



Утверждаю
Заместитель директора
ФГУП ЦАГИ
Г.А. Павловец

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

по аэродинамике, прочности, устойчивости и управляемости и летно-техническим характеристикам по материалам технического предложения по ближне-среднемагистральному интегральному самолету «Фрегат Экоджет»

В ЦАГИ рассмотрены материалы Технического предложения интегрального ближне-среднемагистрального пассажирского самолета «Фрегат Экоджет», разработанного ОАО ФПГ «Росавиаконсорциум».

Техническое предложение разработано в соответствии с подписанным в апреле 2009 года, Меморандуме о Взаимопонимании (MoU) между ОАО ФПГ «Росавиаконсорциум» и ОАО «ОАК» для исследования концепции и основных технико-экономических характеристик широкофюзеляжного пассажирского самолета интегральной схемы.

Основные требования к самолету «Фрегат Экоджет» сформулированы на основании проведенного по заказу ОАО «ОАК» изучения мирового рынка гражданских самолетов.

В результате проведенных исследований установлено, что на мировом рынке существует сегмент рынка перевозок с дальностью до 3000 – 4000 км., где могут быть эффективны в эксплуатации широкофюзеляжные (ШФ) самолеты. В среднем более 56% всех рейсов существующих ШФ ДМС в мире приходятся на расстояние менее 3000 км. Были сформулированы основные требования к базовому варианту широкофюзеляжного пассажирского самолета:

- дальность полета 3500км
- число пассажирских мест 300-350
- крейсерское число М полета 0.80
- возможность базирования на аэродромах класса Б

Интегральные показатели эффективности самолета должны на ~ 15-20 процентов превосходить показатели, достигнутые гражданской авиационной техникой в 2006-2010 годах.

Концепция самолета.

Самолет «Фрегат Экоджет» разрабатывается по интегральной схеме с двумя турбореактивными двигателями, расположенные на пилонах под крылом и палубным расположением оперения. Рассматриваются два варианта двигателей типа ПД-18Р и ПС-90А20. Принципиально новым элементом и основа концепции предлагаемого широкофюзеляжного самолета заключается в использовании поперечного сечения фюзеляжа эллиптической формы. Выбранная форма обеспечивает минимальные габариты самолета при условии размещения в фюзеляже 300-350 пассажиров в трех салонах с тремя главными проходами шириной не менее 500 мм, с шагом кресел не менее 810 мм или 32in. В экономическом классе число пассажирских мест может быть увеличено до 400.

На нижней палубе в двух багажно - грузовых отсеках размещается до 20 контейнеров типа LD-3 или груз на паллетах 95×125 дюймов.

Выбранное сечение позволило уменьшить площадь омываемой поверхности фюзеляжа, приходящейся на одного пассажира на 4-14% (в зависимости от компоновки салона), по сравнению с современными широкофюзеляжными самолетами типа В-777-200, Ил-86, Ил-96, А-340-300.

Новым элементом концепции «Фрегат Экоджет» является также конструктивно силовая схема с использованием пола пассажирской кабины в качестве элемента КСС для восприятия избыточного давления.

По данным технического предложения разрабатываемый «Фрегат Экоджет» имеет следующие основные характеристики:

Характеристики самолета с двигателями типа ПД-18Р

Дальность полета, км	4541	4042	3500	2343
Нагрузка, кг	24700	26600	28690	33440
Число пассажиров	260	280	302	352
Число М полета	0.8	0.8	0.8	0.8
Сужение крыла	3.6	3.6	3.6	3.6
Стреловидность крыла	26	26	26	26
Толщина крыла, %	12.8	12.8	12.8	12.8
Площадь крыла, м	205	205	205	205
Удлинение крыла	10	10	10	10
Взлетный вес, т	123	123	123	123
Взлетная тяга двиг., т	18	18	18	18
Аэродинам. качество (мах)	17.29	17.29	17.31	17.34
Удель. расход С _e , кгт/кг.ч	0.552	0.551	0.55	0.548
Расход топлива на 1 п.км, г	16.63	15.61	14.68	13.0
Потребная ВПП для взлета, км	2.375	2.375	2.375	2.375
Потребная ВПП посадки, км	2.336	2.336	2.336	2.336

Характеристики самолета с двигателями типа ПС-90А20

Дальность полета, км	4452	3995	3500	2447
Нагрузка, кг	24700	26600	28690	33440
Число пассажиров	260	280	302	352
Число М полета	0.8	0.8	0.8	0.8
Взлетный вес, т	128.6	128.6	128.6	128.6
Взлетная тяга двиг., т	20	20	20	20
Аэродинам. качество (мах)	17.3	17.3	17.32	17.4
Удель. расход Се, кгт/кг.ч	0.593	0.593	0.592	0.591
Расход топлива на 1 П.КМ, г	18.96	17.85	16.84	15.0
Потребная ВПП для взлета, км	2.349	2.349	2.349	2.349
Потребная ВПП посадки, км	2.416	2.416	2.416	2.416

Проведенный в ЦАГИ анализ заявленных характеристик позволяет отметить следующее:

Аэродинамика.

