

УДК 629.735.33

Двухфюзеляжный самолет: pro et contra

Васильев В.В.¹, Лазарев В.В.^{2*}

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Центральный аэрогидродинамический институт имени Н.Е. Жуковского
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, 140180, Россия*

**e-mail: vvlazar@rambler.ru*

Аннотация

Обсуждаются достоинства и недостатки двухфюзеляжной компоновочной схемы самолета применительно к пассажирскому и грузовому самолету. Отмечаются особенности аэродинамики и конструктивно-силовой схемы самолета, влияющие на его аэродинамическое и весовое совершенство, и отличия от самолетов традиционных схем, в том числе характеристики управляемости, связанные с возрастанием момента инерции относительно продольной оси, особенностям управления движением по земле и с появлением специфических форм свободных колебаний самолета.

Ключевые слова: компоновочная схема самолета, двухпалубный фюзеляж, двухфюзеляжная компоновка самолета, управляемость самолета, формы и частоты собственных колебаний, разворот самолета на земле, техническое совершенство.

Введение

В специальной литературе периодически возникает интерес к двухфюзеляжной компоновочной схеме самолета (см., например, [1], [2]). По-видимому, примерами первых обращений к этой схеме для решения специфических задач могут служить самолеты ДБ ЛК (СССР) [3] и "Хенкель" He-111 (Германия) [4]. (Здесь и далее имеется в виду схема с двумя фюзеляжами, в которых размещаются кабина экипажа, отсеки полезной нагрузки и т.д., а не двухбалочная схема).

Целесообразно в дополнение к исследованию [5] обсудить причины интереса к обсуждаемой компоновочной схеме, ее особенности с точки зрения аэродинамики и конструктивно-силовой схемы, достоинства и недостатки, перспективы применения для пассажирских и грузовых воздушных судов.

Пассажирский самолет.

Авиакомпании, обслуживающие линии с высокой плотностью пассажиропотока и линии большой протяженности, заинтересованы в новых самолетах большой пассажировместимости. С ростом пассажировместимости самолета приходится увеличивать число кресел в ряду (рис. 1) для сохранения в разумных пределах удлинения и момента инерции фюзеляжа.

Увеличение числа кресел в ряду свыше шести вызывает необходимость организации второго прохода пассажирской кабины для обеспечения нормируемого

времени эвакуации пассажиров в случае аварийной посадки, упрощения процедуры обслуживания пассажиров и повышения уровня комфорта. При увеличении пассажироместимости свыше 500 мест число кресел в ряду превысит 10. Рост числа кресел в ряду в сочетании с двухпроходной компоновкой салона приводит к

возрас

танию

эквива

лентно

го

диамет

ра

фюзел

яжа

(Рис.

2).

