крыла с сохранением частичной ламинаризации. Выбор и оптимизация такого крыла требуют специальной проработки и в настоящем исследовании не проводились.

Транспортная эффективность

В соответствии с постановкой задачи на интервале взлётных масс (65 т, 75 т) определены весовые характеристики вариантов, при которых выполняются требования к максимальной (20 т×3000 км) и средней (14 т×1600 км) транспортной работе самолёта этого класса. При этом характеристики самолётов оптимизируются по критерию минимальной взлётной массы и связанной с ней массы снаряженного самолёта. Результаты расчётов приведены в табл. 6 и 7.

Данные табл. 6, полученные в условиях максимальной транспортной работы (20 т×3000 км), позволяют судить о характеристиках вариантов:

– концепция МТС-0 характеризуется значительным преимуществом (18–27%) в расходе топлива на 1 т·км работы (экономичность), что достигается ценой очевидного проигрыша (в сравнении с МТС-2, 3) в массе снаряженного самолёта (на 5%) и, следовательно, в стоимости производства. Уменьшается также грузовая производительность (на 15% меньше оптимальная скорость полёта), которая является одним из факторов себестоимости перевозок;

– концепция МТС-1, ориентированная в основном на увеличение рейсовой скорости, не позволяет добиться экономичности МТС-0, поскольку его аэродинамическое качество и масса снаряженного самолёта сравнимы с характеристиками МТС-0, а преимущества в скорости недостаточны для преодоления разницы в расходе топлива двигателей;

– для концепции МТС-2 близкий к МТС-0 уровень взлётной массы, необходимой для полёта на дальность, достигается скоростью крейсерского полёта, наибольшей среди всех вариантов

Таблица 6

Сравнение основных ЛТХ вариантов
(нагрузка 20 т, дальность полета 3000 км; режим минимального расхода топлива)

Параметр	Вариант самолёта			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3/ МТС-3 с предкрылками
Масса, т:				
расчетной нагрузки	20	20	20	20/20
топлива	9,44	13,02	11,5	12/12,62
снаряженного	40,66	41,08	39,3	39,55/40,23
взлётная	70,1	74,1	70,8	71,56/72,86
Крейсерский полёт:				
высота, км	9,5	11	11,4	11,5/10
число М	0,6	0,71	0,72	0,65/0,65
согласованное аэродинамическое качество	16,3	16,7	19,0	21/19,6
практическая дальность, км	3000	3000	3000	3000/3000
Показатели транспортной эффективности:				
топливная экономичность, г/(т·км)	126	174	153	160/168
грузовая производительность, тыс. т·км/ч	13,2	15,2	15,3	13,8/13,8
удельная масса снаряженного на единицу груза	2,03	2,05	1,97	1,98/2,01

Таблица 7

**Сравнение основных ЛТХ вариантов
(нагрузка 14 т, дальность полета 1600 км; режим минимальных эксплуатационных расходов)**

Параметр	Вариант самолета			
	МТС-0	МТС-1	МТС-2	МТС-3/ МТС-3 с предкрылками
Масса, т:				
расчетной нагрузки	14	14	14	14/14
топлива	5,98	8,09	7,14	7,38/7,63
снаряженного	40,66	41,08	39,3	39,55/40,23
взлётная	60,64	63,17	60,44	60,93/61,86
Крейсерский полёт:				
высота, км	11,5	11,5	12	12/11,5
число М	0,7	0,75	0,75	0,7/0,7
согласованное аэродинамическое качество	15,3	15,3	17,8	19,5/18,9
эффективный удельный расход топлива, кг/(кг·ч)	0,45	0,59	0,61	0,64/0,64
практическая дальность, км	1600	1600	1600	1600/1600
Показатели транспортной эффективности:				
топливная экономичность, г/(т·км)	182	246	217	223/231
грузовая производительность, тыс. т·км/ч	10,5	11,2	11,2	10,5/10,5
удельная масса снаряженного на единицу груза	2,9	2,94	2,81	2,83/2,88

в табл. 6, и увеличенным при этом на 17% аэродинамическим качеством. Благодаря этим факторам МТС-2, хотя и уступает по топливной экономичности МТС-0, но позволяет рассчитывать на увеличенную грузовую производительность и экономии в массе снаряженного самолёта;

– концепция МТС-3 эксплуатирует преимущество (до 30%) в аэродинамическом качестве, при этом значения скорости полёта и производительности находятся на уровне МТС-0 с ТВВД. Получено, что отмеченного превосходства в аэродинамическом качестве все же недостаточно, чтобы компенсировать худшую эффективность силовой установки при использовании ТРДД в интегральной компоновке с фюзеляжем.

