

## РАЗРАБОТКА И АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИЙ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ПРИНЦИПЫ ИНТЕГРАЦИИ

Болсуновский А.Л.\* , Бондарев А.В.\*\* , Гуревич Б.И.\*\*\* , Скворцов Е.Б.\*\*\*\* ,  
Чанов М.Н.\*\*\*\*\* , Шалашов В.В.\*\*\*\*\* , Шелехова А.С.\*\*\*\*\*

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия*

\* e-mail: bolsun@progtech.ru

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

\*\*\* e-mail: gurevich-tsagi@yandex.ru

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

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

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

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

---

Исследуется возможность улучшения эксплуатационных характеристик гражданского самолета посредством повышения степени двухконтурности двигателя, конструктивно-компоновочных мероприятий по изменению схемы двигателя и его интеграции с планером самолета. Рассмотрены восемь вариантов концепции дальнего магистрального самолета, основанных на сочетаниях трёх упомянутых факторов, выполнена оценка их технических характеристик. По результатам сравнения выделены концепции со значительным потенциалом, которые рекомендованы для дальнейшего изучения.

*Ключевые слова:* многодисциплинарная экспертиза, интеграция элементов планера, силовая установка, степень двухконтурности, инновационные технологии.

---

### Введение

Целью работы стал поиск технологий для существенного улучшения эксплуатационных характеристик перспективных самолетов гражданской авиации. Исследование проведено по инициативе академика РАН Г.С. Бюшгенса с участием ведущих специалистов «ЦАГИ», среди которых: Бирюк В.И., Иванюшкин А.К., Коротков Ю.В., Лаврухин Г.Н., Кукса В.И., Семенов А.А., Шелехова С.В.

Рассмотрено три возможных направления инноваций:

— применение турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) с увеличенной степенью двухконтурности (14—18 вместо 4—6) для уменьшения расхода топлива и шума на местности;

— применение так называемой распределенной силовой установки (РСУ) с отдельными газогенератором и вентилятором, соединенными механической трансмиссией;

— интеграция элементов планера и силовой установки (СУ) ради полезных эффектов в аэродина-

мике, конструкции и получения новых эксплуатационных свойств.

В соответствии с этими независимыми принципами разработан ряд возможных конфигураций дальнего магистрального самолета (ДМС), которые различаются разными сочетаниями степени двухконтурности, схемами ТРДД и приемами интеграции элементов в системе «планер + двигатель». Выполнена многодисциплинарная экспертная оценка вариантов компоновки самолета, которая стала основанием для выбора наиболее эффективных концепций.

### Формирование альтернативных вариантов

Объектами исследования стали принципы интеграции элементов СУ с крылом и фюзеляжем и другие инновации. Вопросы интеграции рассматриваются с учетом научно-технического прогресса в гражданском двигателестроении, который сопровождается заметным увеличением степени двухконтурности  $m_0$  ТРДД: от 4—6 для современных двигателей до 14—18 в перспективе. Этот процесс со-

проводится увеличением поперечных размеров ТРДД (из-за уменьшения удельной тяги), что препятствует их интеграции с крылом и фюзеляжем.

Выход видится в дезинтеграции (разделении на движитель и газогенератор) ТРДД сверхбольшой степени двухконтурности с целью уменьшения единичных размеров модулей (вентилятора, газогенератора) и габаритов РСУ в целом. При этом возникают новые условия для интеграции с планером СУ.

Исследование инновационных технологий, в том числе обеспечивающих интеграцию планера и двигателя (ИПД-технологий), выполнено с применением метода анализа альтернатив [1, 2], который в отличие от подходов, используемых в [3, 4], основан на теории планирования экспериментов [5, 6] и предусматривает проведение серии расчетных экспериментов с последующим сравнением их результатов. Независимые факторы сравнительного анализа приведены на рис. 1–3.

Исследование проводится на примере дальнего магистрального самолета, предназначенного для

перевозки 200 пассажиров на дальность около 11000 км со скоростью, соответствующей  $M = 0,82$ . Базовый вариант самолета ИПД-0 (рис. 4) имеет традиционную конструкцию и компоновку. Силовая установка включает в себя два ТРДД умеренной степени двухконтурности со стартовой тягой 21,4 т. Мотогондолы двигателей размещены на пилонах под крылом. Крыло в схеме «низкоплан» имеет площадь 246 м<sup>2</sup> и размах 48,3 м.

Вариант ИПД-1 разработан, чтобы обеспечить размещение на самолете двигателя сверхбольшой степени двухконтурности на пилонах под крылом в распространенной схеме «высокоплан». В этом случае возможно применение двигателей увеличенных габаритов (диаметр мотогондолы  $D_{\text{мг}} \approx 3,5$  м вместо  $D_{\text{мг}} \approx 2,7$  м для двигателя умеренной двухконтурности). Стартовая тяга двигателей самолета увеличена до 24,3 т в связи с необходимостью сохранить среднюю тягу двигателей на разбеге при увеличении степени двухконтурности двигателей от  $m_0 = 5$  до  $m_0 = 16$ . Отмеченные различия в тяге сохраня-