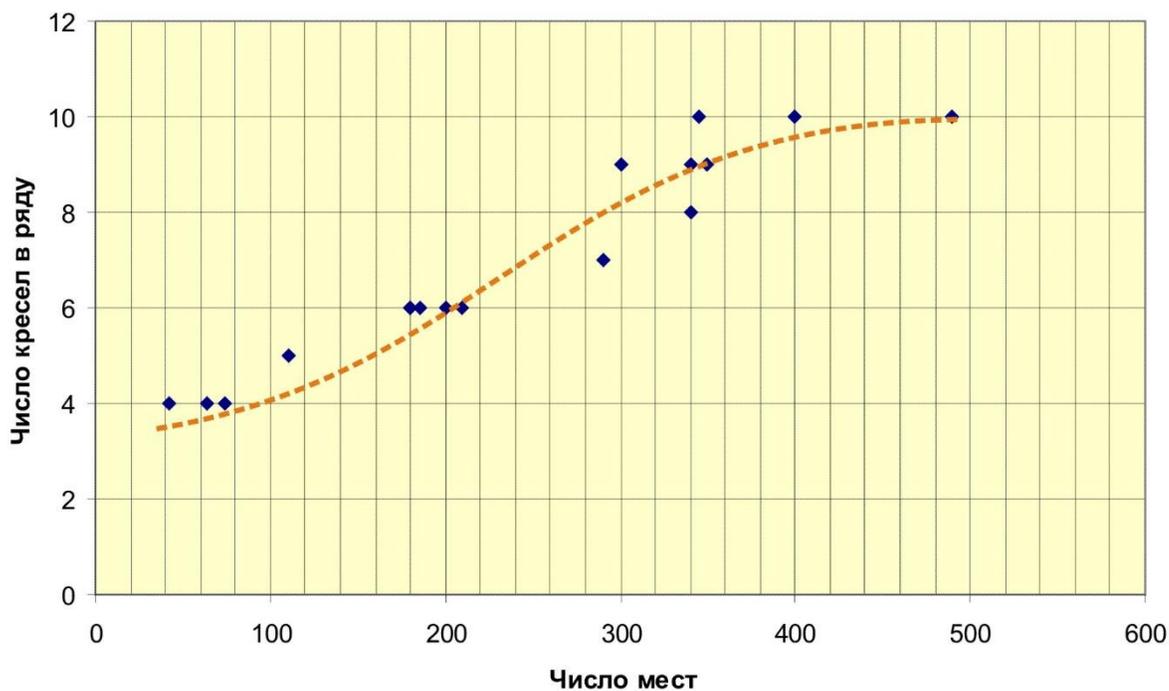


Рисунок 1.3 – Число кресел в ряду в зависимости от пассажироместимости самолета

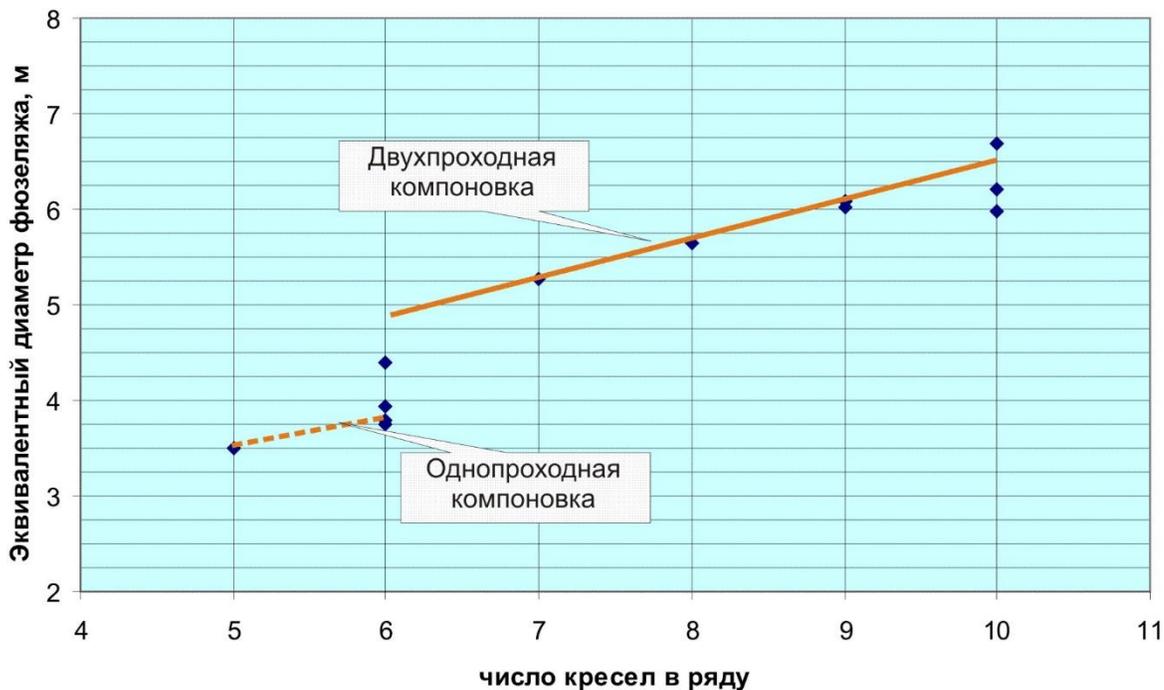


Рисунок 1.4 – Зависимость эквивалентного диаметра фюзеляжа от числа кресел в ряду пассажирской кабины.

Вопросы выбора размеров фюзеляжа пассажирских самолетов подробнее рассмотрены в работе [6].

При сохранении нормируемого значения «высоты в кабине» и уровня допускаемых по условиям усталостной долговечности напряжений в оболочке фюзеляжа рост диаметра фюзеляжа сопровождается значительным увеличением его массы. Взрывная декомпрессия фюзеляжа повышенного объема может иметь более тяжелые последствия, чем для обычных фюзеляжей. Увеличение диаметра фюзеляжа

кругового поперечного сечения приводит также к нерациональному использованию объема фюзеляжа вследствие появления неиспользуемого пространства над потолком пассажирской кабины и избыточного для размещения багажных контейнеров объема под полом пассажирской кабины.

Ограничить рост потребной толщины оболочки фюзеляжа можно, заменив круговое поперечное сечение составленным из двух пересекающихся окружностей меньшего диаметра («double-bubble») с вертикальным или горизонтальным положением «восьмерки» (рис.3 [7]).