В части эффективности взаимное положение сравниваемых вариантов сохраняется и в условиях средней транспортной работы (табл. 7). Можно лишь отметить, что с увеличением расчётной скорости полёта для вариантов самолёта с ТРДД ухудшились условия согласования силовой установки и аэродинамики планера, в результате чего максимальное аэродинамическое качество не вполне реализовалось.

Отметим также, что расчетные значения топливной эффективности в табл. 6 и 7 указаны только для целей сравнительного исследования. Они непригодны для сопоставления с данными конкретных самолётов, в том числе прототипов, поскольку для этого обычно приводятся показатели, соответствующие перевозкам максимальной нагрузки (в данном классе до 23 т).

Полученные результаты позволяют выделить направления обеспечения высокой транспортной эффективности самолёта, минимизирующие его взлётную массу, а именно:

– использование экономичных ТВВД, имеющих винтовентилятор с высоким КПД на больших дозвуковых скоростях. Этот путь реализован в концепции самолёта Ан-70, который в данном исследовании является прототипом для МТС-0;

– одновременное и согласованное применение мер, повышающих аэродинамическое качество и скорость полёта сверх уровня, достигнутого для обычных схем самолёта с ТРДД. Решение этой задачи возможно посредством интеграции элементов планера с силовой установкой подобно МТС-2.

Экономические оценки

Сравнительная оценка стоимости самолёта в различных расчетных вариантах приведена на рис. 7. Расчётная цена самолёта в настоящем исследовании определена на основе анализа статистических данных и проектных данных прототипов. За базовую величину (100%) принято значение стоимости самолета в варианте МТС-1.

Можно отметить, что среди рассмотренных вариантов МТС-0 выделяется наибольшей ценой самолёта (на 16% выше, чем МТС-1) в основном из-за существенно большей стоимости силовой установки (ТВВД + ВВ). Для МТС-2 может быть обеспечена наименьшая стоимость самолёта по причине меньшего веса конструкции и силовой установки самолёта ТРДД.

Расчёт прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) рассматриваемых вариантов транспортного самолёта для средней транспортной работы проведен на основе методики АЕА (Ассоциации Европейских Авиакомпаний) [22]. Сравнительная оценка ПЭР представлена в относительных величинах на рис. 8 и 9. За базовое значение (100%) во всех случаях принята величина ПЭР, полученная для МТС-1.

Из сравнения вариантов самолёта следует, что МТС-0 обладает наибольшей стоимостью эксплуатации с учетом амортизации (ПЭР на 4,2% выше, чем у МТС-1). В основном это результат большей стоимости двигателей и самолёта в целом. Это утверждение справедливо при годовом налёте 1300 ч (рис. 8). В случае более интенсивных регулярных перевозок МТС-1 с ТРДД может утратить свое преимущество в экономичности перед МТС-0 с ТВВД (рис. 9), обладающим меньшим расходом топлива.

Указанные различия в стоимости эксплуатации проявляются также при оценке стоимости жизненного цикла самолёта, которая, с позиций эксплуатанта, включает в себя затраты на покупку самолёта и его эксплуатацию в течение 25–30 лет (с учетом своевременной замены двигателей по истечении их ресурса). В этом случае минимальные расходы дает выбор интегрального МТС-2, который обеспечивает на 4% меньшую стоимость жизненного цикла, чем концепция МТС-1.

Таким образом, в принятой постановке задачи наиболее конкурентоспособным в транспортной авиации может стать самолет типа МТС-2 с интегральной конструкцией крыла и ТРДД, сохраняя свое экономическое преимущество в широком диапазоне возможных цен на топливо и продолжительности годового налёта.