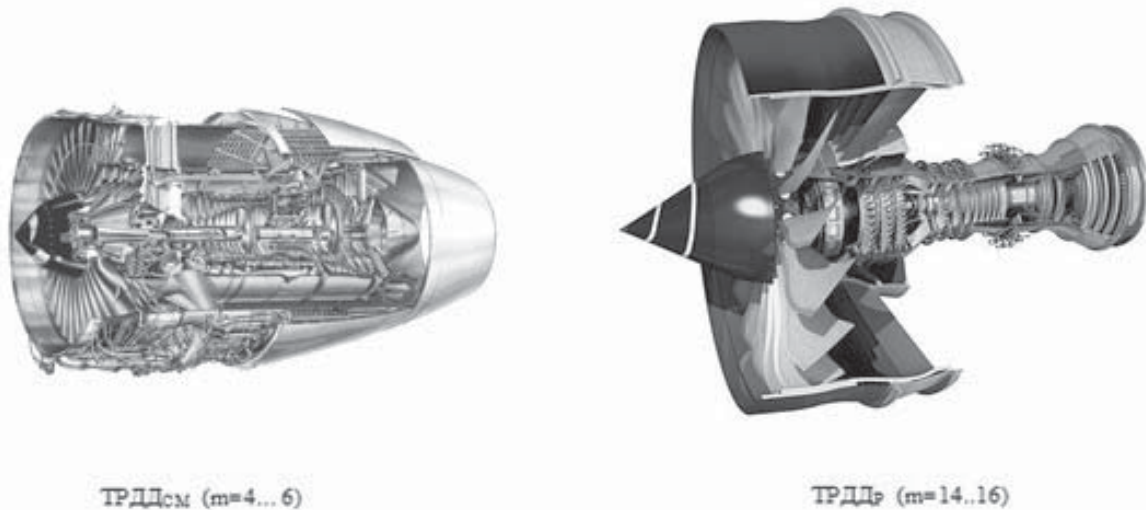


Рис. 1. Независимые факторы сравнения: разная степень двухконтурности ТРДД

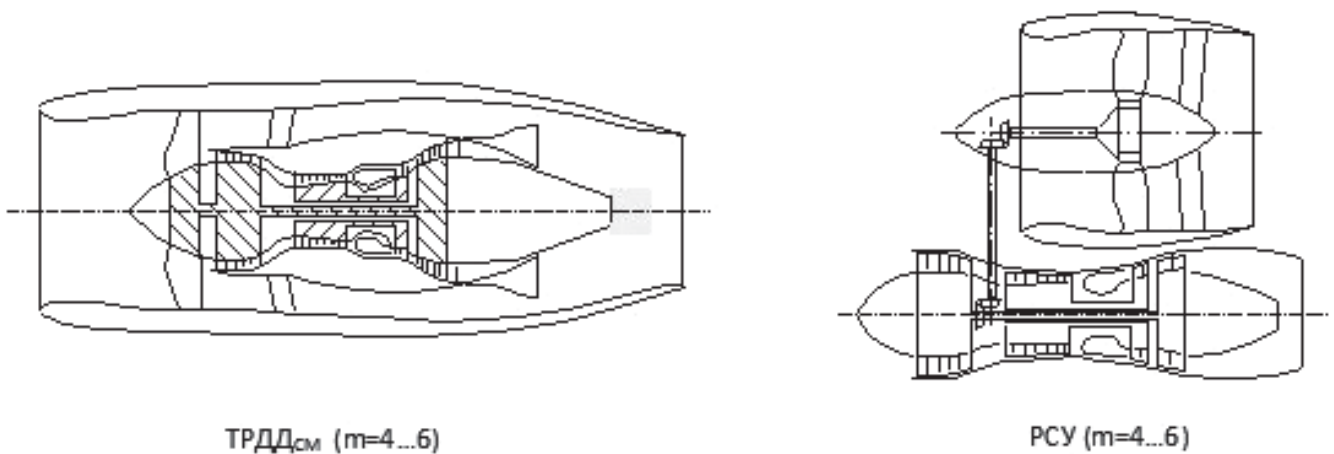


Рис. 2. Независимые факторы сравнения: разная степень интеграции элементов двигателя (по материалам ЦИАМ)

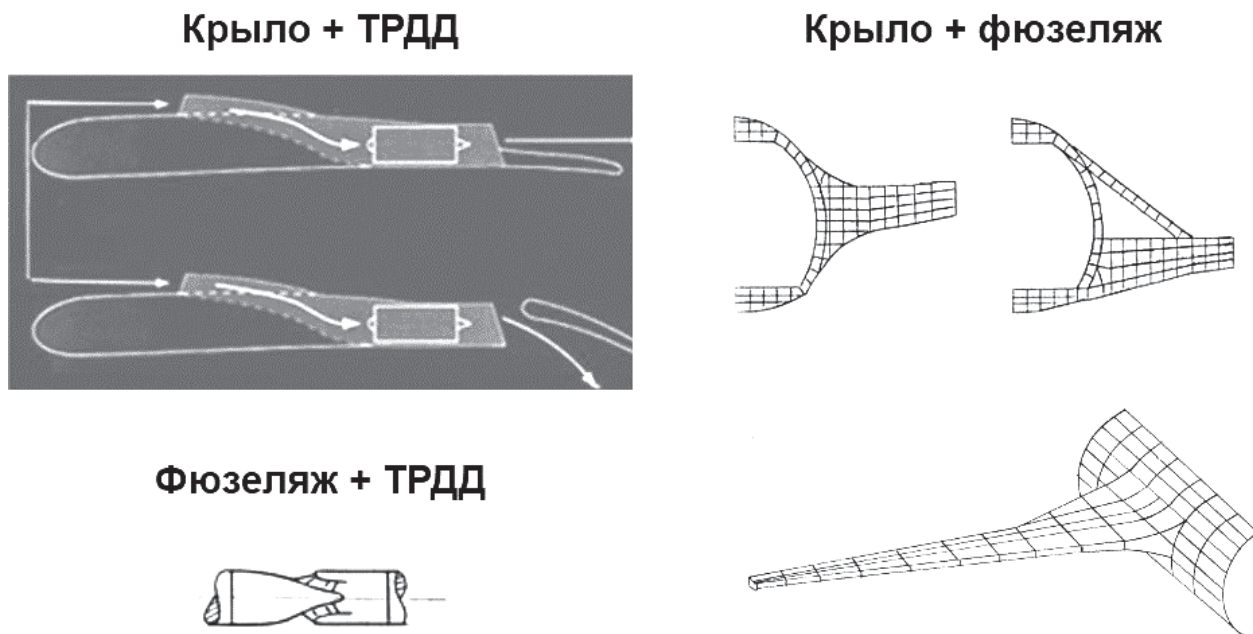


Рис. 3. Независимый фактор: элементы интеграции планера и силовой установки

ются и для вариантов РСУ с такой же степенью двухконтурности, включенных в состав других концепций.

Количество возможных концепций интегрального самолета, включая базовый вариант, в соответствии с методикой проведения полнофакторного эксперимента соответствует числу сочетаний трех факторов  $2^3 = 8$  (рис. 4). Разработка вариантов выполнена с учетом рекомендаций [7, 8]. Их характеристики приведены в табл. 1.

#### Оценка вариантов силовой установки

Снижение удельного расхода топлива ТРДД обеспечивается путем повышения эффективного коэффициента полезного действия (КПД) термодинамического цикла и полетного КПД двигателя. Повышение КПД термодинамического цикла достигается повышением параметров рабочего процесса (суммарной степени повышения давления в компрессоре и температуры газа перед турбиной), реализуемых разработкой новых технологий, материалов, способов эффективного охлаждения «горячей» части, и ведет к созданию нового поколения двигателей.

Для рассмотренных вариантов ИПД ДМС (рис. 4) проведен анализ газодинамического совершенства воздухозаборников (ВЗ) и реактивных сопел (РС), получены эффективные тягово-экономические и весовые характеристики СУ. Оценки предложенных компоновочных решений даны в сравнении с базовым вариантом ИПД-0 на крейсерском режиме полета самолета ( $H = 11$  км,  $M = 0,82$ ). Выполнен термодинамический расчет двигателей.

При расчетах перспективных тягово-экономических характеристик ТРДД на крейсерском режиме типовой коэффициент восстановления полного давления, характерный для нерегулируемых дозвуковых ВЗ, оценен на уровне 0,997, а коэффициент скорости, характеризующий внутренние потери тяги в РС, — 0,996. Однако при установке двигателя на самолет реальные величины потерь в ВЗ и РС могут изменяться из-за влияния элементов самолета на характер внутреннего и внешнего обтекания ВЗ и РС.

Расчет эффективных тягово-экономических характеристик двигателей проводился методами [8, 15], в соответствии с которыми определено изменение тяги двигателя и удельного расхода топлива за счет потерь полного давления в ВЗ. Учитывалось изменение тяги и удельного расхода топлива в зависимости от потерь тяги в РС [10–12], а также при отборах воздуха и мощности на самолетные нужды. Суммарное изменение удельного расхода топлива в крейсерском полете показано на рис. 5.