Аэродинамическая компоновка самолета «Фрегат Экоджет» является в основном типичной для современных магистральных пассажирских самолетов: низкоплан с двумя высокоэкономичными турбореактивными двигателями большой степени двухконтурности, расположенными на пилонах под крылом и палубным расположением ГО. Поперечное сечение фюзеляжа выполнено в виде эллипса. Размеры поперечного сечения и длина фюзеляжа выбраны из условия возможности размещения 300 пассажиров в трехклассной компоновке с повышенным уровнем комфорта.

Геометрические размеры крыла (стреловидность, относительная толщина, удлинение) выбраны с учетом рекомендаций ЦАГИ, базирующихся на испытаниях предварительных моделей в АДТ ЦАГИ и параметрических расчетных исследованиях.

Проведенные исследования и анализ параметров геометрии компоновки вариантов самолета «Фрегат Экоджет», принятых в техническом предложении, показывают принципиальную возможность реализации максимального аэродинамического качества ($H=11\text{км}$, $C_y=0.60$, $M=0.80$ $X_T=40\%$) на уровне 17.0-17.5 единиц при условии обеспечения вредного сопротивления не более 5%.

Указанное значение аэродинамического качества соответствует значениям, заявленным в техническом предложении проекте.

Геометрические параметры механизации самолета, принятые на этапе разработки технического предложения, в принципе могут обеспечить значения максимальных коэффициентов подъемной сила на уровне ~ 2.5 при взлете и ~ 3.0 при посадке.

В дальнейшем необходимо продолжить комплекс расчетных и экспериментальных исследований в АДТ ЦАГИ с целью окончательной

отработки профилировки крыла, параметров механизации и местной аэродинамики компоновки самолета.

Прочность.

Самолет «Фрегат Экоджет» должен проектироваться из условий статической прочности, выносливости, живучести конструкции и безопасности от явлений аэроупругости в соответствии с частью 25 Авиационных Правил (АП-25) «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», а также с учетом требований Европейских (CS-25) и Американских (FAR-25) норм, что обеспечит возможность сертификации самолета за рубежом. Соответствие этим требованиям при обеспечении максимальной весовой и эксплуатационной эффективности достигается:

- опытом проектирования, испытания и эксплуатации высоко ресурсных пассажирских самолетов Ту-154, Ил-86, Ил-96, Ту-204/214, Sukhoi – Superjet 100;
- преимуществом конструктивных решений, использованных при создании современных пассажирских самолетов с приемлемыми характеристиками ресурса и живучести, а также использованием зарубежного опыта создания высоко ресурсных самолетов;
- использованием в конструкции современных конструкционных материалов.

Конструкция планера является традиционной для компоновки пассажирского самолета с двигателями, расположенными на крыле.

Крыло самолёта большого удлинения и умеренной стреловидности имеет в плане трапециевидную форму с подломом задней кромки. Для улучшения взлётно-посадочных характеристик крыло снабжено четырёхсекционными предкрылками на передней кромке и двухзвенными двухщелевыми закрылками на задней кромке, а также внутренними и внешними интерцепторами и воздушными тормозами. Элероны с бустерным приводом, размещённые на концах крыла, вместе с интерцепторами позволяют управлять самолётом по крену. Угол поперечного V крыла выбран из условия безопасной компоновки двигателей под крылом. При этом обеспечиваются приемлемые характеристики поперечной и путевой устойчивости. По своей конструкции кессонное двухлонжеронное крыло состоит из центроплана и двух консолей, или отъёмных частей крыла (ОЧК), которые имеют технологические стыки по бортовой нервюре фюзеляжа. Кессон крыла образован лонжеронами, верхними и нижними панелями, а также нервюрами.

Фюзеляж самолета представляет собой конструкцию типа «полумонокок» с несущей обшивкой, подкрепленной продольным и поперечным набором. Продольный набор состоит из стрингеров, силовых профилей, лонжеронов и балок; поперечный набор состоит из шпангоутов. Стрингера выполнены из пресованных профилей уголкового сечения – материал 1163ТПП. Поперечный набор изготавливается из алюминиевых сплавов – рядовые шпангоуты из материала 1163АТ, силовые детали из материала типа 1933Т2. Особо

ответственные детали - из титановых сплавов типа ВТ-22, обшивочные панели - из материала 1163РДТВ. Для загрузки багажных отсеков (помещений) багажом и грузом используются два грузовых люка, двери, которых расположены по правому борту.