Нормы летной годности самолетов транспортной категории АП-25 не ограничивают максимальное число мест в ряду для двухпроходной компоновки салона, однако следует ожидать введение нормы пункта 25.817, установленной для однопроходной компоновки («с каждой стороны прохода должно быть установлено не более трех кресел»), при возрастании числа кресел в ряду до 12.

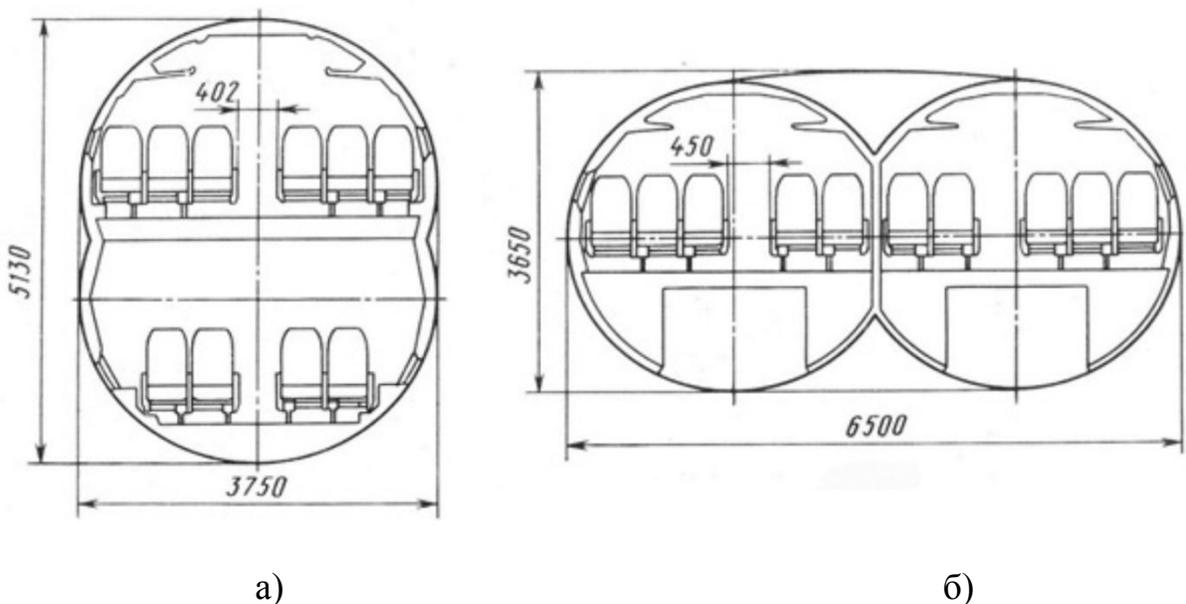


Рис. 3. Варианты поперечного сечения широкофюзеляжного самолета, рассмотренные при проектировании Ил-86

Двухпалубная компоновка фюзеляжа, использованная при создании самолета А-380 (см. ниже), хотя и не превышает предельное число мест в ряду, вызывает проблемы при эвакуации пассажиров с верхней палубы - с высоты третьего этажа жилого дома (рис. 4).

Аварийная эвакуация пассажиров из фюзеляжа, выполненного по схеме рис.3б, возможна только с одного борта, что потребует, по-видимому, удвоения числа аварийных выходов на каждом борту с соответствующим увеличением массы фюзеляжа.

Применение двухфюзеляжной компоновочной схемы позволяет без значительных весовых издержек обеспечить нормируемый уровень безопасности, тем

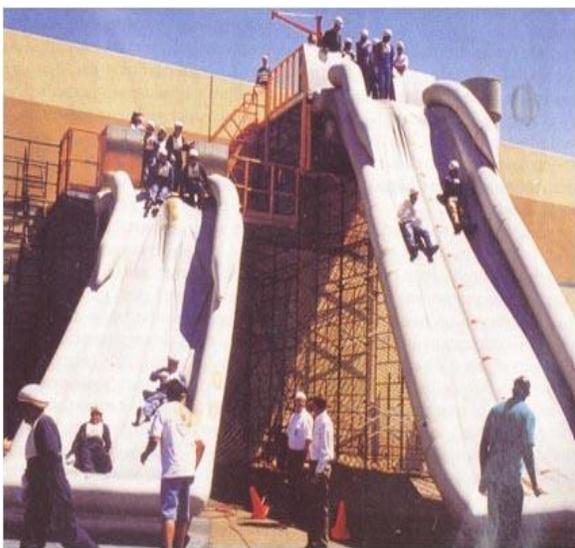


Рис. 4. Демонстрация аварийной эвакуации пассажиров из двухпалубного самолета А380 в процессе сертификации самолета

более, если используется фюзеляж сертифицированного самолета.