Весовой анализ СУ для исследуемых вариантов самолетов был проведен согласно принятой в ЦАГИ методике, а также на основе фактических данных по весу СУ отечественных самолетов. В весовую сводку СУ включены [13]: сухой вес двигателя (с редуктором), реверсивное устройство, вес мотогондолы с элементами крепления, вес пилонов, каналов подвода воздуха к двигателю, трансмиссий и винтовентилятора. Остальные элементы, включая элементы топливной системы, звукопоглощающей конструкции и др., в сравнении не учитывались, так

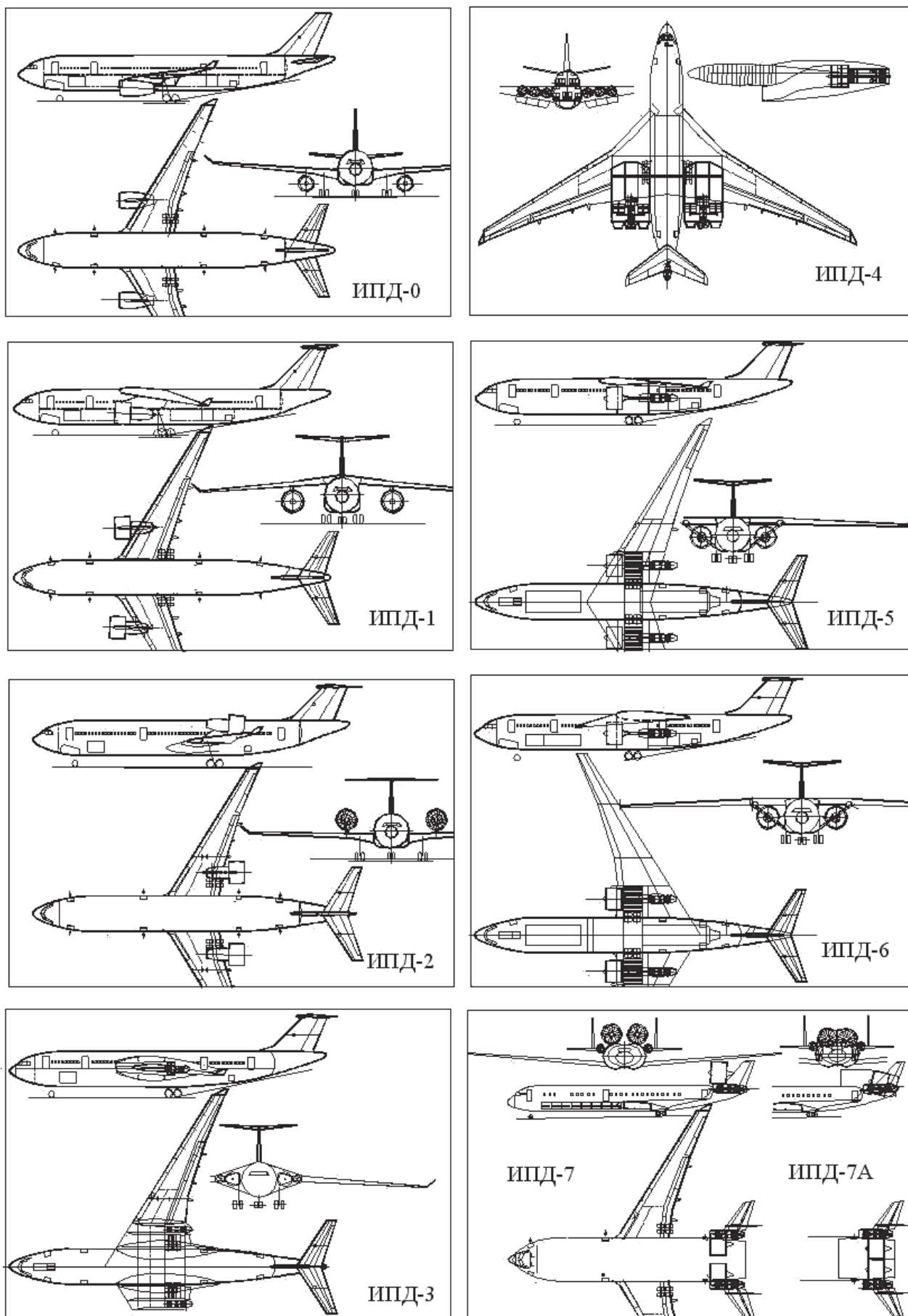


Рис. 4. Разработанные варианты концепции ДМС

Таблица 1

## Основные параметры разработанных вариантов концепции ДМС

Вариант	ИПД-0	ИПД-1	ИПД-2	ИПД-3	ИПД-4	ИПД-5	ИПД-6	ИПД-7, 7А
Крыло	Низкоплан	Высокоплан	Низкоплан	Среднеплан	Среднеплан	Высокоплан с подкосом	Высокоплан обр.стрел. с подкосом	Низкоплан
Оперение	Палубное	Т-образное	Т-образное	Т-образное	Палубное	Т-образное	Т-образное	Двухкилевое палубное
Мотогондола	Под крылом на пилонах	Под крылом на пилонах	Над крылом на пилонах	В толщине крыла	В толщине крыла	На подкосе крыла	На подкосе крыла	На хвосте фюзеляжа
Двигатель	ТРДД	ТРДД	ТРДД	РСУ	РСУ	РСУ	РСУ	РСУ
Тяга, т	2×21.4	2×24.3	2×24.3	2×21.4	2×24.3	2×24.3	2×24.3	2×24.3
Степень двухконгурности	4-6	14-18	14-18	4-6	14-18	14-18	14-18	14-18
Размах крыла, м	48.27	48.27	48.27	56.5	60.33	58.6	58.6	49.5
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	246	246	246	345	386	328	362	255
Удлинение крыла	9.47	9.47	9.47	9.25	9.4	10.47	9.5	9.61
Диаметр фюзеляжа, м	5.64	5.64	5.64	5.64	5×6.3	5.64	5.64	6.85×4.15
Отн.мидель фюзеляжа	0.1	0.1	0.1	0.072	0.062	0.076	0.069	0.091
Омываемая поверхность, м <sup>2</sup>	1370	1357	1390	1390	1470	1670	1770	1350



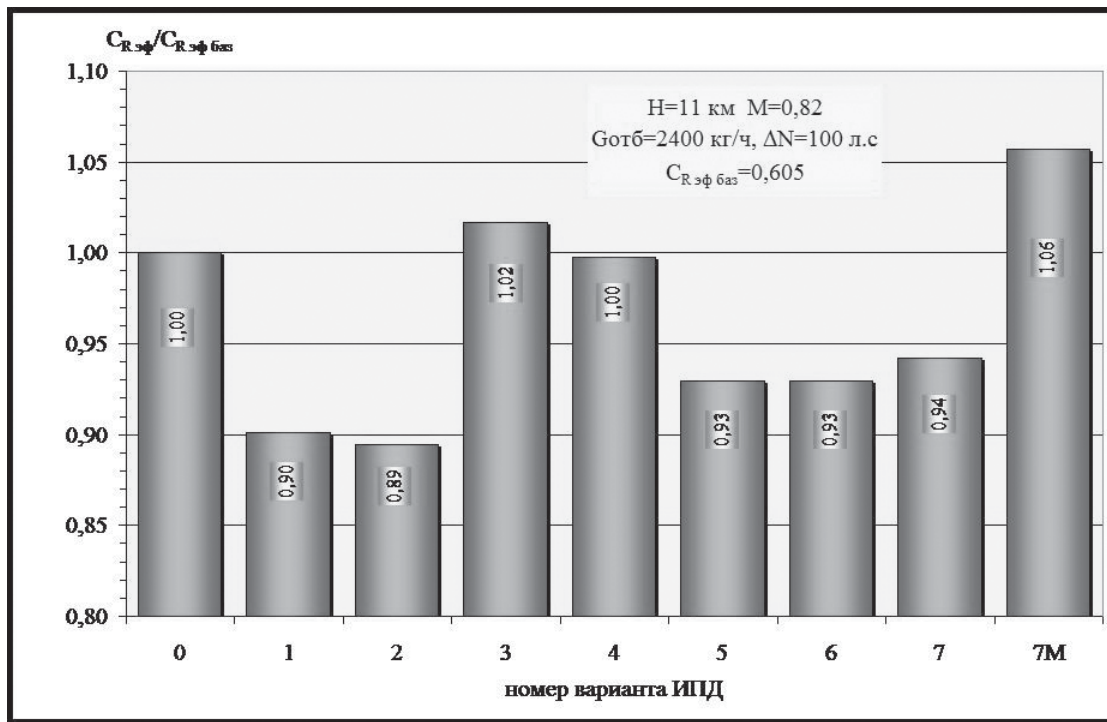


Рис. 5. Изменение эффективного удельного расхода топлива в сравнении с базовой схемой ( $C_{Rэф}/C_{Rэф баз} = 1$ )

как полагалось, что они имеют близкий вес для всех схем самолета.