Оперение самолёта стреловидное, и состоит из горизонтального оперения (стабилизатора и руля высоты) и вертикального оперения (киля и двухсекционного руля направления). Горизонтальное оперение закреплено на хвостовой части фюзеляжа посредством узлов навески стабилизатора и приводов управления. С помощью этих приводов стабилизатор может изменять в полёте свой угол установки. Вертикальное оперение установлено и закреплено на хвостовой части фюзеляжа посредством соединительных фитингов.

Мотогондолы двигателей на самолёте подвешены под крылом на кронштейнах пилонов и закреплены на нервюрах у первого и второго лонжеронов.

Шасси самолёта имеет обычную трёхопорную конструкцию. Основные опоры с двухосными четырёхколёсными тележками убираются в фюзеляж по направлению к оси самолёта, а передняя опора убирается в нишу носовой части фюзеляжа вперёд против направления потока. Створки ниш опор шасси закрываются после выпуска опор. Высота опор шасси такова, что она обеспечивает безопасное расстояние от земли до входа в воздухозаборники двигателей и конструктивный угол хвостовой части фюзеляжа с землёй. Шасси имеет поворотные колёса на передней опоре для движения по земле и тормозные колёса на основных опорах для торможения самолёта при посадке с применением антиюзовой автоматики. Колёса на передней опоре имеют тормоза для их подтормаживания при уборке опоры.

В Книге Технического предложения произведены оценки нагрузок на агрегаты планера самолета для основных случаев нагружения в соответствии с требованиями АП-25. При этом были использованы апробированные и верифицированные методы расчета. Кроме того, в некоторых случаях применялся пересчет с использованием статистических данных по самолетам-прототипам, что допустимо на этом этапе разработки самолета. Определяющими расчетным случаями нагружения крыла самолета «Фрегат Экоджет» являются маневр (п. 25.331(a) и (b) АП-25) и полет в неспокойном воздухе (п. 25.341 АП-25).

Определяющими расчетными случаями нагружения продольного набора фюзеляжа самолета «Фрегат Экоджет» являются случаи динамического нагружения при посадке (п. 25.473 (с) АП-25), полета в неспокойном воздухе (п. 25.341 АП-25) и неустановившегося маневра (п. 25.331(с) АП-25).

Расчетная область полетов самолета «Фрегат Экоджет» незначительно отличается от расчетной области полета самолетов-прототипов. Отличия в нагружении оперения этих самолетов, главным образом, обусловлено различием массово-инерционных и геометрических характеристик. На данном этапе исследований нагрузки на оперения оценивались пересчетом с использованием нагрузок прототипов. Аналогично нагрузки о весовые оценки механизации оценивались на основе статистики. Расчетным случаем для закрылков является, как правило, посадка (25.345 (b)(2) АП-25). Нагрузки на шасси самолета «Фрегат

Экоджет» в наземных случаях нагружения определены в соответствии с требованиями АП-25 для следующих пунктов: 25.471, 25.473, 25.479, 25.485, 25.491, 25.493, 25.495, 25.503, 25.507, 25.509.

Нетрадиционная конструкция фюзеляжа, для которого основным расчетным случаем является внутреннее давление, моделировалась методом конечного элемента с большой степенью подробности. Представленные материалы по уровням напряжений и по деформациям убедительно подтверждают возможность создания фюзеляжа овальной формы в приемлемых весовых лимитах без традиционных для некруговых фюзеляжей стоек. Регулярная зона фюзеляжа моделирована с использованием конечно-элементного программного комплекса MSC/NASTRAN. В качестве конечного элемента использовался четырехугольник (QUAD). Каждому конечному элементу присвоено свойство пластины (SHELL), позволяющее моделировать плоское напряженное состояние, изгиб и поперечный сдвиг. Конечно-элементная модель подробно моделирует регулярные шпангоуты с шагом 810 мм и окантовку выреза для дверей. Таким образом, конструктивно-силовая схема фюзеляжа подробно исследована с помощью МКЭ. Число переменных, составляющее около 80000 переменных достаточно для данного этапа исследований КСС.

