

КОНКУРСНАЯ РАБОТА

В номинации: «За создание новой технологии»

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ ЗА СЧЕТ ИНТЕГРАЦИИ ПЛАНЕРА И РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Федеральное государственное бюджетное учреждение

«Национальный исследовательский центр

«Институт имени Н.Е. Жуковского»:

С.Б. Гальперин, О.А. Смоляков

Федеральное автономное учреждение

«Центральный аэрогидродинамический институт

имени профессора Н.Е. Жуковского»:

А.Л. Медведский, Е.А. Пигусов, С.А. Кузин, В.И. Бузулук,

А.А. Крутов, А.И. Волков, М.В. Долотин, А.А. Птицин

Федеральное автономное учреждение

«Центральный институт авиационного моторостроения

имени П.И. Баранова»:

А.Н. Варюхин, М.А. Овдиенко, И.В. Ратьков, Д.И. Журавлев,

А.В. Гелиев, Д.В. Загребельный

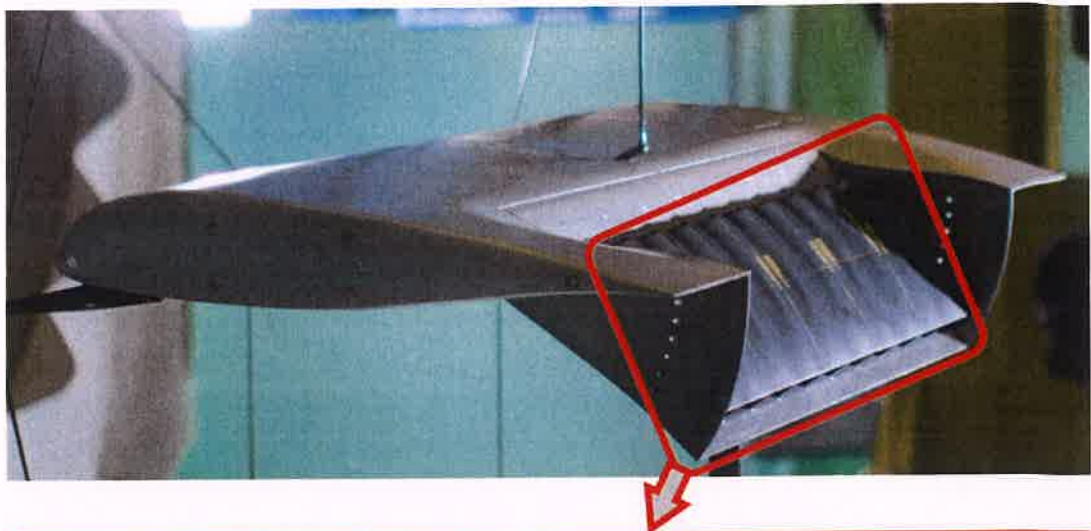
ВВЕДЕНИЕ

Для современных региональных самолетов актуальной задачей является расширение условий базирования и обеспечение высокой крейсерской скорости полета. Сокращение длины взлетно-посадочной дистанции для самолета в совокупности с высокой крейсерской скоростью полета требует повышения несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах, в том числе за счет применения энергетических систем увеличения подъемной силы (ЭСУПС) [1, 2].

В рамках НИР «Расчетно-экспериментальные исследования с целью формирования облика регионального самолёта (РС) с энергетическим управлением обтеканием», шифр «Интеграл-РС» специалистами ФАУ «ЦАГИ» и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» под руководством ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» разработана уникальная технология энергетического управления обтеканием (ЭУО) за счет интеграции несущих поверхностей планера и распределённой силовой установки (РСУ) для перспективных региональных самолетов (ПРС).

Подобная РСУ с энергетическим управлением обтеканием представляет собой ряд из электроприводных импеллеров (осевых электроприводных вентиляторов) вместе с входным и выходным устройствами, установленных на отклоняемой закрылке крыла.

Экспериментальная отработка данной технологии на тематической модели отсека крыла с импеллерной РСУ (ИРСУ) (рисунок 1), проведенная в ФАУ «ЦАГИ», показала высокую аэродинамическую эффективность с точки зрения повышения несущих свойств на взлетно-посадочных режимах за счет устранения локальных отрывов пограничного слоя, реализации эффекта суперциркуляции и вертикальной составляющей тяги (рисунок 2) [3, 4].



Закрылок с ИРСУ



Рисунок 1 – Тематическая модель отсека крыла с ИРСУ

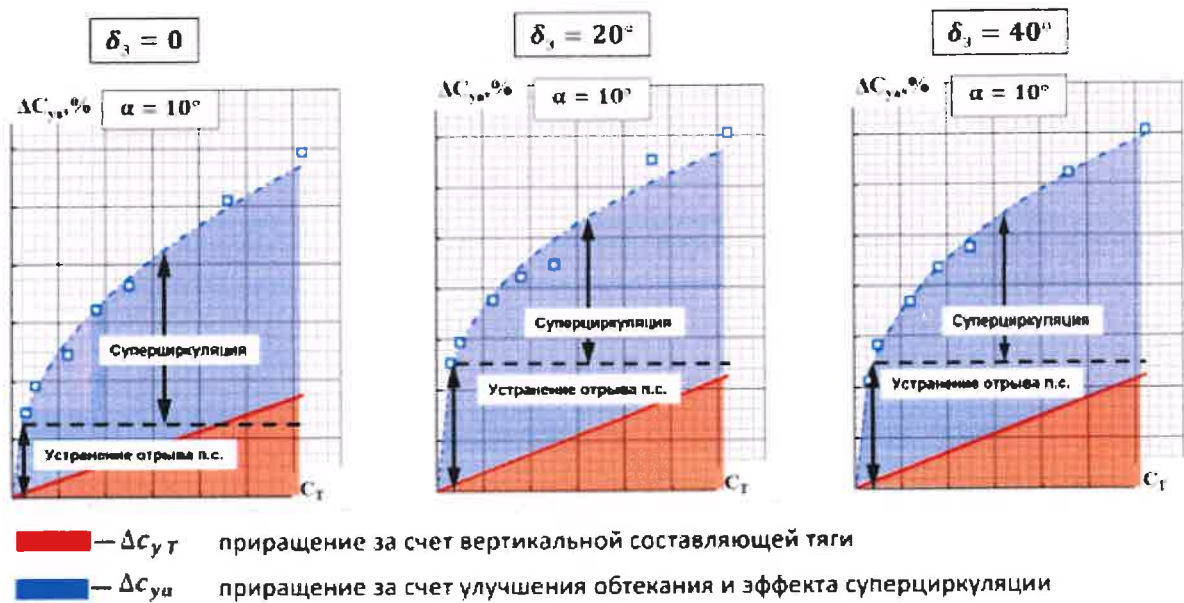


Рисунок 2 – Результаты испытаний тематической модели отсека крыла с ИРСУ в АДТ Т-102

Расчетные исследования, проведенные в ФАУ «ЦАГИ» под руководством ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», позволили сформировать требования к РСУ, которая была создана специалистами ФАУ «ЦИАМ».

В ходе экспериментальной отработки данной технологии на крупномасштабном демонстраторе технологий в условиях, близких к натурным, подтверждена её аэродинамическая эффективность, а также правильность технических решений, примененных при создании отечественной РСУ на базе электроприводных импеллеров.

Комплексная расчетно-проектная оценка эффективности применения ИРСУ на перспективном самолете с ТВД показала ее преимущества по сравнению с классическим способом сокращения потребной длины взлётно-посадочной полосы (за счет увеличения тяговооруженности и снижения нагрузки на крыло) с точки зрения интегральных показателей: топливной эффективности и весовой отдачи.

Таким образом, расчетно-экспериментальным путем показана эффективность технологии энергетического управления обтеканием за счет интеграции импеллерной распределенной силовой установки с несущими поверхностями планера, что может быть использовано при разработке отечественного перспективного регионального самолета с расширенными условиями базирования с высокой крейсерской скоростью полёта.

1. РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА ЭЛЕКТРОПРИВОДНОГО ИМПЕЛЛЕРА

С целью разработки и подтверждения эффективности инновационной технологии энергетического управления обтеканием на основе исходных данных к ИРСУ, сформированных специалистами ФАУ «ЦАГИ», в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» под руководством ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» был разработан, изготовлен и испытан её ключевой элемент – электроприводной импеллер ЭИ-60 с диаметром вентилятора 190 мм. Критически важно было обеспечить высокие удельные мощностные характеристики ЭИ-60, так как от них зависит эффективность ИРСУ в целом. Сердцем конструкции является высокооборотный электродвигатель с пиковой мощностью 60 кВт. Он рассчитан на максимальную скорость полёта 600 км/ч на высотах до 6000 м. Работу электродвигателя обеспечивает силовая электроника, интегрированная в конструкцию ЭИ-60. Общий вид ЭИ-60 приведен на рисунке 3.

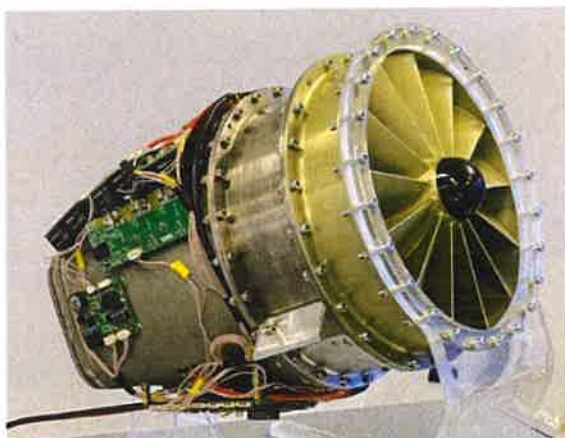


Рисунок 3 – Электроприводной импеллер ЭИ-60 для ИРСУ

Разработка ЭИ-60 оказалась сложнейшей научно-технической задачей, требующей компетенций в различных областях науки и техники. В проведенных исследованиях итерационно решались электромагнитные, тепловые, прочностные и аэродинамические задачи с последующей многокритериальной оптимизацией элементов и конструкции в целом. Благодаря применению собственных расчетных методик ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» удалось разработать уникальный технический облик ЭИ-60, на который получен патент на изобретение. Стоит отметить, что при изготовлении ЭИ-60 применялась самая современная компонентная база и передовые технологии производства: 5-ти координатная механическая обработка, аддитивные технологии, композиционные материалы и прочее. Параллельно выполнялось проектирование силовой электроники, обеспечивающей работу электродвигателя. В результате использования

уникальных подходов к проектированию и передовых производственных технологий удалось достичь рекордных удельных мощностных характеристик устройства. К примеру, удельная мощность электрического двигателя составляет 20 кВт/кг, в то время как ближайшие мировые аналоги находятся на уровне 14-16 кВт/кг. Всего масса опытного импеллера с электродвигателем, всеми корпусами и силовой электроникой составляет менее 12 кг. Можно утверждать, что в работе достигнуты рекордные характеристики для подобных устройств, не имеющие аналогов в мире.

Изготовленный в работе опытный образец электроприводного импеллера прошел полный цикл испытаний на высотно-климатическом стенде ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». В итоге получены следующие результаты:

- определены основные характеристики опытного образца электроприводного импеллера при электрической мощности в диапазоне от 0 до 30 кВт в диапазоне высот от 0 м до 4000 м, диапазоне скоростей от 0 до 600 км/час;
- подтверждена работоспособность опытного образца электроприводного импеллера на частотах вращения от 0 до 23500 об/мин;
- подтверждена работоспособность опытного образца электроприводного импеллера в диапазоне напряжений электрического тока от 0 до 600 В.

Таким образом, можно утверждать, что впервые в мире разработан и испытан в условиях, максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации, опытный образец высоконапорного электроприводного импеллера.

2. ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ НА КРУПНОМАСШТАБНОМ ДЕМОНСТРАТОРЕ

Для исследования и подтверждения аэродинамической эффективности технологии энергетического управления обтеканием за счет интеграции планера и ИРСУ специалистами ФАУ «ЦАГИ» и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» под руководством ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» разработан и испытан в аэродинамической трубе (АДТ) Т-101 крупномасштабный демонстратор данной технологии в условиях, близких к натурным.

Демонстратор технологии представлял собой консоль крыла самолета Як-40 трапецевидной формы в плане. В штатном исполнении консоль крыла оснащена трехсекционным выдвижным однощелевым закрылком (рисунок 4).

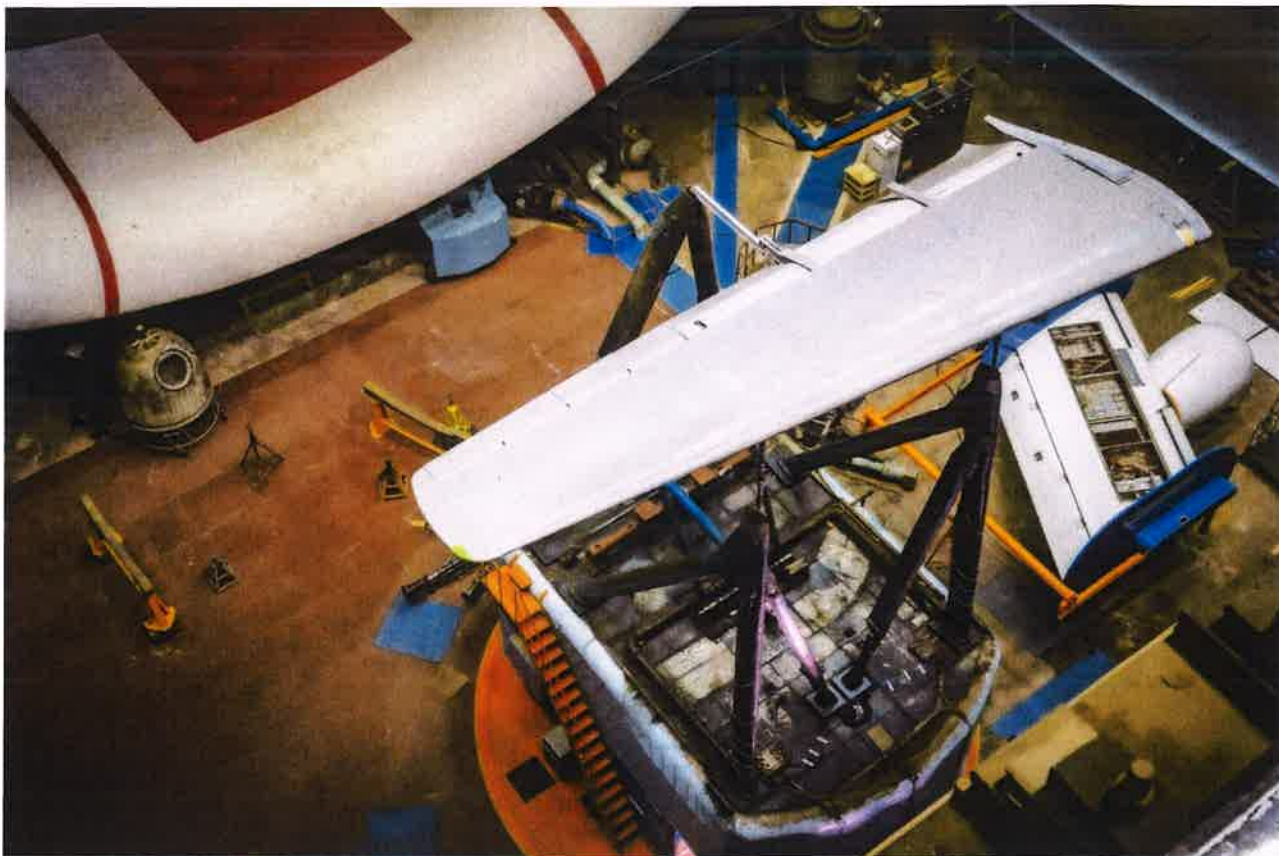


Рисунок 4 – Консоль крыла в штатном исполнении в АДТ Т-101

Специалистами ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» была разработана ИРСУ для трехсекционного выдвижного однощелевого закрылка. В состав ИРСУ вошли следующие элементы: девять комплектов ЭИ-60, системы распределения высокого и низкого напряжения и пульт управления силовой установкой. Общий вид ИРСУ показан на рисунке 5.