В сухой вес двигателя [14] включаются элементы, обеспечивающие работоспособность двигателя — вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло и другие. Вес деталей и агрегатов, предназначенных для установки двигателя на самолете, а также вес рабочих жидкостей, как правило, не включается в сухой вес двигателя.

Удельный вес двигателей определен по прототипам — ПС-90А и НК-93 — с пересчетом на увеличенные размеры и взлетные тяги. Как известно, увеличение степени двухконтурности приводит к увеличению потребной взлетной тяги (из-за более интенсивного снижения тяги с ростом скорости) и к ухудшению весового совершенства ТРДД.

Результаты оценки веса СУ рассматриваемых компоновок приведены на рис. 6.

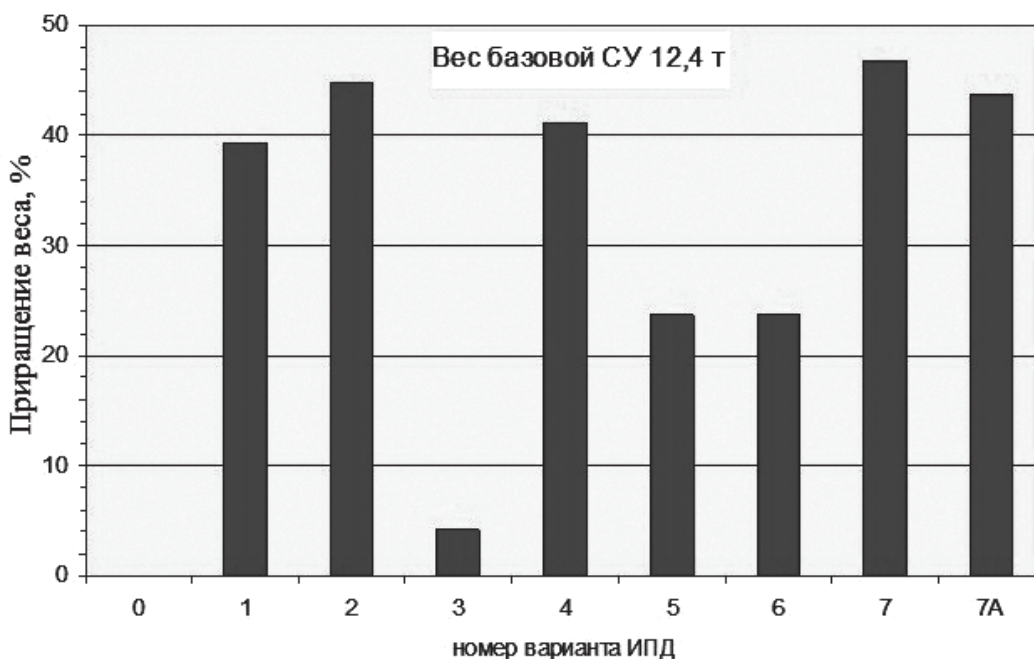


Рис. 6. Приращение веса СУ в сравнении с базовой схемой

Получено, что существенную долю (около 20%) в весе СУ с двигателями большой степени двухконтурности составляет вентилятор (в схеме ТРДД) или винтовентилятор (в схеме РСУ). Разделение винтовентилятора на три отдельных модуля (ИПД-4) примерно в 1,5 раза снижает общий вес винтовентилятора, а также и вес редуктора из-за снижения степени редукции примерно в два раза. Получено, что учтенный вес СУ с двигателями типа НК-93 в вариантах ИПД-1, ИПД-2, ИПД-4, ИПД-7, ИПД-7А примерно на 40% превышает вес СУ ИПД-0 с двигателями типа ПС-90А. В вариантах ИПД-5, ИПД-6 превышение составило только 24%. Это связано с тем, что в данных компоновках крепление двигателя осуществляется на подкосах крыла, вес которых включается в вес планера ЛА.

**Аэродинамика и конструкция вариантов**

Сравнение особенностей СУ для расчетных вариантов самолета дополнено их аэродинамическим и весовым анализом.

Непосредственный расчет аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов был затруднен из-за отсутствия геометрических данных, соответствующих оптимизированным аэродинамическим компоновкам. В данной работе для оценки возможных аэродинамических характеристик сравниваемых компоновок принят подход, который основан на экспертных оценках дополнительных издержек  $\Delta C_x$  в аэродинамическом сопротивлении самолета по сравнению с «идеальной» полярой.

Поляра самолета на крейсерском режиме представлена в следующем виде:

$$C_x = C_{x_0} + \Delta C_{x_{\text{вред}}} + C_y^2 / (\pi \lambda e) + C_{x_B}. \quad (1)$$

Здесь  $C_{x_0}$  — лобовое сопротивление при одинаковых относительных толщинах крыла и числах Рейнольдса, являющееся линейной функцией  $\bar{S}_{\text{ом}}$ ,

$$C_{x_0} = k S_{\text{ом}};$$

$\Delta C_{x_{\text{вред}}}$  — дополнительное вредное сопротивление по сравнению с базовой компоновкой (для ИПД-0 по определению  $\Delta C_{x_{\text{вред}}} = 0$ );  $e$  — коэффициент Освальда ( $e \approx 0.8$  для хорошо спроектированных классических компоновок), характеризующий и часть профильного сопротивления, зависящего от коэффициента подъемной силы  $C_y$  (отличие от оптимального распределения нагрузки по размаху штрафуется снижением коэффициента  $e$ );  $C_{x_B}$  — сопротивление, зависящее от числа Маха (оценено по формуле Баринова [16]),

$$C_{x_B} = 0,0038 [0,11 / (0,11 - M + M_{\text{кр}}^*)]^3, \quad (2)$$

где

$$M_{\text{кр}}^* (C_y \neq 0,5) = 0,05 + M_{\text{кр}}^* (C_y = 0,5) - 0,2 C_y^2.$$

Собственно волновое сопротивление является только частью (2). Однако в рамках данной работы будем его называть волновым. Видно, что такое сопротивление зависит только от значения

$M_{\text{кр}}^* (C_y = 0,5)$ . Для экспертных оценок удобнее назначать уровень  $C_{x_B}$  на крейсерском режиме ( $M = 0.82, C_y = 0.5$ ), точнее приращения  $\Delta C_{x_B}$  по сравнению с базовой компоновкой ИПД-0. Тогда для других значений  $C_y$  значения  $C_{x_B}$  можно пересчитать, используя формулу (2).

Типичными значениями для ИПД-0 являются  $C_{x_B} = 0.0020, k = 0.0026$ . При этих значениях  $K_{\text{max}} = 18.6$  при  $M = 0.82$  (табл. 2). В сравнении с базовым вариантом рассмотрены все остальные компоновки, экспертно определены эмпирические коэффициенты исходя из особенностей их трансзвукового обтекания.