Предложенный вариант фюзеляжа летательного аппарата имеет поперечное сечение, образованное в верхней и нижней частях фюзеляжа одинаковыми дугами окружностей большого радиуса, то есть рассматривается симметричное сечение фюзеляжа, а в боковых частях фюзеляжа дугами окружностей радиуса, отличающегося не менее, чем в 2.5 раза от радиуса верхних и нижних дуг окружностей. Это позволяет, во-первых, обеспечить комфортабельные условия размещения пассажиров, значительно увеличив число проходов на пассажира в сравнении с круглым фюзеляжем, во-вторых, позволяет поместить всю номенклатуру груза для данного класса самолетов под полом пассажирского салона, не увеличивая длины фюзеляжа. Кроме того, включить в силовую схему потолочную балку, обеспечивающую восприятие внутреннего давления. Кроме того, такое поперечное сечение, в котором пол пассажирского салона находится вблизи нейтральной линии фюзеляжа, позволяет обеспечить конструктивно-силовую схему, в которой балки пола, в отличие от других вариантов круговых или овальных фюзеляжей, где эти балки работают на растяжение, будут работать на сжатие при действии избыточного давления. Введенные в работу балки грузового пола и потолочные балки, позволили отказаться от вертикальных стоек рядом с зоной перехода боковой поверхности в поверхность малой кривизны, которые не облагораживают интерьер и мешают размещению. Для обшивки фюзеляжа рассматриваются материалы типа 1163АТВ, 1163РДТВ, лист. В качестве альтернативы рассмотрены алюминий-литиевые сплавы 1424ТГ1, лист и 14413РТ1, лист, обладающие пониженной плотностью. Альтернативой пресованным профилям 1163ТПП и В95очТ2 являются профили из алюминий-литиевых сплавов 1424ТГ1 и 1441Т1.

Вес конструкции планера зависит существенным образом от ряда причин, среди которых важную роль играют конструкционные материалы и их правильный выбор. Свойства конструкционных материалов могут значительно

отличаться и не быть сбалансированными по требованиям, предъявляемым к конструкции:

- обеспечение статической прочности
- обеспечение усталостной прочности
- обеспечение эксплуатационной живучести конструкции
- обеспечение требуемого уровня жесткостных характеристик
- обеспечение технологичности производства и сборки конструкции

Помимо выбора конструкционного материала необходим выбор конструктивного решения, например, выбор шага нервюр и стрингеров, оптимизация толщин панелей, организация стыков элементов конструкции. На этапе эскизного проекта эту работу следует провести для организации резервов веса конструкции планера. Для нижней панели крыла целесообразно использовать в качестве стрингеров прессованные стрингера из В95пчТ2 с простым ребром. Это позволит значительно улучшить реализацию требований эксплуатационной живучести.

В фюзеляже существует возможность реализовать конструктивно-силовую схему, используя перераспределение силового материала не только между шпангоутами, стрингерами и обшивкой, но и реализовывать переменное по контуру сечение шпангоута. Значительный выигрыш в весе может быть достигнут при использовании такой геометрии полуфабриката для обшивки фюзеляжа, что позволит организовать продольный стык в зонах с меньшим цепным напряжением, в отличие от круглого фюзеляжа, в котором цепные напряжения по контуру постоянны. Следует оптимизировать продольный стык обшивок фюзеляжа, улучшая качество регулярного концентратора.

Для шасси возможно использование стали ВКС-9, ВКС-210, повышающей допускаемые напряжения в элементах шасси. Значительный резерв находится в возможности снижения нагрузок на крыло при использовании автоматической системы управления нагрузками, работающей не только с элеронами, отклоняемыми симметрично, но и с интерцепторами и рулем высоты. Снижение нагрузок на механизацию может быть реализовано с помощью системы, выпускающей закрылок по скорости или системы АСУМК, позволяющей синхронно отклоняться закрылкам и предкрылкам.

Одной из главных особенностей проектируемого самолета, определяющей его динамические характеристики, является наличие под крылом двух больших масс (двигателей), закрепленных на крыле на упругих пилонах. Результаты анализа флаттерных характеристик самолетов-прототипов (Ил-86 – Ту-214), сравнительный анализ характеристик, расчетный анализ для проектируемого самолета показывают, что основной безрулевой формой флаттера самолета, имеющей наименьшие критические скорости, является симметричная “двигательная” форма. Она обусловлена взаимодействием, главным образом, симметричных вертикальных колебаний двигателя первого тона и симметричного вертикального изгиба крыла первого тона. Уровень критических скоростей этой формы флаттера определяется, в основном, уровнями интегральной вертикальной жесткости пилон крепления двигателей к крылу и крутильной жесткости крыла

на участке от борта до двигателя. Выбранные по условиям статической прочности и ресурса, с учетом требований по флаттеру, жесткости крыла и пилонов обеспечивают необходимые запасы от флаттера с учетом того, что в корневом сечении относительная толщина профиля равна 16,2%, что значительно больше, чем у прототипов.