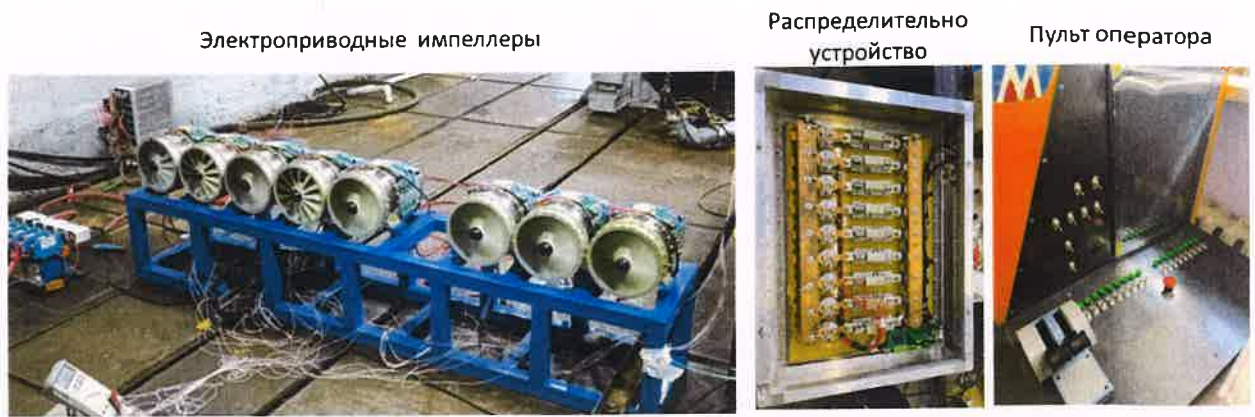


Рисунок 5 – Общий вид ИРСУ для интеграции в опытный закрылок крыла

Специалистами ФАУ «ЦАГИ» изготовлен опытный закрылок крыла (рисунок 6), в который была интегрирована ИРСУ и который устанавливался вместо центральной секции штатного закрылка консоли крыла. ИРСУ имеет общую мотогондолу импеллеров и единое плоское сопло, разработанные в ФАУ «ЦАГИ». Опытный закрылок крыла был также оснащен по задней кромке короткохордной рулевой поверхностью (РП на рисунке 6).

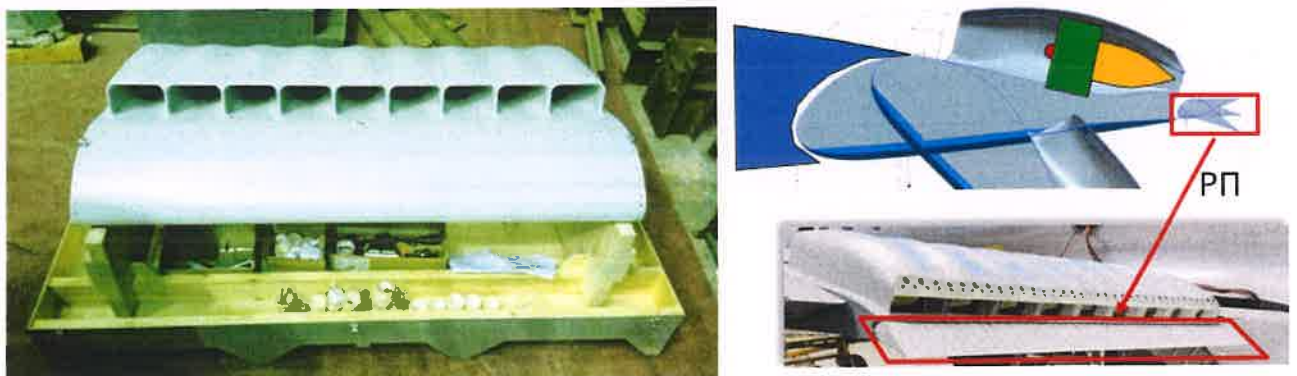


Рисунок 6 – Опытный закрылок крыла с ИРСУ

Для имитации фюзеляжа на бортовую нервюру консоли крыла устанавливалась отсечная шайба. Консоль крыла с установленным опытным закрылком в АДТ Т-101 представлена на рисунке 7.



Рисунок 7 – Консоль крыла с опытным закрылком в АДТ Т-101

Центральный импеллер в составе ИРСУ оснащен измерительными гребенками на входе в импеллер и на срезе сопла, с помощью которых определялись газодинамические характеристики импеллера, необходимые для определения его внутренней тяги.

Испытания проводились при скорости набегающего потока $V = 30$ м/с в диапазоне углов атаки $\alpha = -3^\circ \div 23^\circ$ без скольжения, при подводимой к каждому импеллеру мощности в диапазоне $N = 0 \div 11$ кВт и в режиме авторотации. Углы отклонения как поворотного закрылка с ИРСУ, так и секций штатного закрылка составляли $\delta_z / \delta_{ОЗК} = 0^\circ, 20^\circ, 35^\circ$ (крейсерская, взлетная и посадочная конфигурация крыла соответственно). Угол отклонения рулевой поверхности на закрылке с ИРСУ составлял $\delta_{руль} = -10^\circ \div 20^\circ$. В ходе испытаний измерялись суммарные аэродинамические характеристики (АДХ) консоли крыла и параметры работы центрального импеллера. Реализованные в ходе эксперимента значения коэффициента тяги ИРСУ, который является отношением внутренней тяги импеллеров к скоростному напору набегающего потока и площади крыла, оцениваются как положительные.

Для анализа аэродинамической эффективности использования ИРСУ производилось разделение суммарных АДХ модели на тяговые и аэродинамические составляющие по методике разделения АДХ на внешние и внутренние силы и моменты в соответствии с методикой [5].

На рисунках 8-10 представлены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_{ya}(\alpha)$ (с учетом тяги) и коэффициента максимальной подъемной силы от коэффициента тяги $C_{ya\ max}(C_T)$ консоли крыла с ОЗК в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях соответственно. Анализ зависимостей $C_{ya}(\alpha)$ показывает, что работа распределенной силовой установки приводит к увеличению коэффициента подъемной силы при нулевом угле атаки C_{ya0} и производной коэффициента подъемной силы по углу атаки C_{ya}^α в линейном диапазоне зависимости $C_{ya}(\alpha)$, что является характерным для коэффициента подъемной силы крыльев при наличии струи, отбрасываемой распределенной силовой установкой. При работе силовой установки, угол атаки $\alpha_{C_{ya\ max}}$, соответствующий коэффициенту максимальной подъемной силы, увеличивается на $\approx 0.5^\circ$. Работа силовой установки (в рассматриваемом диапазоне мощностей) позволяет получить приращение коэффициента максимальной подъемной силы (относительно консоли со штатными закрылками) до $\Delta C_{ya\ max} \approx 15\%$ в крейсерской и взлетной конфигурации, до $\Delta C_{ya\ max} \approx 10\%$ в посадочной конфигурации. При этом приращение $\Delta C_{ya\ max}$ в основном определяется увеличением аэродинамической составляющей коэффициента подъемной силы (вертикальная составляющая тяги изменяется в пределах $C_{T_{ya}} \approx 0 \div 2\%$, см. рисунки 8б-10б), что свидетельствует о положительной аэродинамической интерференции ИРСУ с крылом и демонстрирует высокую аэродинамическую эффективность использования ИРСУ.

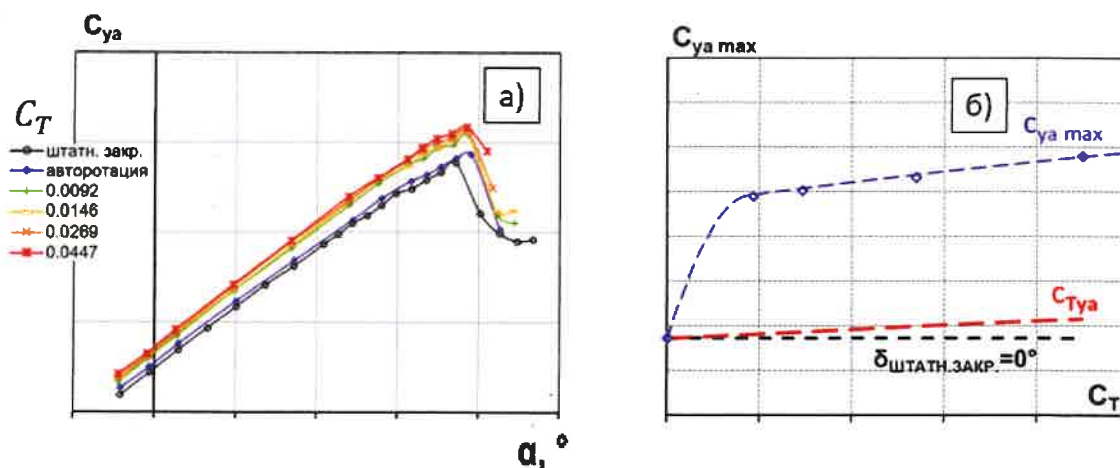


Рисунок 8 – Зависимости в крейсерской конфигурации:
 а) – $C_{ya}(\alpha)$; б) – $C_{ya\ max}(C_T)$