Таблица 2

Сравнение аэродинамических характеристик при  $M_{\text{крейс}} = 0.82$

№	$S_{\text{хар}}$	$\Delta S_{\text{ом}}$	$\lambda$	$M_{\text{кр}}^*$	$e$	$\Delta C_{x_{\text{вр}}}$	$\Delta C_{x_B}$	$K_{\text{max}}$	$C_{y_{K_{\text{max}}}}$
0	246	5.54	9.47	0.846	0.8	0	0	18.6	0.52
1	246	5.59	9.47	0.837	0.8	0	5	18.2	0.51
2	246	5.71	9.47	0.846	0.775	0	0	18.3	0.525
3	345	4.21	9.25	0.833	0.775	5	7.5	19.9	0.46
4	386	4.585	9.40	0.833	0.75	5	7.5	18.9	0.47
5	328	5.067	10.47	0.823	0.75	15	15	17.7	0.50
6	362	4.76	9.50	0.837	0.8	10	5	19.0	0.50
7	255	5.35	9.61	0.846	0.75	5	0	18.2	0.51

Из табл. 2 видно, что наибольшими значениями максимального аэродинамического качества в крейсерском полете обладают компоновки с наименьшей относительной поверхностью трения  $\bar{S}_{ом}$ . В частности, можно отметить благоприятные особенности вариантов ИПД-4 и ИПД-6, где существенное увеличение площади крыла (примерно в 1,5 раза по сравнению с ИПД-0) уменьшило влияние фюзеляжа и мотогондол на аэродинамическое сопротивление и вместе с этим увеличило аэродинамическое качество на 2%.

Обращает на себя внимание схема ИПД-3, для которой характерно не столь большое увеличение площади крыла, однако достигнуто наибольшее преимущество в аэродинамическом качестве — на 7% в сравнении с базовым вариантом. В концепции ИПД-3 отсутствуют выступающие мотогондолы и действует «струйный» эффект протока воздуха в толщине крыла.

Проведена также оценка веса конструкции вариантов самолета на основе приближенных методов для начальных этапов проектирования. В основу методики положена упрощенная модель упругого самолета, составленная из системы перекрестных балок, а также статистические данные, полученные на основе анализа реальных летательных аппаратов. Сравнение восьми вариантов концепции ДМС (рис. 7) показало, что уменьшенным на 2–3% весом конструкции в сравнении с базовым вариантом обладают схемы ИПД-3 и ИПД-5, в которых интеграция крыла и фюзеляжа основана на использовании большой строительной высоты шпангоутов фюзеляжа для передачи нагрузок от лонжеронов крыла.

Но радикальное снижение веса конструкции — около 7% — отмечается у вариантов ИПД-4 и ИПД-7, для которых характерно применение укороченного двухобъемного фюзеляжа с уменьшенными нагрузками от оперения.

### Сравнение альтернативных концепций

Проведенное выше многодисциплинарное исследование служит для выбора перспективных концепций интеграции планера и двигателей (ИПД). Расчетные оценки вариантов ИПД выполнены при одинаковых условиях сравнения, а именно:

- варианты самолета выполняют одинаковую транспортную задачу, включая принятую дальность полета и пассажировместимость;
- площадь крыла и тяга двигателей в данном случае не оптимизируются, а выбираются в соответствии с отличительными признаками варианта ИПД;
- число расчетных вариантов ИПД ограничивается по результатам экспертной оценки технических и эксплуатационных характеристик;
- выбранные концепции ИПД служат для дальнейшей оптимизации параметров и расчетно-экспериментального исследования критических технологий.

Основные результаты анализа вариантов ИПД приведены в табл. 3–5.

**ИПД-0 (базовый вариант).** Представляет собой ДМС в классической конфигурации с двумя обычными ТРДД умеренной степени двухконтурности ( $m_0 = 4–6$ ). Техническое совершенство двигателей соответствует уровню ПС-90А.

**ИПД-1.** Степень двухконтурности ТРДД увеличена до 14–18, что позволило уменьшить эффек-

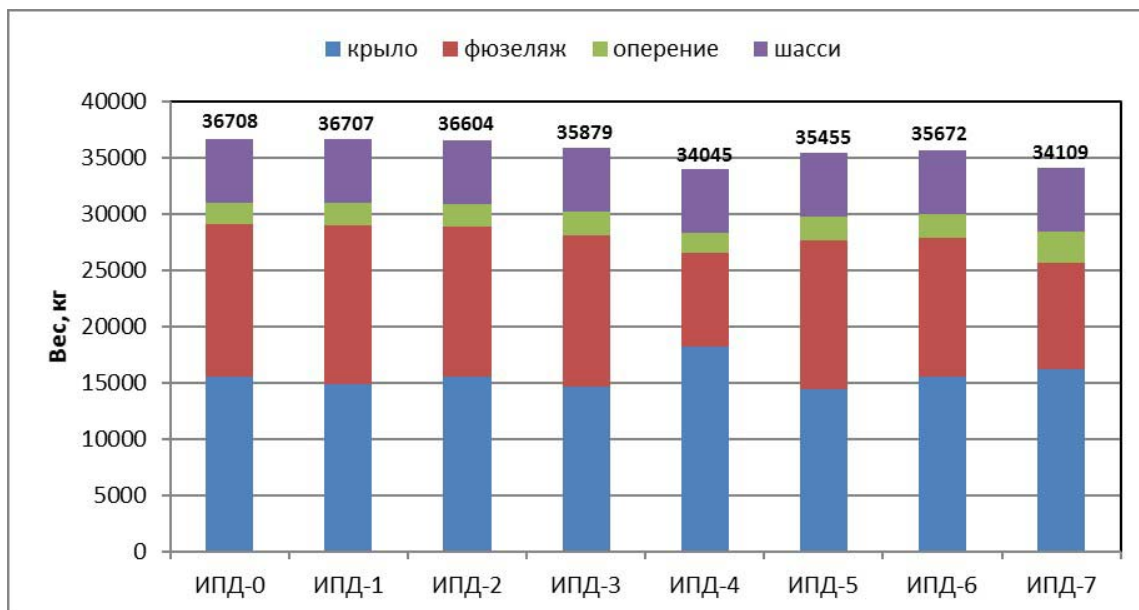


Рис. 7. Весовое сравнение конструкций вариантов



Таблица 3

## Сравнение расчетных вариантов по топливной эффективности

Вариант ИПД	0	1	2	3	4	5	6	7	7А
1. Технические характеристики:									
- максимальное аэродинамическое качество	18,6	18,2	18,3	19,9	18,9	17,7	19,0	18,2	
- эффективный удельный расход топлива, кг/кгс·ч	0,605	0,545	0,541	0,612	0,593	0,562	0,562	0,57	0,639
- изменение веса снаряженного самолета, т	0	+4,9	+5,4	-032	+2,45	+1,65	+1,87	+3,21	
2. Изменение топливной эффективности в зависимости от:									
- максимального аэродинамического качества	1,0	1,0220	1,0164	0,9347	0,9841	1,0508	0,9789	1,0220	
- эффективного удельного расхода топлива	1,0	0,901	0,894	1,012	0980	0,929	0,929	0,942	1,057
- веса снаряженного самолета	1,0	1,0561	1,0677	0,9963	1,0280	1,0189	1,0214	1,0367	
3. Изменение топливной эффективности	1,0	0,972	0,97	0,942	0,991	0,995	0,929	0,998	