Сопоставляя геометрические характеристики крыла самолетов Ил-86, Ту-204, Ту-214, можно убедиться, что относительная жесткость крыла самолета «Фрегат Экоджет» значительно выше. Это обусловлено тем, что, во-первых, в бортовом сечении мы имеем 16,2% относительного удлинения против 14,5 прототипов, а в районе навески двигателей вместо 11,3% имеем 12,1% на крыле самолета «Фрегат Экоджет». Кроме того, относительная длина консоли значительно меньше за счет фюзеляжа. Поэтому реализация поперечного управления по крену не является критичной. Кроме того, расчеты показывают высокую эффективность элеронов. Результаты анализа и расчетов показывают, что нормированные запасы от реверса органов управления для проектируемого самолета обеспечиваются. При этом можно задействовать в канале крена секции интерцепторов на больших скоростных напорах, а при малых скоростных напорах управляться элеронами, как это реализовано на Ту-204.

Анализ результатов проведенных работ, динамических характеристик стойки и планера проектируемого самолета показывает, что принимаемые конструктивные решения позволяют обеспечить безопасность самолета от шимми колес передней опоры шасси, как в режиме управления, так и в режиме свободного ориентирования. Результаты, полученные в ходе исследований по прочности, свидетельствуют о том, что в рамках принятой конструктивно-силовой схемы самолета, могут быть обеспечены заданные параметры при высокой весовой эффективности при удовлетворении требований современных норм прочности.

На этапе эскизного проектирования для самолета «Фрегат Экоджет» должны быть выбраны окончательно усовершенствованные материалы. Обязателен критерий обеспечения эксплуатационной живучести. Для повышения живучести следует использовать, новые конструктивно-технологические решения, например, нижняя поверхность крыла имеет стрингеры из более прочного материала, например, В95пчТ2. Или в фюзеляже овальной формы может использоваться полуфабрикат для обшивки, позволяющий поместить продольный стык в зону, где цепные напряжения будут минимальными. В круглом фюзеляже в каждой точке контура эти цепные напряжения различны по контуру, а продольный стык обшивок является критическим при воздействии внутреннего давления.

Для клепаной конструкции фюзеляжа из алюминиевых сплавов основными критериями обеспечения ресурса являются:

- а) усталость продольных швов внахлест (стыков) обшивок фюзеляжа;
- б) остаточная прочность фюзеляжа с двухпролетной продольной трещиной в обшивке и разрушенным центральным шпангоутом.

В Техническом предложении не приведено достаточного количества экспериментальных данных по обоснованию усталостной прочности фюзеляжа в

пределах проектного ресурса 35000 полетов, в связи с чем необходимо в дальнейшем запланировать и своевременно провести соответствующий объем экспериментальных исследований.

Остаточная прочность фюзеляжа должна быть при кольцевых напряжениях $\sigma=(1,15\Delta PR)/t=10\text{кг/мм}^2$ подтверждена расчетом с использованием J-интеграла. В связи с тем, что сертификация материалов в России и за рубежом проводится по R-кривым, необходимо проверить сделанные расчеты с использованием R-кривых и подтвердить их экспериментально на опытном отсеке фюзеляжа.

Может оказаться целесообразным проработать следующий вариант конструкции фюзеляжа:

- верхняя часть фюзеляжа клепаная из алюминиевого сплава 1163 РДТВ;
- нижняя часть фюзеляжа сварная из алюминий - литиевого сплава 1441РТ1.

Несмотря на сделанные замечания, общий объем и глубина проработки вопросов, связанных с ресурсом конструкции, на этапе Технического предложения, достаточны. Необходимо в начале разработки эскизного проекта создать комплексный план отработки прочности и запланировать экспериментальные и расчетные исследования, обеспечивающие заявленные ресурсные характеристики.

С целью снижения веса конструкции планера самолета рекомендуется использование активной системы снижения нагрузок. В ЦАГИ проведена работа по выбору оптимальных законов управления и оценке эффективности таких систем со следующими показателями:

- снижение максимальных изгибающих моментов крыла при маневрах в корневых сечениях крыла на 14 - 16%, в средних и концевых – на 20 - 28%;
- при максимальных скоростях отклонения элеронов и интерцепторов равных 60град./с снижение максимальных изгибающих моментов крыла от воздействия дискретных порывов и непрерывной турбулентности в корневых сечениях крыла на 13 - 14% , в средних и концевых – на 20 - 25%;
- снижение усталостной повреждаемости конструкции нижней панели крыла от воздействия атмосферной турбулентности на 80-90% (двукратное – за полет, с учетом наземных нагрузок и цикла ЗВЗ); оптимизация траектории полета, заправки и использование перекачки топлива в полете совместно с системой контроля переменной нагруженности и расхода ресурса позволяют дополнительно существенно увеличить располагаемые ресурсные характеристики крыла самолета.

Предложенный самолет «Фрегат Экоджет» имеет характеристики, позволяющие уверенно занять нишу по пассажировместимости самолета типа Ил-86, но на современном уровне, при взлетном весе на 80 тонн меньшем, чем самолет Ил-86, и при обеспечении высокого уровня комфорта из-за овальности фюзеляжа и организации трех проходов.