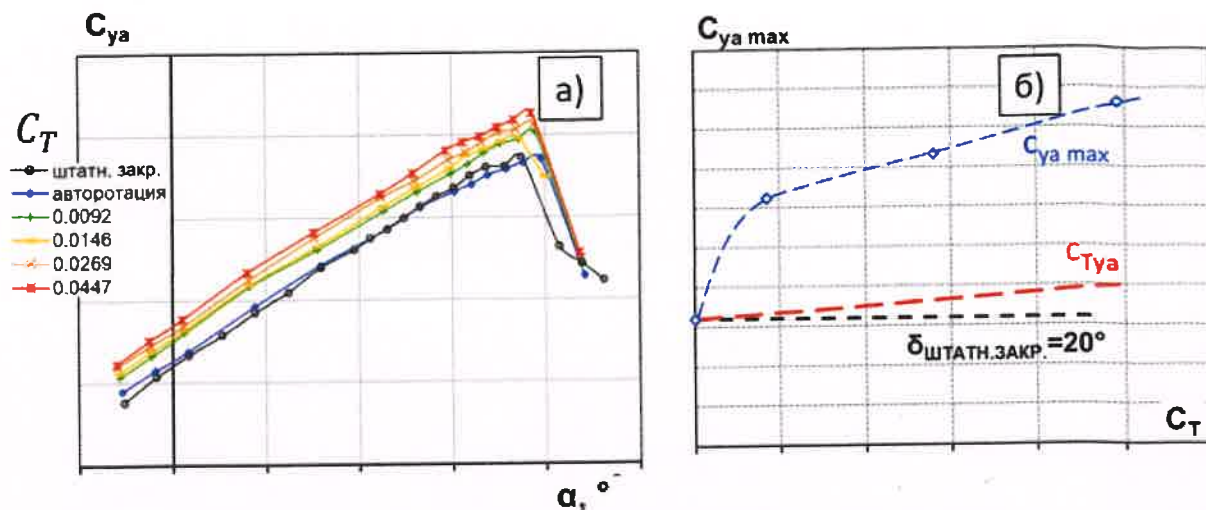


Рисунок 9 – Зависимости во взлетной конфигурации:

а) – $C_{ya}(\alpha)$; б) – $C_{ya \max}(C_T)$

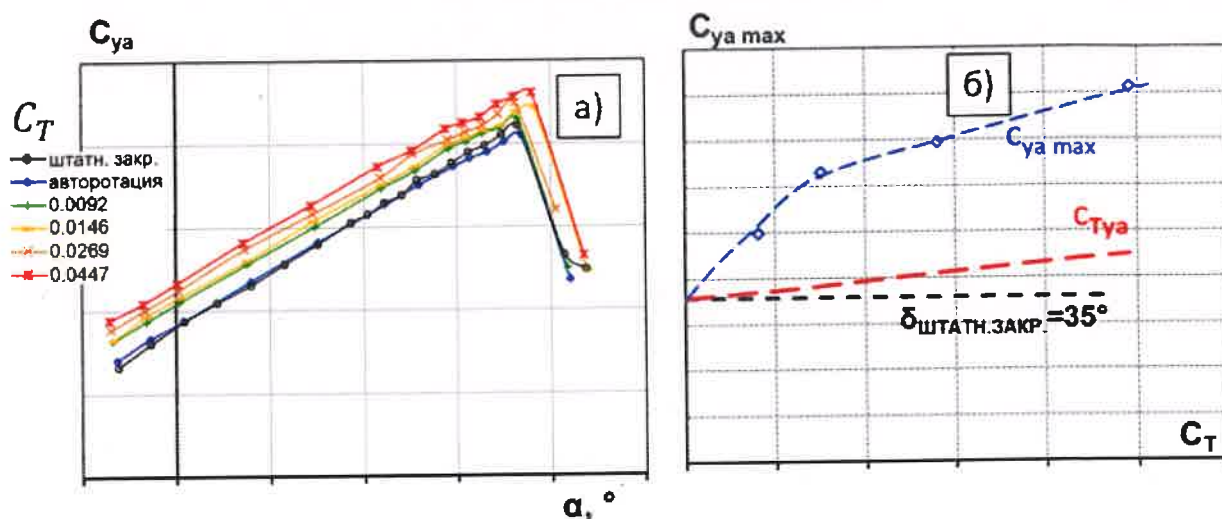


Рисунок 10 – Зависимости в посадочной конфигурации:

а) – $C_{ya}(\alpha)$; б) – $C_{ya \max}(C_T)$

Исследования отклонения рулевой поверхности на задней кромке опытного закрылка показали, что при использовании рулевой поверхности в диапазоне $\delta_{\text{рул. ОЗК}} = -10^\circ \div 20^\circ$ имеются приращения коэффициента момента тангажа Δm_{za} в крейсерской, взлётной и в посадочной конфигурациях. Отклонение рулевой поверхности на максимальный угол приводит к дополнительному увеличению коэффициента подъемной силы на $\Delta C_{ya} \approx 3.5\%$ и момента тангажа на пикирование $\Delta m_{za} \approx 12\%$ по сравнению с неотклоненной рулевой поверхностью (рисунок 11), что позволяет рассматривать данную поверхность в качестве органа непосредственного управления подъемной силой при формировании облика перспективного регионального самолета и самолета местных воздушных линий.

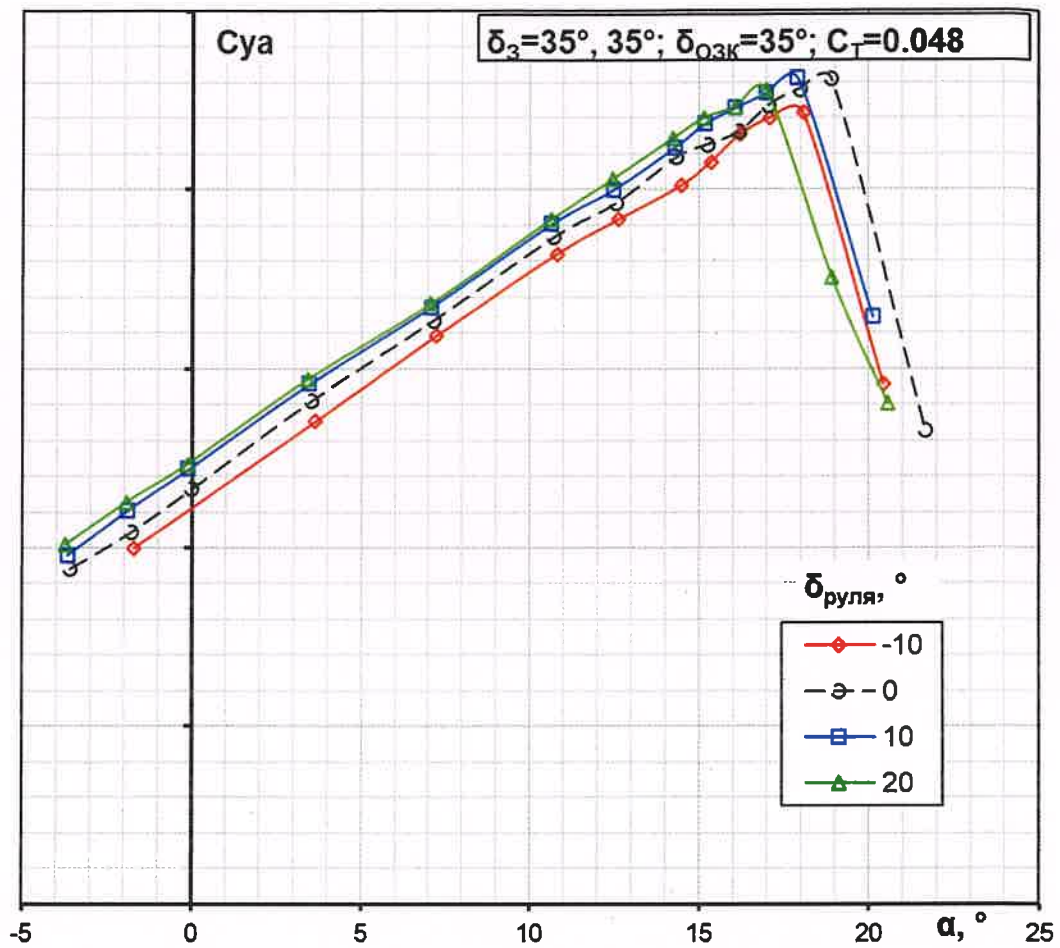


Рисунок 11 – Влияние отклонения рулевой поверхности на зависимость $C_{ya}(\alpha)$ в посадочной конфигурации

Таким образом, впервые в мире в условиях, близких к натурным, показана высокая аэродинамическая эффективность технологии энергетического управления обтеканием, реализованной за счет интеграции планера и ИРСУ. Разработанная технология может применяться при разработке перспективных самолетов региональной авиации и местных воздушных линий.

3. ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ НА РЕГИОНАЛЬНОМ САМОЛЕТЕ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В работе выполнены комплексные многодисциплинарные расчетно-параметрические исследования по формированию облика перспективного регионального самолета с энергетическим управлением обтеканием, реализованным при помощи ИРСУ. Важность этих исследований состоит в том, что они позволяют определить рациональную область применения разработанной комплексной технологии ЭУО для самолетов региональной авиации и местных воздушных линий.

С целью комплексной оценки эффективности применения ИРСУ сформирована базовая аэродинамическая компоновка перспективного регионального самолета (ПРС). Аэродинамическая компоновка базового варианта ПРС, рассчитанного на перевозку 44 пассажиров, выполнена по нормальной балансировочной схеме с боковой грузовой дверью, с хвостовой частью фюзеляжа обтекаемой формы и однокилевым Т-образным хвостовым оперением (рисунок 12). Верхне-расположенное крыло состоит из центроплана прямоугольной формы в плане и отъемных консолей крыла трапецевидной формы и оснащено взлетно-посадочной механизацией, представляющей собой щелевой двухсекционный закрылок с фиксированным дефлектором. Мотогондолы с двумя ТВД 5-го поколения с шестилопастными воздушными винтами размещаются под крылом.

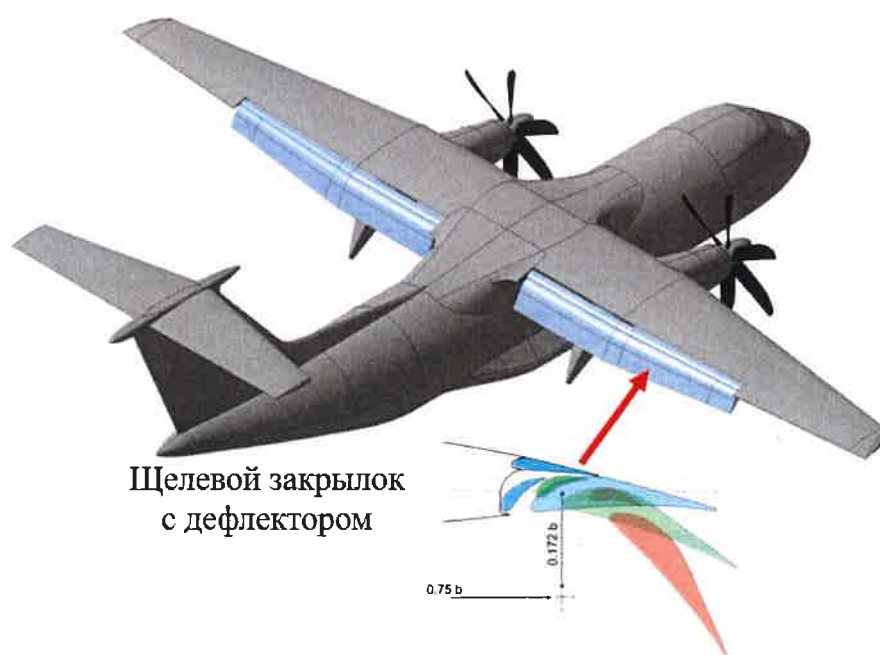


Рисунок 12 – Аэродинамическая компоновка базового ПРС

На основе аэродинамической компоновки базового ПРС с ТВД, путем максимального сохранения базовой компоновки, в частности фюзеляжа, спроектированы аэродинамические компоновки, отвечающие двум концепциям применения ИРСУ:

а) Концепция ПРС ИРСУ-28 (рисунок 13), которая подразумевает использование смешанной механизации крыла: щелевой закрылок в зоне, обслуживаемой струями воздушных винтов маршевой силовой установки (МСУ), и поворотный импеллерный закрылок крыла (ИЗК), оснащенный ИРСУ, в качестве внешней секции. При этом предполагалось использовать ИРСУ как на режиме взлета и посадки, так и в крейсерском режиме за счет частичного отбора мощности от МСУ на базе ТВД 5-го поколения. Число импеллеров на закрылке каждой консоли 14 шт., диаметр вентилятора 190 мм, мощность: 30 кВт на режиме взлета и посадки и 10-20 кВт в крейсерском режиме полета. При этом на случай отказа двигателя МСУ предусмотрено питание ИРСУ за счет аварийного аккумулятора, емкость которого рассчитана на 6 минут полета, что по предварительным оценкам достаточно для выполнения двух аварийных заходов на посадку;

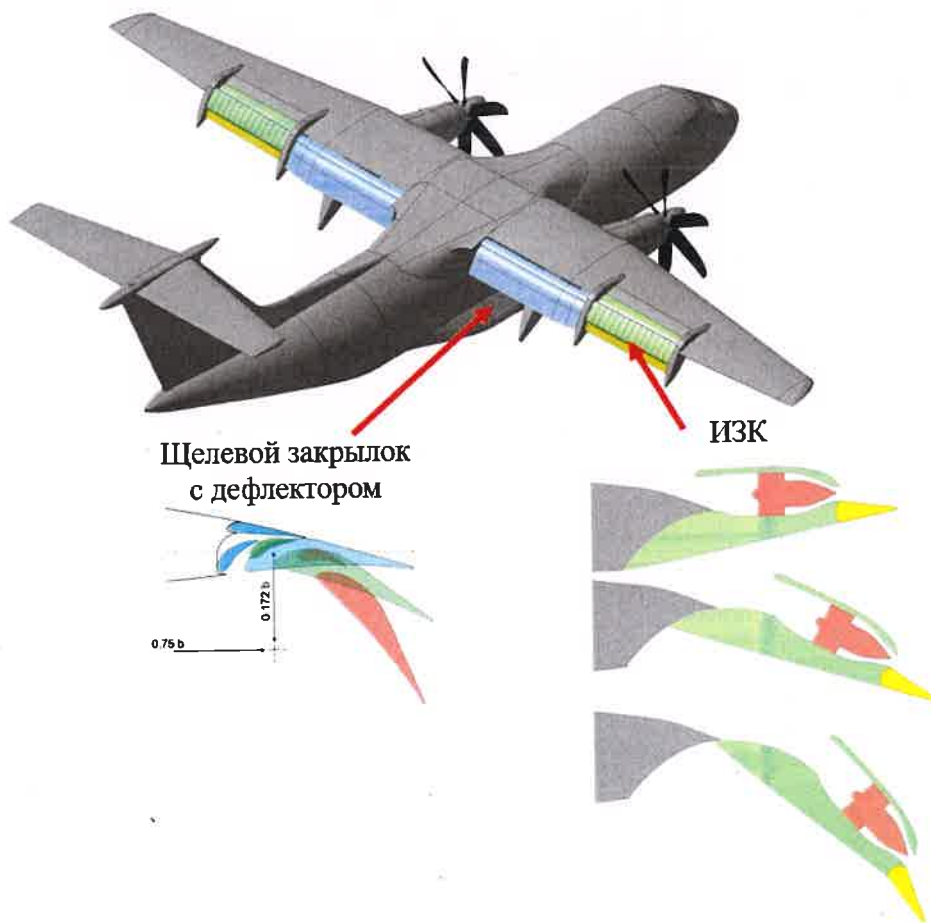


Рисунок 13 – Аэродинамическая компоновка ПРС ИРСУ-28

б) Концепция ПРС ИРСУ-40 (рисунок 14), которая подразумевает использование смешанной механизации крыла: щелевой закрылок в зоне, обслуживаемой струями воздушных винтов МСУ, и выдвижной ИЗК, оснащенный ИРСУ, в качестве внешней секции. При этом предполагалось использовать ИРСУ только на режимах взлета и посадки за счет частичного отбора мощности от МСУ на базе ТВД 5-го поколения, а в крейсерском режиме полета импеллеры убираются в контур крыла [6], тем самым, крейсерские аэродинамические характеристики данной компоновки соответствуют крейсерским характеристикам компоновки базового ПРС с ТВД. Число импеллеров на закрылке каждой консоли 20 шт., диаметр вентилятора 140 мм, мощность 20 кВт на режиме взлета и посадки. В случае отказа двигателя МСУ так же, как и для ПРС ИРСУ-28, предусмотрено размещение аварийного аккумулятора для питания ИРСУ.