Таблица 4

## Преимущества интеграции: качественное сравнение расчетных вариантов по техническим характеристикам

Вариант ИПД	0	1	2	3	4	5	6	7	7А
1. Аэродинамика				++	+		+		
2. Экономичность силовой установки		+	+			+	+		
3. Вес:									
- конструкции				+	++	+	+	++	++
- силовой установки	+			+					
4. Топливная эффективность самолета			+	++			++		

Таблица 5

## Преимущества интеграции: качественное сравнение расчетных вариантов по эксплуатационным характеристикам

Вариант ИПД	0	1	2	3	4	5	6	7	7А
1. Расход топлива	+		+	++			++		
2. Экология/шум			+	++	+			+	+
3. Безопасность эксплуатации:									
- управляемость на малых скоростях полета			++	+	+		+		
- посадка на воду			+	+		+	+	+	+
- инжекция посторонних предметов		+	++	+		+	+	++	++
Общая оценка	1	1	7	7	2	2	5	4	4

тивный удельный расход топлива на 10% (табл. 3). Однако весовые издержки, связанные с применением двигателей типа НК-93 (с закапотированным винтовентилятором) в СУ самолета, ликвидировали половину отмеченного преимущества. Проблема увеличенного диаметра мотогондолы в этом варианте решена переносом крыла в положение «высокоплан». Благодаря этому обеспечен достаточный по безопасности клиренс воздухозаборников, но ценой на 2% меньшего аэродинамического ка-

чества самолета. Поэтому улучшение технических характеристик в этом варианте ограничено 3%, несмотря на значительное увеличение степени двухконтурности ТРДД.

**ИПД-2.** В данном случае проблема большого диаметра ТРДД с увеличенной степенью двухконтурности решена его установкой над крылом у задней кромки. В этой области возможно местное торможение потока, что могло бы привести к повышению КПД вентилятора в сжимаемом потоке. По-

этому в отличие от ИПД-1 в этой схеме рассмотрен ТРДД с задним расположением вентилятора, что изменило оценки по аэродинамике воздухозаборника и сопла. Тем не менее получено, что в этой схеме увеличенная степень двухконтурности позволила уменьшить эффективный расход топлива примерно на такую же величину — 10% (табл. 3, 4). Близкие весовые и аэродинамические характеристики ИПД-1 и ИПД-2 определили примерно одинаковый уровень топливной эффективности самолета — на 3% лучше, чем ИПД-0.

Однако вариант ИПД-2 имеет ряд принципиальных особенностей, не включенных в эту оценку. Показано [17, 18], что схема ИПД-2 является рациональной конфигурацией для эффективного применения отклоняемого вектора тяги (ОВТ) на гражданском самолете. ОВТ позволяет улучшить управляемость гражданского самолета (табл. 5) на малых скоростях полета (взлет, посадка, уход на второй круг), для которых характерно наибольшее число аварийных ситуаций. Способности полностью парировать боковой ветер и совершать посадку без крена, парировать возмущения от несимметричного обтекания самолета и совершать управляемое движение на углах атаки, превышающих углы сваливания, вносят заметный вклад в безопасность эксплуатации гражданского самолета.

С особенностями варианта ИПД-2 связаны и другие полезные функции. В первую очередь, это безопасная вынужденная посадка на воду (без крена в условиях ветра, без мотогондол под крылом, создающих переворачивающий момент сил гидродинамического сопротивления).

Совершенно очевидным в схеме ИПД-2 является исключение инъекции посторонних предметов с поверхности земли, хотя вероятность инъекции снега и льда с поверхности крыла нуждается в изучении.

Расчетные исследования [19] показали, что в схеме ИПД-2 крыло и фюзеляж экранируют шум от ТРДД. Поэтому в сумме по трем контрольным точкам его величина оказывается на 10дБ меньше, чем для обычной конфигурации ИПД-0.

**ИПД-3.** Отличается размещением двигателей в корневой части крыла, имеющей увеличенную строительную высоту. Благодаря такому способу интеграции увеличивается ширина жесткой конструкции центроплана, а с ней и размах крыла. Исключаются мотогондолы с пилонами. Все вместе это позволило на 7% увеличить аэродинамическое качество практически без изменения веса самолета (табл. 3, 4).

Учитывая условия интеграции двигателей и крыла, в этой схеме применена РСУ с умеренной

степенью двухконтурности ( $m_0 = 4 \div 6$ ), как в базовом варианте ИПД-0. Поэтому все преимущества ИПД-3 в топливной эффективности — 6% (табл. 3) связаны с аэродинамикой самолета. Применение в дальнейшем РСУ с высокой степенью двухконтурности можно рассматривать как возможный резерв дополнительного улучшения топливной эффективности.

Нетрадиционная конструкция РСУ с вентилятором и газогенератором, связанными трансмиссией, позволяет отдалить от пассажирского салона газогенератор, как основной источник шума и пожароопасности, и с большей эффективностью использовать пространство силового треугольника крыла для размещения двигателя.

Анализ видимых особенностей концепции ИПД-3 позволяет заключить, что по экологическим факторам (шум на местности) эта схема имеет даже большие преимущества, чем вариант ИПД-2 (табл. 4). По данным [20], они могут достигать 30 EPN дБ.

**ИПД-4.** Вариант отличается высокой степенью интеграции крыла и фюзеляжа, что весьма благоприятно сказалось на весе конструкции, особенно короткого двухпалубного фюзеляжа. Это позволило вполнину уменьшить весовые издержки от применения РСУ с увеличенной степенью двухконтурности ( $m_0 = 14 \div 18$ ).

Для ИПД-4 рассмотрена нетрадиционная конструкция, включающая модуль ТРДД с умеренной степенью двухконтурности ( $m_0 = 4 \div 6$ ), газогенератор которого через трансмиссию передает мощность на два дополнительных вентилятора. Такая комбинация из трех модулей заключена в мотогондолу с тремя каналами воздухозаборников и тремя смежными соплами.

Экспертиза показала, что такая конфигурация СУ может отличаться повышенными потерями в воздухозаборниках и соплах, которые лишают двигатель с увеличенной степенью двухконтурности его преимуществ в расходе топлива. В результате, несмотря на лучшую аэродинамику и вес конструкции, схема ИПД-4 не получила в сравнении с ИПД-0 преимуществ в топливной эффективности. В то же время подобно ИПД-2/3 она имеет потенциал эффективного применения ОВТ и уменьшения шума на местности.

**ИПД-5/6.** В этих схемах эффекты интеграции возникают благодаря объединению функций подкоса крыла и пилона для двигателя. Хотя при этом вес подкоса, обычно работающего только на растяжение, увеличивается, но поверхности аэродинамического трения и вес СУ уменьшаются. Вместе с экономией в весе конструкции самолета это дает

заметное снижение весовых издержек, связанных с применением РСУ увеличенной двухконтурности.

Экспертиза отмечает возможное увеличение потерь тяги ТРДД в воздухозаборниках, и особенно в соплах, вызванное условиями размещения отдельной конструкции вентилятора и газогенератора ТРДД на подкосе вблизи крыла и фюзеляжа. Прогнозируется, что в схемах ИПД-5/6 применение ТРДД с увеличенной степенью двухконтурности может уменьшить эффективный удельный расход топлива лишь на 7 % в сравнении с ИПД-0 (в схемах ИПД-1/2 это преимущество составило 10 %).

Принципиальное различие двух схем: ИПД-5 и ИПД-6 состоит в геометрии крыла. В варианте ИПД-5 сформировано крыло увеличенного размаха с положительной стреловидностью. Сложившееся при этом взаимное положение крыла и мотогондол сопровождается отрицательной аэродинамической интерференцией, которая привела к 5%-ным издержкам в аэродинамическом качестве. В результате концепция ИПД-5 не смогла превзойти базовый вариант в топливной эффективности.