Заявленный в Техническом предложении вес конструкции планера самолета может быть реализован.

Целесообразно поведение работ на этапе эскизного проекта с углубленной проработкой конструкторской документации. В самом начале работ на этапе эскизного проекта должен быть создан и согласован с ЦАГИ комплексный план расчетно-экспериментальных работ по отработке прочности конструкции.

Устойчивость и управляемость.

Самолет «Фрегат Экоджет» имеет следующие основные массово-инерционные характеристики, геометрические параметры компоновки и характерные скорости:

Параметры компоновки	Значение
Максимальная взлетная масса, кг	129271
Максимальная посадочная масса, кг	111280
Параметр Аго	0,882
Параметр Вво	0,103
Скорость подъема передней стойки шасси, км/ч	263
Скорость отрыва от земли, км/ч	268
Скорость захода на посадку, км/ч	246
Истинная скорость крейсерского полета (H=10,6-12,1 км, M=0,8), км/ч	850

Самолет имеет диапазон эксплуатационных центровок $\bar{x}_{тс} = 0,18 \div 0,34$, расчетное положение шасси $\bar{x}_{ш} = 0,59$.

На самолете «Фрегат Экоджет» предполагается использование либо двух ТРДД ПС-90А20 с взлетной тягой $P_{взл} = 2 \times 20000$ кг либо двух ТРДД ПД-18Р с взлетной тягой $P_{взл} = 2 \times 18000$. Двигатели располагаются в мотогондолах на пилонах под крылом, при этом расстояние от нижней точки мотогондолы до земли составляет 0,699 м. Шасси самолета трехопорное с передней управляемой стойкой.

Органами управления по тангажу являются две секции руля высоты ($\bar{s}_{рв} = 0,23$ за ось вращения, $\delta_v = -25^\circ \div 20^\circ$), а продольной балансировки - управляемый стабилизатор ($\varphi = -8^\circ \div 2^\circ$). Органами управления по крену являются элероны ($\bar{s}_e = 0,028$ за ось вращения, $\delta_e = \pm 20^\circ$) и интерцепторы ($\delta_{ин} = 0 \div 45^\circ$). Органом управления по рысканию и путевой балансировки является односекционный руль направления ($\bar{s}_{рн} = 0,33$ за ось вращения, $\delta_{рн} = \pm 35^\circ$). Для торможения самолета на пробеге используются воздушные тормоза.

Для управления всеми аэродинамическими рулями самолета «Фрегат Экоджет» предполагается использовать электродистанционную цифровую систему управления без аварийного механического контура (СДУ). СДУ в

зависимости от состояния (исправности) собственных элементов и взаимодействующих систем имеет три режима работы:

- основной режим, реализующийся при полной исправности собственных элементов и взаимодействующих систем, при котором обеспечиваются все функции СДУ. Расчет управляющих сигналов обеспечивается цифровыми вычислителями СДУ, которые используют как цифровую информацию общесамолетных информационных систем, так и сигналы аналоговых датчиков. Этот режим обеспечивает наивысший уровень безопасности полета и комфорта;
- упрощенный режим, включающийся при отказе отдельных информационных сигналов, при котором обеспечивается часть функций СДУ. Расчет управляющих сигналов обеспечивается теми же цифровыми вычислителями СДУ. Этот режим обеспечивает меньший уровень безопасности полета и комфорта управления;
- резервный режим, включающийся при отказе цифровых вычислителей или важнейших информационных сигналов, реализуемый на других вычислителях имеющих минимальный набор собственных датчиков. Резервный режим обеспечивает минимальный уровень управляемости, достаточный для безопасного завершения полета.

Основными рычагами управления по тангажу, крену и рысканию являются боковые ручки управления и педали левого и правого летчиков. На подножках педалей установлены задатчики давления тормозной системы колес. Загрузка рычагов пружинная. Воздушные тормоза управляются от рукоятки управления (РУТ), расположенной на центральном пульте, и автоматически от вычислителей СДУ. Управление выпуском и уборкой закрылков обеспечивается через рычаг (РУЗ), расположенной на центральном пульте, и автоматически от вычислителей СДУ.

Информационно-вычислительная часть СДУ состоит из:

- датчиков положения рычагов и рукояток управления на центральном пульте, датчиков положения стабилизатора и органов управления, конфигурации самолета;
- информационных систем (ADIRS, КТЦ, РЭД, РВ и др.);
- самоконтролируемых цифровых вычислителей устойчивости и управляемости (ЦВ) системы штурвального управления;
- линии передачи информации по ARINC-429;
- блоков цифро-аналоговых связей и управления-контроля (БУК) электрогидравлических приводов.