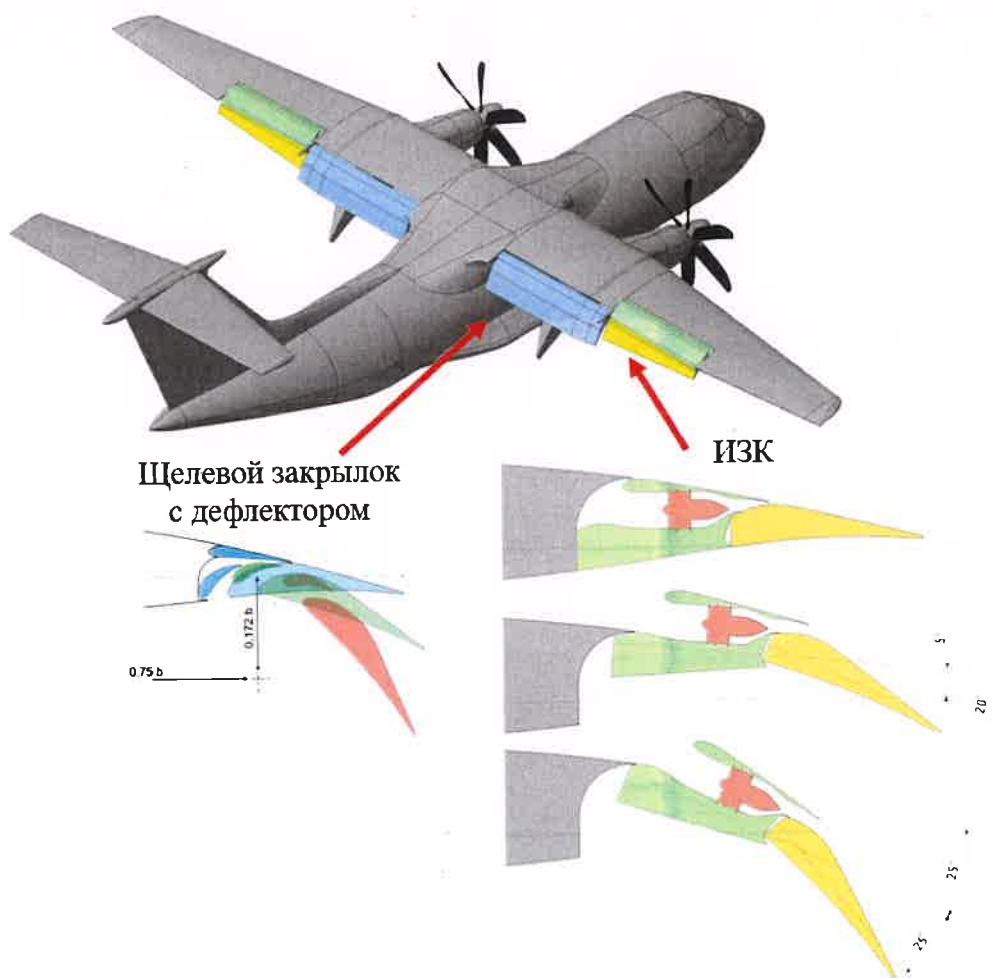


Рисунок 14 – Аэродинамическая компоновка ПРС ИРСУ-40

Для разработанных концепций применения ИРСУ специалистами ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» сформированы облики перспективной гибридной силовой установки (ГСУ), обеспечивающей работу импеллеров. Облик ГСУ

включал в себя как дроссельные и высотно-скоростные характеристики энергоузла, так и оценку весовых характеристик компонентов ГСУ.

С целью оценки аэродинамической эффективности различных концепций применения ИРСУ были выполнены расчетные исследования аэродинамических характеристик разработанных компоновок на крейсерском и взлетно-посадочных режимах полёта. Расчётные исследования АДХ компоновок проведены при помощи программного комплекса CFD-моделирования. В стационарной постановке решались осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые $k-\omega$ SST-моделью турбулентности с базовыми значениями параметров. Моделирование процесса сжатия газа в вентиляторе и спрямляющем аппарате импеллеров выполнено методом «активного диска» с применением программы для ЭВМ, разработанной в ФАУ «ЦАГИ» [7, 8].

В результате сравнения АДХ компоновки базового ПРС и ПРС ИРСУ-28 в крейсерском режиме было показано, что несмотря на увеличение аэродинамического качества (за счет учета тяги ИРСУ), использование ИРСУ в крейсерском режиме полета для создания тяги является неэффективным в сравнении с воздушным винтом ввиду необходимости дополнительной мощности на борту ПРС ИРСУ-28 для питания ИРСУ.

На взлетно-посадочных режимах применение ИРСУ приводит к существенному повышению несущих свойств крыла ввиду создания дополнительного разрежения на верхней поверхности в зоне перед ИЗК (рисунок 15), а также за счет реализации безотрывного обтекания крыла с ИЗК при больших углах отклонения механизации и на больших углах атаки (рисунок 16).

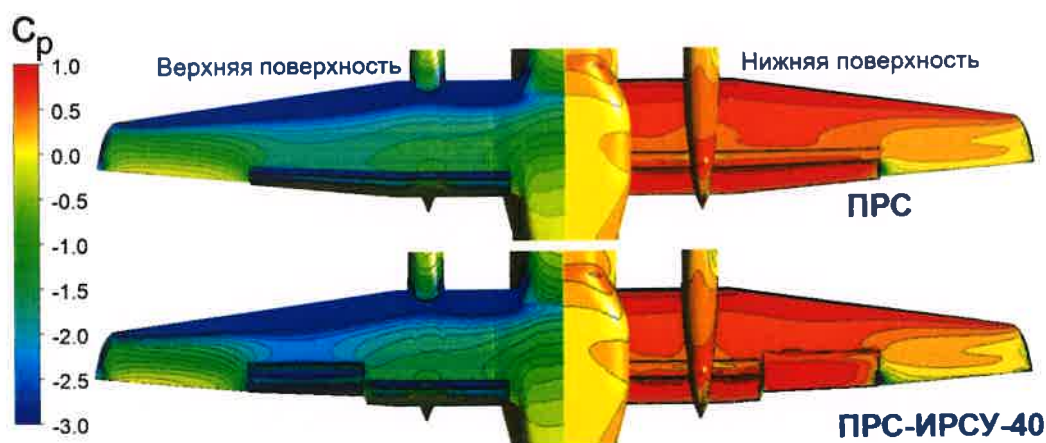


Рисунок 15 – Распределение коэффициента давления по поверхностям крыла компоновок базового ПРС и ПРС ИРСУ-40 при угле атаки $\alpha=14^\circ$