Грузовой самолет

В настоящее время для грузовых перевозок воздушным транспортом используются соответствующим образом доработанные пассажирские самолеты с грузовыми дверями на основной и грузовой палубах или военно-

транспортные самолеты (ВТС).

При разработке военно-транспортного самолета заказчик кроме грузоподъемности самолета определяет номенклатуру грузов (военной техники и снаряжения). Исходя из этих требований, определяются габариты грузовой кабины и технология погрузки/разгрузки, предусматривающая, в частности, наличие рампы.

В мировой практике нет примеров разработки рампового грузового самолета для гражданских целей; для перевозки гражданских грузов используются ВТС, приобретаемые авиакомпаниями.

Однако среди гражданских грузов, требующих воздушной транспортировки, время от времени появляются объекты, габариты которых не позволяют разместить их в существующей грузовой кабине, даже если масса моногруза не превышает грузоподъемность самолета.

В некоторых случаях разработчик делает специализированную модификацию существующего самолета для транспортировки уникального груза. Так, например, поступила Airbus, создав самолет Beluga для транспортировки отсеков фюзеляжей между заводами концерна.

В нашей стране для транспортировки орбитального самолета «Буран» на базе самолета Ан-124 был создан самолет Ан-225, а для транспортировки блоков ракеты «Энергия» - на базе самолета ЗМ – транспортный самолет «ВМ-Т».

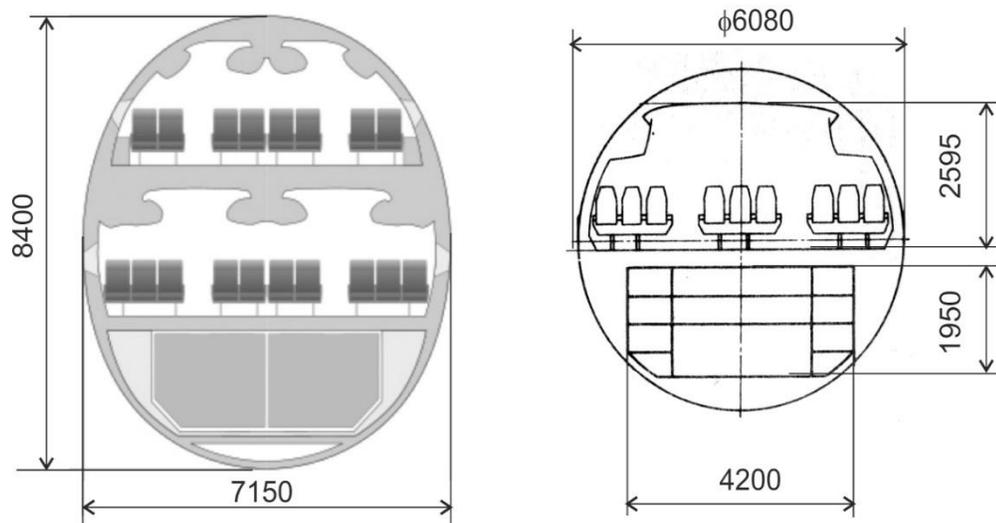
Использование двухфюзеляжной компоновочной схемы позволяет создать универсальный грузовой самолет, способный перевозить стандартные грузы в грузовых кабинах обеих фюзеляжей, а моногрузы – на внешней подвеске между

фюзеляжами. Такое решение становится предпочтительным с экономической точки зрения, поскольку серийность этого класса воздушных судов невелика.

Особенности аэродинамических характеристик и конструктивно-силовой схемы самолета двухфюзеляжной компоновки

Объективным сравнение аэродинамических характеристик самолетов традиционной компоновки и двухфюзеляжного может быть в случае, если оба самолета решают одну и ту же задачу. Проведем сравнение характеристик двух самолетов, двухпалубный фюзеляж одного из которых вмещает в каждом сечении вдвое большее число кресел, чем каждый из двух фюзеляжей второго варианта. При этом уровень комфорта для пассажиров (высота кабины, ширина проходов и т.д.) идентичны.

Поперечное сечение фюзеляжа первого из вариантов может быть аналогичным сечению самолета Airbus A380, сечения фюзеляжей второго – как у самолета Ил-96-300



(рис. 5).