Исполнительная часть СДУ состоит из:

- электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП) отклонения аэродинамических поверхностей;
- электромеханического двухмоторного привода вращательного типа отклонения стабилизатора;

- двухканальных вращательных рулевых приводов для выпуска и уборки механизации крыла.

Каждая секция руля высоты и элеронов отклоняется двумя одинаковыми ЭГРП (один в активном режиме, другой в «горячем» резерве). Привода работают от разных гидросистем (ГС) и разных блоков управления и контроля. Стабилизатор отклоняется электромеханическим двухмоторным приводом вращательного типа по сигналам СДУ. Руль направления отклоняется тремя ЭГРП, работающими одновременно. Каждая секция интерцепторов и ВТ отклоняется одним ЭГРП.

Источниками энергии системы управления являются трехканальная гидросистема и двухканальная силовая электросистема самолета. Гидросистема содержит три независимые подсистемы – левую гидросистему (ГС1), правую гидросистему (ГС2) и центральную гидросистему (ГС3). ГС1 и ГС2 работают от насосов, установленных на двигателях. На случай отказа двигателя в каждой из двух ГС предусмотрен электронасос. ГС3 работает только от электронасосов. Основным источником давления в ГС3 является насосная станция с электроприводом от системы переменного тока НС1. Вспомогательным и аварийным источником давления в ГС3 является насосная станция НС2 с электроприводом от системы постоянного тока.

СДУ самолета «Фрегат Экоджет» при основном режиме работы выполняет следующие основные функции:

- обеспечение характеристик устойчивости и управляемости, удовлетворяющих требованиям АП-25 (FAR-25);
- обеспечение автобалансировки в продольном управлении;
- алгоритмическое ограничение угла атаки и минимальной скорости полета для предотвращения сваливания;
- ограничение углов тангажа и крена при взлете и посадке для предотвращения касания ВПП хвостом, мотогондолой или крылом;
- ограничение скорости V_D для предотвращения флаттера;
- предупреждение летчика о приближении к сваливанию;
- автоматическое парирование возмущающих моментов относительно всех осей при отказе двигателя на взлете;
- парирование возмущений, обусловленных изменением конфигурации или тяги двигателей;
- снижение нагрузок и повышение комфорта экипажа при полете в беспокойной атмосфере;
- стабилизацию углового положения самолета при отсутствии вмешательства летчика в управления;
- автоматическое управление механизацией крыла;
- автоматическое торможение самолета при пробеге с помощью ВТ и интерцепторов;
- отработку сигналов автоматической системы управления полетом и тягой, и др.

Обеспечение соответствия характеристик устойчивости и управляемости самолета «Фрегат Экоджет» сертификационному базису АП-25 и выполнение функций СДУ реализуется применением автоматизации СДУ, включающей интегральные законы управления.

На основании анализа материалов технического предложения по самолету «Фрегат Экоджет», выполненных расчетных оценок можно сделать следующие выводы:

1. При выборе параметров горизонтального оперения (ГО), предельно передней и предельно задней центровок в Техническом Предложении по самолету «Фрегат Экоджет» использован новый прогрессивный подход, при котором в число выбираемых параметров включается также положение основных опор шасси.

Исходя из условий:

- Обеспечения подъема носового колеса на скорости $V_R = 263$ км/ч при предельно передней центровке в расчетном случае продолженного взлета (отказ одного двигателя),
- Снижения потерь аэродинамического качества на балансировку за счет использования малых запасов продольной статической устойчивости ($m_{z\min}^{c_y} = -0,03$ при предельно задней центровке),
- Обеспечения эксплуатационного диапазона центровок самолета не менее заданной величины $\Delta\bar{x}_{ТЭ} = 0,16$,
- Обеспечения в первые моменты разбега самолета при полной стартовой тяге обоих двигателей нагрузки на носовое колесо при предельно задней центровке не менее заданной величины $\frac{N_{НК}}{G} = 0,03$, рекомендуется принять следующие параметры $\bar{S}_{ГО} = 0,186$, $\bar{S}_{рв} = 0,23$ (за ось вращения), $\bar{x}_{ТНП} = 0,18$, $\bar{x}_{ТНЗ} = 0,34$, $\bar{x}_{ш} = 0,59$, которые позволяют обеспечить продольную устойчивость на всех режимах полета и путевую управляемость самолета на разбеге.