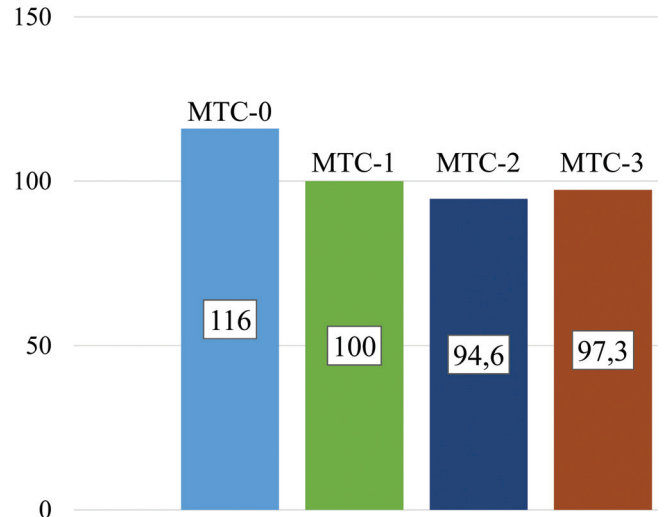


Рис. 7. Относительная цена вариантов, %

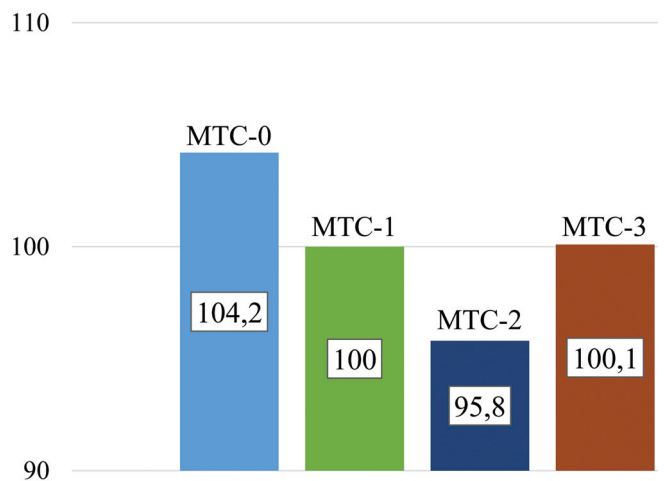


Рис. 8. Относительная величина ПЭР вариантов при годовом налёте 1300 ч, %

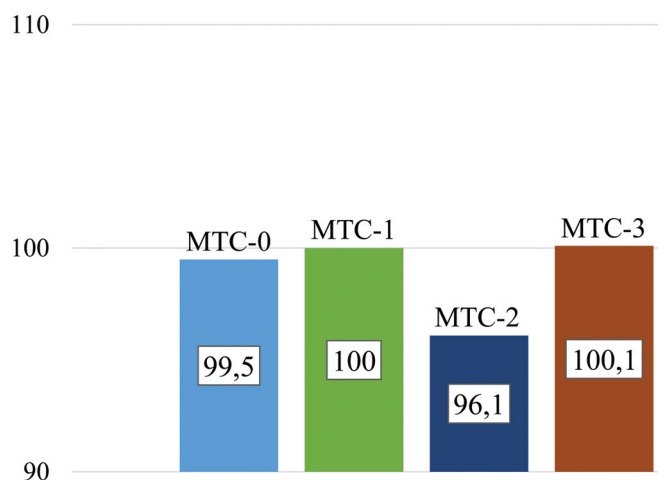


Рис. 9. Относительная величина ПЭР вариантов при годовом налёте 3900 ч, %

Выводы

Выполнено исследование, направленное на поиск возможных проектных решений для улучшения транспортной и экономической эффективности при соблюдении одинаковых эксплуатационных требований и единого уровня совершенства транспортных самолётов, имеющих класс грузоподъёмности 16—23 т. В связи с этим определены требования к габаритам грузовой кабины, грузоподъёмности и эксплуатационным характеристикам самолета этого класса.

Для целей настоящего исследования определены четыре концепции самолета, включая два варианта с классической компоновкой, оснащенные ТВВД или ТРДД на крыле, и два варианта с ТРДД, использующие различные варианты интеграции «крыло + фюзеляж + силовая установка».

Выполнен анализ отличий в характеристиках вариантов, которые прежде всего проявляются в эффективности силовых установок, включая двигатели, воздухозаборники, сопла и другие системы, отражающие принципиальные особенности схем. Определены аэродинамические и весовые характеристики рассматриваемых концепций самолетов. В результате для обычных (федеративных) схем самолётов прогнозируется близкий уровень аэродинамического качества, соответствующий $K=16$, а для интегральных схем самолетов с большим размахом крыла и меньшей смачиваемой поверхностью возможно увеличение качества до значений порядка $K=18 \div 19$. При этом возможно снижение массы снаряженного самолёта.