Рис. 5. Типовые сечения фюзеляжей самолетов A380 (слева) и Ил-96-300

На обеих палубах пассажирской кабины А380 размещается в экономическом классе по 18 кресел, на единственной палубе Ил-96-300 – по 9 кресел. Геометрические характеристики сравниваемых сечений и двухфюзеляжного самолета приведены в Таблице 1.

При одинаковой пассажировместимости А380 и двухфюзеляжного самолета, длины цилиндрической части фюзеляжей будут одинаковыми, удлинения носовой и хвостовой частей примем равными. Замена двухпалубного фюзеляжа самолета большой пассажировместимости на два фюзеляжа, в поперечном сечении каждого из которых размещается вдвое меньшее число кресел, чем в исходном самолете, приводит к возрастанию на ~20 % суммарной площади миделевого сечения фюзеляжей и на ~50 % - их омываемой поверхности.

Таблица 1. Параметры сравниваемых самолетов

Самолет	Размеры сечения фюзеляжа, м	Мест в сечении пассажирской кабины	Площадь миделя $\frac{S_{\text{мф мф}}, \text{м}^2}{\bar{S}_{\text{мф}}}$	Периметр сечения $\frac{П, \text{м}}{\bar{П}}$	$D_{\text{экв}}, \text{м}$	$\lambda_{\text{ф}}$	$\frac{\bar{S}_{\text{мф}}}{S}$	$c'_{\text{хф}}$
Ил-96-300	6.08	9	29	19	6.08	8.41	0,080	$6.7 \cdot 10^{-3}$
А380	8.4x7.15	18	$\frac{47}{1}$	$\frac{24,5}{1}$	7.73	9.44	0,055	$6,84 \cdot 10^{-3}$
Двухфюзеляжный самолет	6.08	2 x 9	$\frac{58}{1,23}$	$\frac{58}{1,55}$	6.08	8.41	0,066	$6.7 \cdot 10^{-3}$

В работе [8] приводится формула для определения сопротивления фюзеляжа с формой, близкой к осесимметричной, при докритических скоростях:

$$c'_{x\phi} = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} \cdot \frac{1 - \bar{x}_\Pi}{(1 + 0.1M^2)^{0.75}} \cdot 3,37 \cdot \lambda_\phi \left(0,8 + \frac{3,6}{\lambda_\phi}\right) k_\phi, \quad (1)$$

здесь λ_ϕ – удлинение фюзеляжа, k_ϕ – коэффициент формы фюзеляжа, учитывающий отклонение формы от осесимметричной, \bar{x}_Π – положение точки ламинарно-турбулентного перехода.

Формула получена с использованием данных аэродинамического эксперимента в трубах на моделях пассажирских самолетов и изолированных фюзеляжей, формулы Прандтля-Шлихтинга для коэффициента турбулентного трения и аппроксимации зависимости сопротивления трения от удлинения фюзеляжа в виде $\left(0,8 + \frac{3,6}{\lambda_\phi}\right)$.

Полное сопротивление самолета определяется суммированием сопротивлений компонентов компоновки: крыла (профильное c_{xp} , волновое $c_{xв}$ и индуктивное c_{xi}), фюзеляжа ($c'_{x\phi}$), мотогондол ($c'_{xмг}$), горизонтального ($c'_{xго}$) и вертикального ($c'_{xво}$) оперения. При суммировании сопротивление изолированного компонента c'_x умножается на отношение характерной площади компонента к площади крыла, $\Delta c_{xвр}$ – вредное сопротивление, вызванное несовершенством поверхности и дополнительными надстройками, индекс «птч» означает площадь поточной части несущей поверхности.

$$c_x = (c_{xp} + c_{xв}) \bar{S}_{к.птч} + c_{xi} + c'_{x\phi} \bar{S}_{м.ф} + c'_{xмг} \bar{S}_{м.мг} + c'_{xго} \bar{S}_{го} + c'_{xво} \bar{S}_{во.птч} + \Delta c_{xвр}. \quad (2)$$

В расчетные соотношения для сопротивления компонентов кроме геометрических параметров входят аэродинамические величины ($M_{кр}^*$, $m_{z.бго}$),

которые должны быть получены при испытании модели, из эксперимента должны быть получены также Re и $\bar{\chi}_n$ для пересчета на натурные условия.

Расчет по (1) – (2) сопротивления изолированных фюзеляжей, сопротивления фюзеляжей в компоновке и изменение аэродинамического качества при равной площади крыла рассматриваемых компоновок и условия, что доля фюзеляжа в суммарном сопротивлении полной компоновки широкофюзеляжного пассажирского самолета составляет 15% – 20%, показывает, что переход к двухфюзеляжной компоновке снижает аэродинамическое качество самолета на 2,5 % – 3,5 (рис.6).