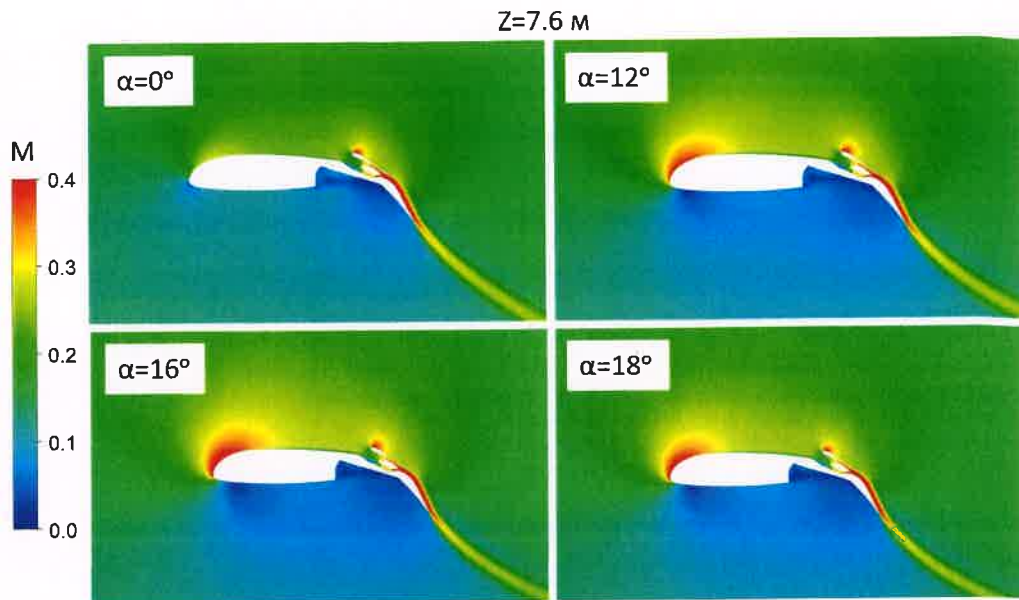


Рисунок 16 – Распределение чисел Маха в сечении крыла ПРС ИРСУ-40 в посадочной конфигурации

На рисунке 17 представлены зависимости $C_{ya\ max}(C_T)$ для ПРС ИРСУ-40 во взлетных и посадочных конфигурациях, в виде приращения относительно коэффициента максимальной подъемной силы базового ПРС с выделением вертикальной составляющей тяги C_{Tya} . Зеленым отмечена область реализуемых значений C_T , при которых осуществляется взлет и посадка самолета (характерное значение числа $M \sim 0.125$). Представленные данные показывают, что в области реализуемых значений C_T , ИРСУ позволяет повысить несущие свойства нишевого ПРС на $\approx 25\%$ по сравнению с базовым ПРС, причем основной вклад в приращение коэффициента максимальной подъемной силы является аэродинамическим за счет устранения локальных отрывов пограничного слоя в районе установки ИЗК, а также за счет реализации эффекта суперциркуляции.

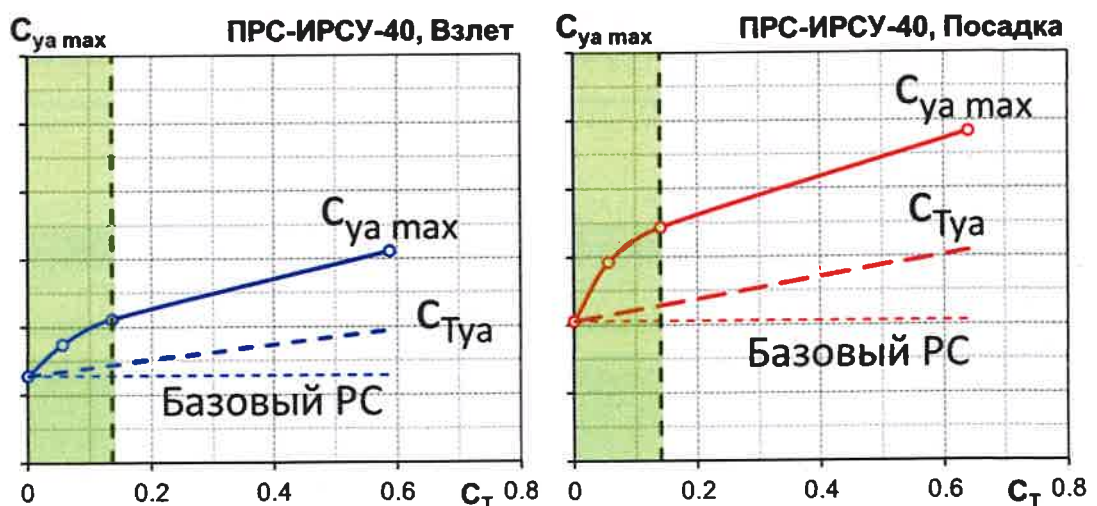


Рисунок 17 – Зависимости $C_{ya\ max}(C_T)$ для ПРС ИРСУ-40

С целью оценки влияния интеграции ИРСУ с планером с точки зрения весовой эффективности разработана конструктивно-силовая схема (КСС) крыла ПРС ИРСУ-40, обеспечивающая навеску закрылка с импеллерами (рисунок 18).

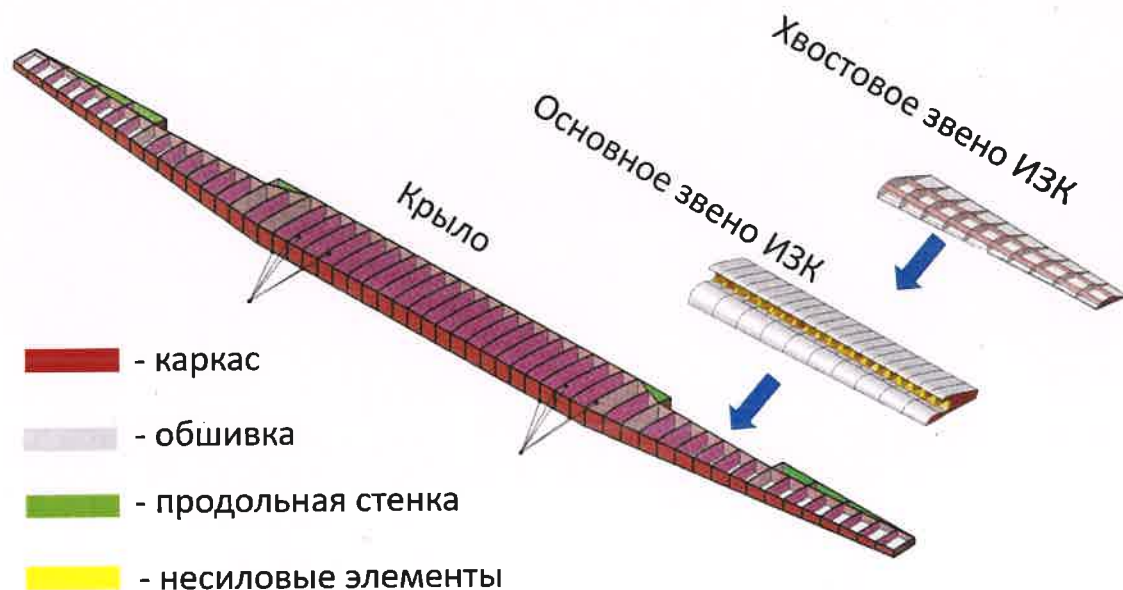


Рисунок 18 – КСС крыла ПРС ИРСУ-40

КСС крыла максимально унифицирована с крылом базового ПРС, что в перспективе позволяет снизить эксплуатационные расходы и рассматривать ПРС ИРСУ-40 в качестве нишевого варианта, обеспечивающего существенное сокращение потребной длины ВПП.

На основании результатов расчетов обтекания компоновки ПРС ИРСУ-40 выполнены расчетные исследования нагружения КСС в результате которых было показано, что силовой вес конструкции крыла ПРС ИРСУ-40 практически идентичен силовому весу базового ПРС ввиду того, что в основном КСС обоих вариантов определяются конструктивными ограничениями, что характерно для самолетов подобной размерности. Силовой вес конструкции ИЗК за счет дополнительных элементов, обеспечивающих установку ИРСУ будет приблизительно в 2 раза превышать силовой вес конструкции штатного закрылка базового ПРС.

Для обоснования реализуемости рассматриваемой концепции применения ИРСУ выполнено проектирование механизмов выдвижения ИЗК. При стремлении к снижению веса, площади миделевого сечения механизмов и применения простых конструктивных решений (при сравнительно небольшом выдвижении закрылка) наиболее рациональна рычажная схема. В таком случае для обеспечения всех положений закрылка необходим механизм

преобразования вращательного движения в сложное, например, «параллелограммный механизм».

Предварительный вариант конструктивного исполнения моделируемого механизма представлен на рисунках 19-21. Механизм выдвигания ИЗК в рамках концепции ПРС ИРСУ-40 позволяет плавно обеспечивать заданные положения закрылка (5/ 20 градусов на взлёте и 25/ 25 градусов на посадке) даже при частичном отказе его составляющих. При этом для механизма реализована возможность дифференциального управления хвостовым звеном в качестве аэродинамического руля или же самого закрылка при убранном положении основного звена.