Получено, что при выполнении расчётной транспортной задачи (полёт на 3000 км с крейсерской скоростью и грузом 20 т) минимальную взлётную массу и расход топлива имеет самолёт с ТВВД. При этом, благодаря преимуществу в подъёмной силе крыла с обдувкой, получена наименьшая потребная длина ВПП.

Однако цена и ПЭР самолета с ТВВД являются наибольшими из сравниваемых концепций. Этот недостаток удастся уменьшить только при значительном годовом налете или высокой цене топлива.

Наименьшей ценой и себестоимостью эксплуатации при выполнении средней в парке транспортной работы «14 т × 1600 км» отличается интегральная схема с двигателями в центроплане крыла. При выполнении грузовых перевозок ее преимущество в ПЭР перед обычной схемой МДС-1 составляет 4,2%. Конкурентоспособность интегральной схемы обеспечивается в различных вариантах

применения независимо от годового налета и цены топлива.

Послесловие

Настоящая статья подготовлена по материалам исследований ЦАГИ, в том числе работы, выполненной в 1996 г. в интересах АНТК им. А.Н. Туполева.

Вывод ЦАГИ о преимуществах интегральной концепции транспортного самолета с двигателями в центроплане крыла привлек внимание В.И. Близнаюка — главного конструктора Ту-160, уже имевшего уникальный опыт практической разработки тяжелого самолета с интегральной конструкцией и к тому же возглавлявшего проект транспортного Ту-230. Собственные разработки транспортного самолета интегральной схемы под его руководством завершить не удалось из-за экономического кризиса. По этим же причинам АНТК им. А.Н. Туполева вынужден был вообще отказаться от проекта Ту-230.

Группа сотрудников, оставивших АНТК в кризисные годы, образовала новый конструкторский коллектив и посвятила себя разработке проекта многоцелевого транспортного самолета на основе представленной в статье концепции МТС-1. В основу проекта легли предложенные в ЦАГИ требования к транспортным характеристикам двухдвигательного самолета с грузоподъемностью около 20 т, а также выбранные размеры грузовой кабины, близкие к Ил-76. В этом отношении новый проект МТС радикально отличался от проекта Ту-230. Меняя названия в зависимости от юридического статуса коллектива разработчиков, этот проект со временем получил обозначение Ил-276.

Библиографический список

1. Карасев Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А. К вопросу создания магистральных транспортных самолетов с электрическими силовыми установками // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 1. С. 132-139.
2. Арутюнов А.Г., Кривиченко Я.О., Медведев А.С., Орлов В.С. Архитектура комплекса бортового оборудования перспективного транспортного самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 118-124.
3. Брук А.А., Удалов К.Г., Смирнов С.Г. и др. Иллюстрированная энциклопедия самолетов ЭМЗ им. В.М. Мясищева. — М.: Авико Пресс, 2005. — 315 с.
4. Проскурнин А.А., Соколов Л.А., Шириняц В.А. и др. Несущий фюзеляж самолета. Патент RU 2391251 С2. Бюл. №16, 10.06.2010.