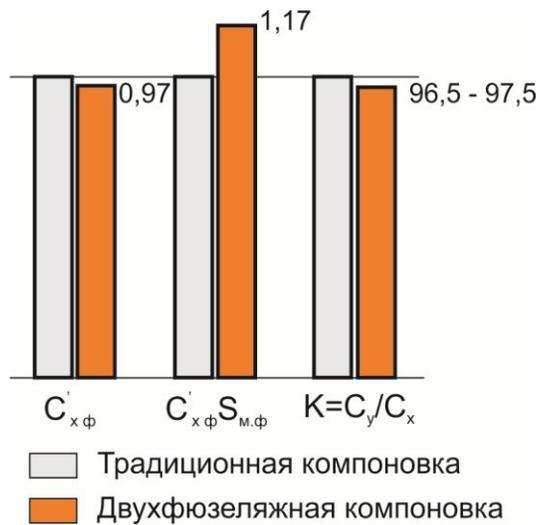
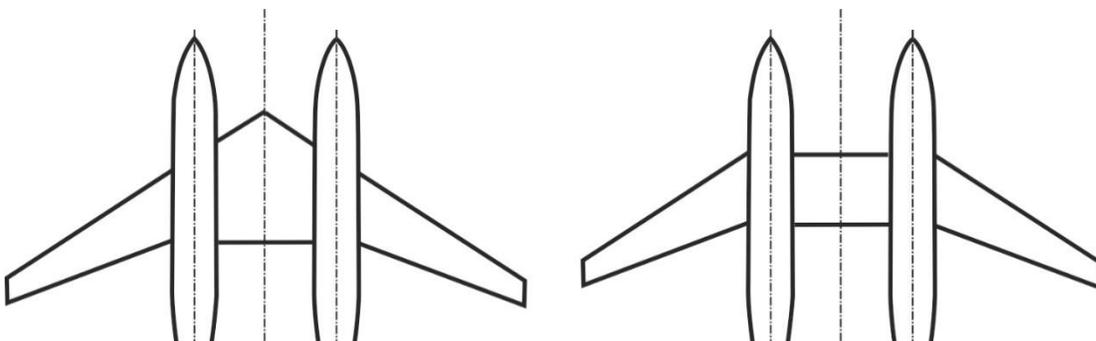


Рис. 6. Сопротивление фюзеляжа и изменение аэродинамического качества самолетов двух схем

Форма в плане стреловидного крыла двухфюзеляжного самолета с высокой дозвуковой скоростью может отличаться межфюзеляжной частью крыла (рис. 7).

Как следует из результатов экспериментов в аэродинамической трубе, при отсутствии перегородки в плоскости симметрии крыла, роль которой в самолете традиционной компоновки выполняет фюзеляж, в полете со скольжением в

стреловидной межфюзеляжной части крыла возникают скосы потока в горизонтальной плоскости.



Стенка фюзеляжа для этой части крыла служит вертикальной законцовкой, приводящей к некоторому изменению коэффициента подъемной силы и возникновению момента крена. Величина и знак этих величин отличаются для схем низкоплан и высокоплан – схема низкоплан более чувствительна к возникновению скольжения.

Кроме того, фюзеляж, установленный на стреловидном крыле, вызывает стеснение депланации сечений крыла, усложняя напряженно-деформированное состояние конструкции.

Этих недостатков лишена схема крыла с прямой межфюзеляжной частью (см. рис. 7б). Однако эта часть крыла при равенстве относительной толщины профиля консолей и межфюзеляжной части будет иметь меньшую величину $M_{кр}$, что приведет к повышению волнового сопротивления крыла. Для выравнивания значений $M_{кр}$ всех сечений крыла необходимо уменьшить относительную толщину профиля межфюзеляжной части.

Эта задача успешно решается при использовании сверхкритических профилей крыла (рис. 8 [9]) и некоторого увеличения хорды межфюзеляжной части крыла. Требуемое значение относительной толщины профиля (рис. 9) целесообразно обеспечивать при сохранении строительной высоты крыла, равной значению в бортовом сечении, путем соответствующего увеличения хорды.

Характерное для двухфюзеляжной схемы самолета распределение внешних нагрузок в полете (рис. 10) с практически постоянной величиной изгибающего

момента в межфюзеляжной части крыла облегчает обеспечение прочности и снизить потребную массу крыла. Однако нагружение центральной части крыла в посадочных случаях, особенно при посадке грузового самолета с моногрузом, может снизить этот эффект.