В варианте ИПД-6 этот недостаток исключен благодаря применению крыла обратной стреловидности. Угол его стреловидности уменьшен без изменения критического числа  $M$ . Это ограничило вес конструкции и благоприятно отразилось на аэродинамическом качестве крейсерского полета, в целом возросшем на 2 % в сравнении с ИПД-0. По совокупности технических характеристик вариант ИПД-6 позволяет рассчитывать на 7%-ное улучшение топливной эффективности.

При выполнении экспертных оценок в данной работе не рассматривалось влияние схемных признаков на изменение взлетно-посадочных характеристик, которое должно быть учтено при проектировании самолета. В ряде случаев это может стать источником дополнительного улучшения характеристик. В частности, это возможно для крыла обратной стреловидности в схеме ИПД-6 [21].

**ИПД-7/7А.** Варианты отличаются широким двухобъемным фюзеляжем с уменьшенной длиной. Благодаря этому вес конструкции (как и в схеме ИПД-4) оказывается минимальным в ряду рассмотренных. В то же время сложная конструкция составной СУ с синхронизирующей трансмиссией двух РСУ увеличенной двухконтурности обладает наибольшим весом среди всех рассмотренных вариантов.

С учетом условий размещения вентиляторов и газогенераторов на корме фюзеляжа экспертные оценки потерь в СУ увеличены, особенно в конфигурации ИПД-7А (два вентилятора в общей мотогондоле без слива пограничного слоя перед возду-

хозаборниками). Общим результатом стало отсутствие преимуществ ИПД-7 / 7А в топливной эффективности, несмотря на увеличение степени двухконтурности ТРДД и возможное улучшение аэродинамических характеристик ИПД-7А в сравнении с данными табл. 3 для ИПД-7.

Следует отметить ряд эксплуатационных свойств этих схем, полезных для гражданского самолета — это возможность уменьшения шума, безопасная посадка на воду и исключение инжекции посторонних предметов с земли.

### Результаты сравнения

В рассмотрение включены три пары независимых факторов сравнения, различные сочетания которых образовали восемь интегральных концепций перспективного ДМС.

Выполнены экспертные оценки технических характеристик вариантов интеграции планера и двигателей, которые в большинстве случаев носят предварительный характер в связи с тем, что разработанные концепции не имеют аналогов и нуждаются в экспериментальном исследовании.

Сравнение эксплуатационных характеристик показало, что некоторые из числа рассмотренных вариантов ИПД даже без оптимизации имеют потенциал значительного — на 6—8% — уменьшения расхода топлива в сравнении с традиционной конфигурацией ДМС. Результаты исследования позволяют рекомендовать для дальнейшего изучения следующие концепции:

**ИПД-2** (рис. 8). Силовая установка включает ТРДД с увеличенной степенью двухконтурности ( $m_0 = 14 \div 18$ ) и задним расположением вентилятора. Мотогондолы установлены над крылом у задней кромки.

В таком варианте отсутствуют ограничения на применение экономичных ТРДД сверхбольшой двухконтурности, шум от вентиляторов экранируется крылом и фюзеляжем, существенно улучшена управляемость при использовании ОВТ.

**ИПД-3** (рис. 9). Отличается размещением ТРДД в корневой части крыла, которая выполняет также функции мотогондолы. Эта интегральная конструкция позволяет увеличить размах крыла практически без увеличения его веса. Основными эффектами интеграции являются аэродинамические: уменьшение индуктивного сопротивления и «струйный» эффект проточного течения через двумерный воздухозаборник в передней кромке крыла. Наиболее благоприятные возможности для интеграции создает применение РСУ с вентилятором и генератором, связанными трансмиссией. Длинные каналы СУ





го фюзеляжа в схемах ИПД-4 и ИПД-7 с меньшим весом конструкции.

### Выводы

Выполнены экспертные оценки технических характеристик вариантов интеграции планера и двигателей, которые в большинстве случаев носят предварительный характер в связи с тем, что разработанные концепции не имеют аналогов и нуждаются в оптимизации и экспериментальном исследовании.

Сравнение возможных характеристик показало, что некоторые из числа рассмотренных вариантов ИПД имеют потенциал значительного — на 6—8% — уменьшения расхода топлива в сравнении с традиционной конфигурацией ДМС. Результаты исследования позволяют рекомендовать для дальнейшего изучения концепции ИПД-2 и ИПД-3. Эти варианты обладают также потенциалом дополнительного улучшения других эксплуатационных характеристик — шума на местности и безопасности эксплуатации.

Другие конфигурации содержат ряд полезных элементов, которые могут найти применение при разработке критических ИПД-технологий и оценке технических рисков.

### Библиографический список

1. *Скворцов Е.Б., Шелехова А.С.* Метод анализа альтернатив в концептуальном проектировании авиационной техники // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. №5. С. 54-62.
2. *Skvortsov E.B.* Direct search in conceptual design // Acta Politechnica. Journal of Advanced Engineering. 2000. Vol. 40. No. 1, pp. 24-29.
3. *Сидельникова О.В., Матвеев Ю.А.* Анализ конструкторско-технологических решений подсистем перспективных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. №1. С. 27-32.
4. *Коваленко А.И., Петраш В.Я.* Формирование проектных решений беспилотных летательных аппаратов в программно-информационной среде базы знаний // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 65-72.
5. *Ермаков С.М., Бродский В.З., Жиглявский А.А.* и др. Математическая теория планирования эксперимента. — М.: Физматлит, 1983. — 392 с.
6. *Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В.* Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Наука, 1976. — 280 с.
7. *Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А.* Проектирование самолетов: Учебное пособие. — М.: Машиностроение, 1972. — 516 с.
8. *Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К.* и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983.— 616 с.
9. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Учебник. — Москва—Пекин: Издательский отдел ЦАГИ — Авиа-Издателство КНР, 1995. — 772 с.
10. *Лаврухин Г.Н.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 1. Внутренние характеристики сопел: Монография. — М.: Физматлит, 2003. — 376 с.
11. *Лаврухин Г.Н., Попович К.Ф.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т.2. Обтекание донных уступов потоком газа. — М.: Физматлит, 2009. — 312 с.
12. *Лаврухин Г.Н., Ивановкин М.А., Талызин В.А.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 3. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. — М.: Физматлит, 2016. — 1309 с.
13. *Шульгин В.А., Гайсинский С.Я.* Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 168 с.
14. ГОСТ 17106-90. Двигатели газотурбинные авиационные. Понятия, состав и контроль массы. — М.: Изд-во стандартов, 1990. — 15 с.
15. *Петров В.К., Усков А.С.* Экспериментальное исследование внешнего сопротивления гондолы ТРДД с большой степенью двухконтурности // Труды ЦАГИ. Вып. 2175. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1983. — 32 с.
16. *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.
17. *Брагазин В.Ф., Семенов А.А., Скворцов Е.Б., Шалашов В.В.* Зависимость вектора тяги ВРД от угла отклонения реактивной струи // Техника воздушного флота. 2013. №4 (713). С. 25-31.
18. *Лаврухин Г.Н., Скворцов Е.Б., Талызин В.А., Шелехова С.В.* Экспериментальное исследование аэродинамики сопла с отклоняемым вектором тяги // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 4. С. 59-64.
19. *Скворцов Е.Б., Брагазин В.Ф., Болсуновский А.Л., Лаврухин Г.Н., Самохин В.Ф., Семенов А.А., Чернавских Ю.Н., Шалашов В.В., Шелехова С.В.* Разработка концепции гражданского самолёта с энергетической системой управления, использующей отклоняемый вектор тяги ТРДД // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века» (24-27 ноября 2015): Сборник тезисов докладов. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2015. С. 166-168.
20. *Скворцов Е.Б., Бирюк В.И., Бузверя Н.П., Гуревич Б.И., Ивановкин А.К., Кажан А.В., Кукса В.И., Лаврухин Г.Н., Михайлов Ю.С., Самохин В.Ф., Святодух В.К., Скомоухов С.И., Чанов М.Н., Шалашов В.В.* Исследование концепции магистрального самолёта интегральной схемы с распределённой силовой установкой в конструкции крыла // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели



- XXI века» (24-27 ноября 2015): Сборник тезисов докладов. М.: ЦИАМ имени П.И. Баранова, 2015. С. 168-170.
21. Глушков Н.Н., Дьячевский А.П., Скворцов Е.Б. Влияние формы крыла большого удлинения на его

подъемную силу при самобалансировке на взлетно-посадочных режимах // Численные методы аэродинамического проектирования: Труды ЦАГИ. Вып. 2655. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2002. С. 59-65.

## DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF CIVIL AIRCRAFT CONCEPTS EMPLOYING INTEGRATION PRINCIPLES

**Bolsunovskii A.L.\* , Bondarev A.V.\*\* , Gurevich B.I.\*\*\* , Skvortsov E.B.\*\*\*\* ,  
Chanov M.N.\*\*\*\*\* , Shalashov V.V.\*\*\*\*\* , Shelekhova A.S.\*\*\*\*\***

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

\* e-mail: bolsun@progtech.ru

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

\*\*\* e-mail: gurevich-tsagi@yandex.ru

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

\*\*\*\*\* e-mail: arzmax@bk.run

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

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

### Abstract

The search for the technologies allowing significantly improve operational characteristics of the prospective civil aircraft was the goal of the work.

The study of innovative technologies, including those, providing the airframe and engine integration, was performed applying methods of alternatives analysis, based on the factorial analysis, and experiments planning assuming performing a series of computing experiments with subsequent comparison of their results.

Three possible innovations trends were considered:

- application of a turbojet engine with the increased bypass ratio for the fuel consumption and noise-at-terrain reduction;

- application of the so-called distributed power plant with the separated gas generator and the fan connected by mechanical transmission;

- airframe and power plant elements integration for obtaining useful effects in aerodynamics and structure, as well as and obtaining new operational properties.

According to these independent principles a number of the long-haul aircraft possible configurations, differing by various combinations of the bypass ratio, the turbojet schemes and technologies of elements integration into the “airframe + engine” system was developed. The number of possible strategies of the integral aircraft, including the base option, corresponds to the number of binomial coefficient of the three factors  $2^3 = 8$  according to performing the full-factorial experiment. A multidisciplinary expert assessment of aircraft

configuration options was performed, which turned into the basis for the most effective concepts selection.

Comparison of possible characteristics revealed that some options of airframe and engine integration under consideration had potential for considerable of fuel consumption reduction compared to the conventional long-haul aircraft configuration. The results of the study allow recommend two strategies for further studies. These strategies also possess potential for additional improvement of the other operational characteristics, such as noise-at-terrain and operating safety. Other configurations possess a number of useful elements that can find application while critical technologies development and reduction of technical risks.

**Keywords:** multi-disciplinary expertise, airframe elements integration, power plant, bypass ratio, innovative technologies.

### References

1. Skvortsov E.B., Shelekhova A.S. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 5, pp. 54-62.
2. Skvortsov E.B. Direct search in conceptual design. *Acta Politechnica. Journal of Advanced Engineering*, 2000, vol. 40, no. 1, pp. 24-29.
3. Sidel'nikova O.V., Matveev Yu.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 27-32.
4. Kovalenko A.I., Petrash V.Ya. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 65-72.
5. Ermakov S.M., Brodskii V.Z., Zhiglyavskii A.A. *Matematicheskaya teoriya planirovaniya eksperimenta*

- (Mathematical theory of experiment planning), Moscow, Fizmatlit, 1983, 392 p.
6. Adler Yu.P., Markova E.V., Granovskii Yu.V. *Planirovanie eksperimenta pri poiske optimal'nykh uslovii* (Experiment planning in search of optimal conditions), Moscow, Nauka, 1976, 280 p.
  7. Badyagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklyanskii F.I., Fomin N.A. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 516 p.
  8. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
  9. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of long-haul aircraft), Moscow-Pekin, Izdatel'skii otdel TsAGI - Avia-Izdatel'stvo KNR, 1995, 772 p.
  10. Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T. 1. Vnutrennie kharakteristiki сопел* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 1. Internal characteristics of nozzles), Moscow, Fizmatlit, 2003, 376 p.
  11. Lavrukhin G.N., Popovich K.F. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T. 2. Obtekanie donnykh ustupov potokom gaza* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 2. Flow of bottom ledges by the gas stream), Moscow, Fizmatlit, 2009, 312 p.
  12. Lavrukhin G.N., Ivan'kin M.A., Talyzin V.A. *Aerogazodinamika reaktivnykh сопел. T. 3. Vneshnee soprotivlenie i poteri effektivnoi tyagi сопел* (Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. 3. External drag and loss of effective nozzle thrust), Moscow, Fizmatlit, 2016, 1309 p.
  13. Shul'gin V.A., Gaisinskii S.Ya. *Dvukhkонтурные turboreaktivnye dvigateli maloshumnykh samoletov* (Bypass turbojet engines of low-noise aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 168 p.
  14. *Dvigateli gazoturbinnye aviatsionnye. Ponyatiya, sostav i kontrol' massy. GOST 17106-90* (Aircraft gas turbine engines. Concepts, composition and weight control. State Standard 17106-90), Moscow, Standarty, 1990, 15 p.
  15. Petrov V.K., Uskov A.S. *Trudy TsAGI*, issue 2175, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1983, 32 p.
  16. Barinov V.A. *Trudy TsAGI*, issue 2205, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1983, 48 p.
  17. Bragazin V.F., Semenov A.A., Skvortsov E.B., Shalashov V.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2013, no. 4 (713), pp. 25-31.
  18. Lavrukhin G.N., Skvortsov E.B., Talyzin V.A., Shelekhova S.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. 45, no. 4, pp. 59-64.
  19. Skvortsov E.B., Bragazin V.F., Bolsunovskii A.L., Lavrukhin G.N., Samokhin V.F., Semenov A.A., Chernavskikh Yu.N., Shalashov V.V., Shelekhova S.V. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Aviadvigateli XXI veka"*, Moscow, TsIAM imeni P.I. Baranova, 2015, pp. 166-168.
  20. Skvortsov E.B., Biryuk V.I., Buzoverya N.P., Gurevich B.I., Ivanyushkin A.K., Kazhan A.V., Kuksa V.I., Lavrukhin G.N., Mikhailov Yu.S., Samokhin V.F., Svyatodukh V.K., Skomorokhov S.I., Chanov M.N., Shalashov V.V. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Aviadvigateli XXI veka"*, Moscow, TsIAM imeni P.I. Baranova, 2015, pp. 168-170.
  21. Glushkov N.N., D'yachevskii A.P., Skvortsov E.B. *Trudy TsAGI*, issue 2655 "Chislennyye metody aerodinamicheskogo proektirovaniya", Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2002, pp. 59-65.