5. Скворцов Е.Б., Шелехова А.С. Метод анализа альтернатив в концептуальном проектировании авиационной техники // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. №5. С. 54-62.
6. Болсуновский А.Л., Бондарев А.В., Гуревич Б.И., Скворцов Е.Б., Чанов М.Н., Шалашов В.В., Шелехова А.С. Разработка и анализ концепций гражданского самолета, использующих принципы интеграции // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 49-63.
7. Ермаков С.М., Бродский В.З., Жиглявский А.А. и др. Математическая теория планирования эксперимента. — М.: Наука, 1983. — 392 с.
8. Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. — 2-е изд., перереб. и доп. — М.: Наука, 1976. — 280 с.
9. Чернавских Ю.Н. Расчетные исследования по выбору основных параметров перспективного среднего транспортного самолета // Аэродинамика летательных аппаратов: Сборник трудов XVIII школы-семинара. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 97–98.
10. Бондарев А.В., Никитченко Ю.И., Скворцов Е.Б., Чанов М.Н. и др. Исследование возможных концепций двухдвигательного транспортного самолета с различными типами и компоновкой силовой установки // Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов XIX Международной школы-семинара (04-11 июня 2019; Евпатория). — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2019. С. 34–35.
11. ГОСТ 9238–2013. Габариты железнодорожного подвижного состава и приближения строений. — М.: Стандартинформ, 2014. — 179 с.
12. ГОСТ 18477–79. Контейнеры универсальные. Типы, основные параметры и размеры. — М.: Издательство стандартов, 2004. — 12 с.
13. Boeing: YC-15 Military transport. URL: <https://www.boeing.com/history/products/yc-15.page>
14. Lockheed Martin: C-130J Super Hercules One Aircraft, Many Capabilities. URL: https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/aero/documents/C-130J/C-130Brochure_NewPurchase_May2020_Web.pdf
15. Лаврухин Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел: В 3-х т. Т. 1. Внутренние характеристики сопел. — М.: Физматлит, 2003. — 376 с.
16. Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Талызин В.А. Аэрогазодинамика реактивных сопел: В 3-х т. Т. 3. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. — М.: Физматлит, 2016. — 1309 с.
17. Иванюшкин А.К., Кажан Е.В., Коротков Ю.В., Лысенков А.В., Третьяков В.Ф. Исследование воздухозаборников ТРДД в надфюзеляжной компоновке силовой установки // XXV Научно-техническая конференция по аэродинамике (27–28 февраля 2014; п. Володарского): Сборник трудов. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2014. С. 143–144.
18. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
19. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Складский Ф.И., Фомин Н.А. Проектирование самолетов: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 1972. — 516 с.
20. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. Вып. 2205. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1983. — 48 с.
21. ГОСТ 17106–90. Двигатели газотурбинные авиационные. Понятия, состав и контроль массы. — М.: ИПК Издательство стандартов, 1990. — 15 с.
22. Association Of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements. — Brüssel: AEA, 1989 (G(T)5656).

TECHNICAL CONCEPTS ANALYSIS OF TRANSPORT AIRCRAFT WITH VARIOUS POWER PLANT TYPES AND LAYOUT

Chanov M.N.* , Skvortsov E.B.** , Shelekhova A.S.*** , Bondarev A.V.**** ,
Ovchinnikov V.G.***** , Semenov A.A.***** , Chernavskikh Yu.N.*****

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: arzmax@bk.ru

** e-mail: skvortsov-tsagi@yandex.ru

*** e-mail: anna.shelekhova@tsagi.ru

**** e-mail: bondarevram@mail.ru

***** e-mail: ovg06@mail.ru

***** e-mail: nio-10@tsagi.ru

***** e-mail: urij_ch@mail.ru

Abstract

The article deals with multidisciplinary comparison of the twin-engine transport aircraft concepts with various types and layout of the power plant.

The main purpose of the study consists in the transport efficiency increasing of the wide-body aircraft. The key condition of the presented study is observance of the same operational requirements and a single level of technical excellence. All the concepts of a transport aircraft discussed in this article belong to the 16–23 tons load capacity class.

The article considered four technical concepts of a transport aircraft with two engines:

- the aircraft of traditional layout with turbofan engine (MTS-0);
- the aircraft of traditional layout with turbojet engine (MTS-1);
- the aircraft of integrated layout with turbojet engines positioned in the center wing section (MTS-2);
- the aircraft of integrated layout with turbojet engine above the stern of oval fuselage (MTS-3).

The authors performed analysis of the power plants efficiency; defined aerodynamic, weight and takeoff-landing characteristics, and perform comparison of both transport and economic efficiency of the concepts being considered.

The article showed that the aircraft with turbofan engine (MTS-0) demonstrated minimum fuel consumption, and it required minimum runway length at maximum flight range with the 20 tons load. The price and direct operating costs herewith of the aircraft with turbofan are the highest.

When performing average in the park transportation work with the 14 tons load, the integrated layout engines positioned in the center wing

section (MTS-2) is being distinguished by the lowest price and operating cost value. Thus, it can be recommended for commercial application.

Keywords: transport aircraft, technical concepts, power plant and airframe integration, turbojet engines, multidisciplinary comparison.