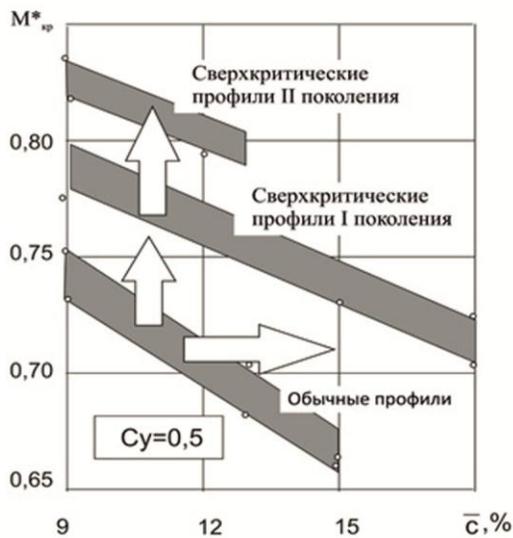


Рисунок 8. Зависимость критического числа M от относительной толщины профиля крыла

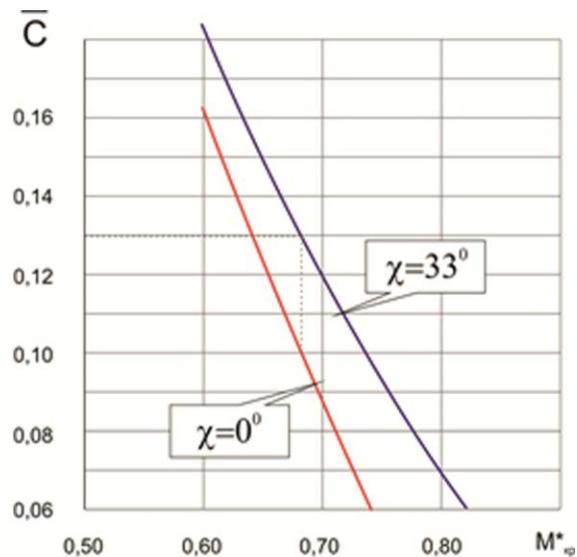
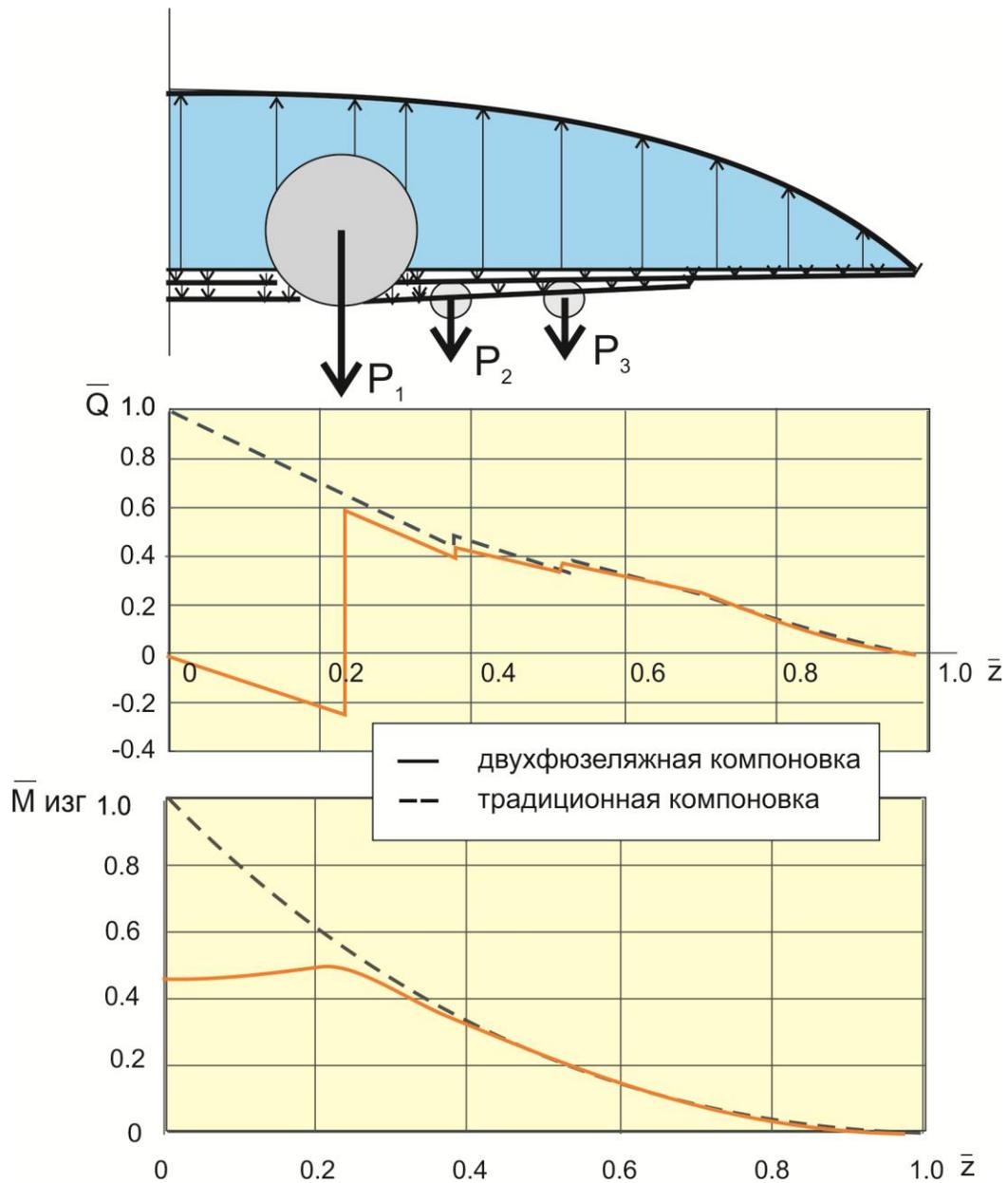