Рисунок 19 – Крейсерское (убранное) положение закрылка

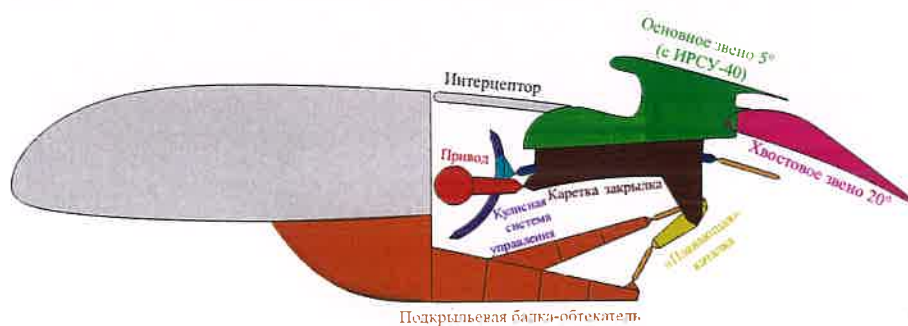


Рисунок 20 – Взлётное положение закрылка

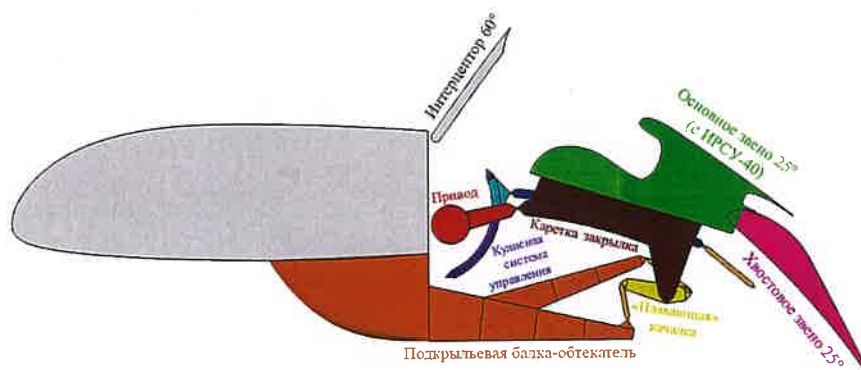


Рисунок 21 – Посадочное положение закрылка (с выпущенным интерцептором)

С учетом вышеописанных работ по многодисциплинарному анализу рассматриваемых концепций ПРС, включая результаты, полученные в рамках экспериментальных исследований в АДТ, решена задача по определению рациональной области применения ИРСУ для ПРС с целью возможности сокращения потребной длины взлетно-посадочной полосы.

Решение задачи заключалось в определении проектных параметров базового ПРС и ПРС ИРСУ-40 при эксплуатации на аэродромах с длиной искусственной ВПП от 600 до 1300 м при выполнении одинаковой транспортной задачи: перевозка 44 пассажиров на заданную дальность со скоростью 550 км/ч.

При исследовании летно-технических характеристик ПРС ИРСУ-40 влияние установки ИРСУ учитывалось в части изменения аэродинамических характеристик, весовой сводки, параметров ГСУ и т.д. Расчеты ЛТХ проводились с использованием разработанного в ЦАГИ вычислительного комплекса АРДИС-2 [9]. При этом уточнение параметров гибридной СУ при изменении потребной длины ВПП проводилось путем сохранения постоянного значения отношения массы ИРСУ к площади крыла $G_{ИРСУ}/S_{ХАР}$. В качестве основного критерия при определении проектных параметров была минимизация взлетной массы.

Анализ результатов позволяют сделать следующие общие выводы:

- наиболее предпочтительным с точки зрения топливной эффективности и весовой отдачи является реализация ИРСУ, убираемой в крейсерском полете в обводы крыла, причем преимущества по сравнению с базовым ПРС наблюдаются при $L_{ивпп}$, меньшей 1000-1200 м.
- радикальное сокращение потребной длины ВПП на 30-40% (с 1300 до 800 метров) приводит к ухудшению топливной эффективности и весовой отдачи. Однако реализация большего значения аэродинамического качества в крейсерском полете за счет большей удельной нагрузки на крыло при применении ИРСУ позволяет снизить негативный эффект от сокращения потребной длины ВПП на значения топливной эффективности (на 7-10%) и весовой отдачи (на 1.7-3%) по сравнению с традиционным способом расширения условий базирования;
- для концепций ПРС с ГСУ на базе ТВД применение ИРСУ позволяет уменьшить суммарную мощность СУ (особенно при увеличении крейсерской скорости полета), а также тягу на валу воздушного винта, что является благоприятным с точки зрения парирования эффектов при отказе двигателя и обеспечения безопасности полета, а также с точки зрения акустической эффективности;

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные комплексные многодисциплинарные расчетно-проектные и экспериментальные исследования специалистами ФАУ «ЦАГИ» и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» под руководством ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» позволяют сформулировать следующие выводы:

- Впервые в мире разработана технология энергетического управления обтеканием за счет интеграции импеллерной РСУ с несущими поверхностями планера;
- Разработан и испытан в условиях, максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации, опытный образец высоконапорного электроприводного импеллера пиковой мощностью 60 кВт. Удельная мощность электрического двигателя, являющегося составной частью электроприводного импеллера, составляет рекордные 20 кВт/кг, что существенно превосходит ближайшие мировые аналоги;
- Экспериментальная отработка данной технологии на крупномасштабном демонстраторе показала в условиях, близких к натурным, высокую аэродинамическую эффективность технологии энергетического управления обтеканием за счет интеграции планера и ИРСУ;
- В ходе проведения экспериментальных исследований получен уникальный в мире опыт работы ИРСУ в реальных условиях эксплуатации. Получены уникальные знания, позволяющие давать рекомендации разработчикам ИРСУ и конструкторским бюро, разрабатывающим самолёты региональной авиации и местных воздушных линий с энергетическим управлением обтеканием;
- В рамках комплексной отработки технологии на концепции перспективного регионального самолета показано, что применение технологии энергетического управления обтеканием с целью расширения условий базирования позволяет обеспечить существенные преимущества с точки зрения топливной эффективности, весовой отдачи, уровня комфорта и безопасности пассажиров по сравнению с традиционным способом сокращения потребной длины ВПП. Также отмечено, что применение данной технологии может рассматриваться как нишевое решение (модификация базового регионального самолета), позволяющее радикальным образом сократить потребную длину ВПП (на 30-40% при сохранении высоких показателей топливной эффективности и весовой отдачи).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Петров А.В., Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. ФИЗМАТЛИТ, М., 2011
2. Петров А.В., Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. Инновационное машиностроение, М., 2018
3. Волков А.И., Долотин М.В., Кажан В.Г., Кузин С.А., Пигусов Е.А., Метод приближенной оценки несущих свойств крыла конечного размаха с интегрированной распределенной силовой установкой, Ученые записки ЦАГИ, LIV (6), 12 (2023)
4. Волков А.И., Долотин М.В., Кузин С.А., Пигусов Е.А., Расчетно-экспериментальные исследования влияния импеллерной распределенной силовой установки на аэродинамические характеристики прямоугольного крыла малого удлинения, Ученые записки ЦАГИ, LV (6), 30 (2024)
5. Блищ В.Г. О внешних и внутренних аэродинамических силах и моментах летательных аппаратов с ВРД и их моделей при ненулевых углах атаки и скольжения. Труды ЦАГИ, вып. 2328, 1987
6. Бондарев А.В., Волков А.И., Кажан В.Г., Крутов А.А., Кузин С.А., Пигусов Е.А., Хван В.Т. «Способ повышения несущих свойств крыла для скоростных региональных самолётов». Патент на изобретение RU2813391 от 12.02.2024
7. Michele Trancossi, Mauro Madonia. The Efficiency of an Electric Turbofan vs. Inlet Area: A Simple Mathematical Model and CFD Simulations // SAE Technical Papers 10 // DOI:10.4271/2012-01-2217
8. Волков А.И., Кажан В.Г., Кузин С.А., Мухаметшин М.И., Шалашов В.В. «Программа расчета тяги и газодинамических параметров силовой установки с электрическим импеллером». Программа для ЭВМ, свидетельство о гос. Регистрации № 2024666427
9. Бузулук В.И., Гуревич Б.И., Титоренко Л.П. Программа расчета летно-технических и взлетно-посадочных характеристик воздушных судов гражданской авиации на этапе предварительного формирования облика. ФГУП «ЦАГИ». Свидетельство о гос. регистрации № 2017612810 от 03 марта 2017 г.