References

1. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. Development of cargo aircrafts with electric power plants. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.
2. Arutyunov A.G., Krivichenko Ya.O., Medvedev A.S., Orlov V.S. On-board equipment complex architecture for prospective transport aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 118-124.
3. Bruk A.A., Udalov K.G., Smirnov S.G. et al. *Illyustrirovannaya entsiklopediya samoletov EMZ im. V.M. Myasishcheva* (Illustrated encyclopedia of the EMZ aircraft named after V.M. Myasishchev), Moscow, Aviko Press, 2005, 315 p.
4. Proskurnin A.A., Sokolov L.A., Shirinyants V.A. et al. *Patent RU 2391251 C2*, 10.06.2010.
5. Skvortsov E.B., Shelekhova A.S. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 5, pp. 54-62.
6. Bolsunovskii A.L., Bondarev A.V., Gurevich B.I., Skvortsov E.B., Chanov M.N., Shalashov V.V., Shelekhova A.S. Development and analysis of civil aircraft concepts employing integration principles. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 49-63.
7. Ermakov S.M., Brodskii V.Z., Zhiglyavskii A.A. et al. *Matematicheskaya teoriya planirovaniya eksperimenta* (Mathematical theory of experiment planning), Moscow, Nauka, 1983, 392 p.
8. Adler Yu.P., Markova E.V., Granovskii Yu.V. *Planirovanie eksperimenta pri poiske optimal'nykh uslovii* (Planning an experiment in search for optimal conditions), Moscow, Nauka, 1976, 280 p.

9. Chernavskikh Yu.N. *Materialy XVIII shkoly-seminara "Aerodinamika letatel'nykh apparatov"*, Moscow, TsAGI, 2007, pp. 97–98.
10. Bondarev A.V., Nikitchenko Yu.I., Skvortsov E.B., Chanov M.N. et al. *Materialy XIX Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (04-11 June 2019; Evpatoriya)*, Moscow, TsAGI, 2019, pp. 34–35.
11. *Gabarity zheleznodorozhnogo podvizhnogo sostava i priblizheniya stroeniy. GOST 9238–2013* (Construction and rolling stock clearance diagrams, State Standard 9238–2013), Moscow, Standarty, 2014, 179 p.
12. *Konteynery universal'nye. Tipy, osnovnye parametry i razmery. GOST 18477–79* (Universal containers. Types, basic parameters and dimensions, State Standard 18477–79), Moscow, Standarty, 2004, 12 p.
13. *Boeing: YC-15 Military transport*. URL: <https://www.boeing.com/history/products/yc-15.page>
14. *Lockheed Martin: C-130J Super Hercules One Aircraft, Many Capabilities*. URL: https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/aero/documents/C-130J/C-130Brochure_NewPurchase_May2020_Web.pdf
15. Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. Tom 1. Vnutrennie kharakteristiki сопел* (Aero-gas dynamics of jet nozzles. Vol. 1. Internal characteristics of nozzles), Moscow, Fizmatlit, 2003, 376 p.
16. Lavrukhin G.N., Ivan'kin M.A., Talyzin V.A. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. Tom 3. Vneshnee soprotivlenie i poteri effektivnoi tyagi сопел* (Aero-gas dynamics of jet nozzles. Vol. 3. External resistance and loss of effective thrust of the nozzles), Moscow, Fizmatlit, 2016, 1309 p.
17. Ivanyushkin A.K., Kazhan E.V., Korotkov Yu.V., Lysenkov A.V., Tret'yakov V.F. *Materialy XXV Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (27-28 February 2014; p. Volodarskogo)*, Moscow, TsAGI, 2014, pp. 143–144.
18. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. et al. *Proektirovanie samoletov* (Design of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
19. Badyagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklyanskii F.I., Fomin N.A. *Proektirovanie samoletov* (Design of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 516 p.
20. Barinov V.A. *Trudy TsAGI*. Issue 2205, Moscow, TsAGI, 1983, 48 p.
21. *Dvigateli gazoturbinnye aviatsionnye. Ponyatiya, sostav i kontrol' massy. GOST 17106–90* (Aircraft gas-turbine engines. Concepts, composition and mass control, State Standard 17106–90), Moscow, Standarty, 1990, 15 p.
22. *Association of European Airlines: Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements, Brüssel, AEA, 1989 (G(T)5656)*.