2. При выборе параметров вертикального оперения и элеронов рассмотрены следующие расчетные случаи:

- Парирование отказа двигателя на скорости принятия решения $V_1 = 234$ км/ч,
- Парирование бокового ветра при заходе на посадку $W_z = 15$ м/с,

- Обеспечение собственной частоты колебаний рыскания не меньше заданного значения $\omega_{\beta\min} = 0,4\text{ с}^{-1}$,
- Обеспечение при заходе на посадку угловой скорости крена, достаточной для перекладки из крена $\gamma = 30^\circ$ в крен $\gamma = -30^\circ$ противоположного знака за время, не более 7 с.

Проведенные расчеты и анализ показывают, что обеспечить указанные требования можно при $\bar{S}_{\text{во}} = 0,20$, $\bar{S}_{\text{рн}} = 0,33$ (за осью вращения), $2\bar{S}_3 = 0,028$.

3. В основу обеспечения устойчивости и управляемости самолета «Фрегат Экоджет» положены принципы автоматизации и структурного построения системы штурвального (ручного) управления, использованные в ИКУС – интегрированном комплексе управления самолетов Ту-204, Ту-214, Ту-334, RRJ.

Применение ИКУС на самолете «Фрегат Экоджет» обеспечит высокий уровень характеристик устойчивости и управляемости и безопасности полета.

4. Предлагаемая в Техническом Предложении активная система снижения нагрузок, использующая в качестве управляющих поверхностей на крыле симметрично отклоняемые элероны и внешние секции интерцепторов, состоит из двух работающих независимо систем:

- системы снижения маневренных нагрузок (ССМН),
- системы снижения ветровых нагрузок (ССВН).

Предлагаемые структуры ССМН и ССВН практически исключают влияние их функционирования на характеристики управляемости самолета и позволяют снизить максимальные эксплуатационные нагрузки по размаху крыла при маневре на 14÷20%, от однократных ветровых порывов и непрерывной турбулентности на 14÷25%.

Для обеспечения указанной эффективности максимальные скорости отклонения элеронов и интерцепторов составляют 60град/с, диапазон отклонения элеронов 5÷-20°, максимальные углы отклонения интерцепторов 30°.

В целом проведенный анализ материалов Технического Предложения по самолету «Фрегат Экоджет», показывает, что выбранные параметры горизонтального и вертикального оперения, органов продольного, путевого и

поперечного управления самолета, значения эксплуатационных центровок и положения основных стоек шасси, а также выбранная структура системы управления, могут обеспечить выполнение Требований норм АП-25 по характеристикам устойчивости, управляемости и безопасности полета.

Летно-технические характеристики.

Летно-технические характеристики вариантов самолета «Фрегат Экоджет», представленные в техническом предложении рассчитаны по согласованным с ЦАГИ методикам в соответствии с требованиями авиационных правил АП-25 (FAR-25). При расчетах ЛТХ использовались предварительные характеристики двигателей. Проведенный в ЦАГИ анализ подтверждает возможность реализации заявленных ЛТХ при условии реализации массовых характеристик самолета и характеристик СУ на заявленном в ТП уровне. Предусмотренные техническим заданием требования по дальности, базированию и топливной эффективности выполняются в полном объеме.

ВЫВОДЫ

Перспективный широкофюзеляжный пассажирский самолет интегральной схемы «Фрегат Экоджет» создается с учетом разрабатываемых новых технических решений в области аэродинамики, конструкции, прочности, силовой установки и бортового оборудования включающих:

- аэродинамическую компоновку самолета с высоким уровнем аэродинамического совершенства;
- применение новых высокоэкономичных двигателей большой степени двухконтурности;
- установку нового комплекса бортового оборудования, значительно повышающего безопасность полета;
- выбор компоновки пассажирской кабины с повышенным комфортом для пассажиров по сравнению с существующими самолетами данного класса и др.

Достигнутый на этапе Технического предложения уровень эксплуатационных, экономических и летно-технических характеристик самолета «Фрегат Экоджет» в основном согласуется с оценками ЦАГИ и превышает уровень современных отечественных и зарубежных самолетов.

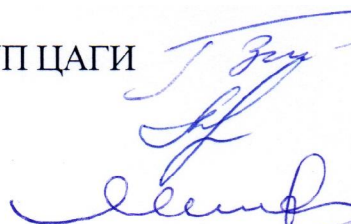
На этапе разработке эскизного проекта необходимо провести комплекс дополнительных экспериментальных исследований по аэродинамике, прочности, устойчивости и управляемости с использованием технической базы ЦАГИ и других организаций с целью гарантированного обеспечения заявленных характеристик самолета

В целом, разработанное техническое предложение удовлетворяет требованиям технического задания и позволяет перейти к этапу разработки эскизного проекта, на котором должны быть учтены замечания и рекомендации, сделанные в настоящем заключении.

Заместитель директора ФГУП ЦАГИ

Начальник НИО-2

Начальник НИО-15



Г.Н. Замула

С.В. Ляпунов

Ю.Ф. Шелюхин