Рисунок 9. Потребная толщина профиля межфюзеляжной части крыла

Поскольку задняя кромка межфюзеляжной части крыла не имеет стреловидности, а относительная ширина кессона по конструктивным соображениям меньше, чем на консолях крыла, на межфюзеляжной части крыла может быть установлена высокоэффективная механизация.

Более существенно при появлении двух фюзеляжей изменяются инерционные характеристики самолета. При равенстве полной массы двух фюзеляжей вместе с их содержимым массе фюзеляжа в традиционной компоновочной схеме момент инерции

самолета



относительно продольной оси растет пропорционально квадрату относительного расстояния (в долях диаметра фюзеляжа) между фюзеляжами.

Рис. 10. Схема нагружения крыла двухфюзеляжного самолета, перерезывающие силы и изгибающие моменты в крыле. (Силы и моменты отнесены к силовым факторам в крыле самолета традиционной схемы равного веса)

Это может вызвать сложности при выполнении требований АП-25 по управляемости в поперечном канале («Эффективность поперечного управления должна обеспечивать вывод самолета из установившегося разворота с креном 30° и ввод в разворот противоположного направления с креном 30° при отклонении органа управления по крену не более чем на 90° , за время не более 7 с»).

Для выполнения этого условия необходимо, чтобы отношение $\frac{m_x^\delta \cdot \delta_{\text{эл.пред}} \cdot q \cdot S \cdot b_a}{J_x}$ не превышало величины $\sim 2 \cdot 10^{-2}$. (здесь J_x – момент инерции самолета, m_x^δ – производная коэффициента момента крена по углу отклонения элерона, $\delta_{\text{эл.пред}}$ – предельный угол отклонения элерона, q – скоростной напор, S – площадь и b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла).

Нетипичное распределение масс самолета при относительно малом изменении жесткостей несущих поверхностей вызывает появление дополнительных форм свободных колебаний. В таблице 2 приведены формы и частоты семи нижних тонов собственных колебаний гипотетического самолета двухфюзеляжной схемы массой 400 т, полученные расчетом с помощью системы АРГОН [10].

Для формирования модели использовались пластинчатые и балочные элементы, массы задавались в точечной форме (рис. 11).

Среди форм, указанных в таблице, две специфичны для рассматриваемой компоновочной схемы: колебания фюзеляжей в тангажной плоскости («галопирование»), сопровождаемое кручением межфюзеляжной части крыла

(рис. 12а), и вращение фюзеляжей вокруг своей продольной оси, сопровождаемое раскачиванием килей (рис.12б).

Таблица 2. Частоты и формы собственных колебаний самолета

№ тона	Симметричные формы и частоты		Антисимметричные формы и частоты	
	Форма	Частота, Гц	Форма	Частота, Гц
1	Изгиб крыла	0,42	Кручение центроплана	0,48
2	Горизонтальный изгиб крыла	0,89	Антисимметричный изгиб крыла	0,66
3	Изгиб крыла 2-го тона	1,19	Кручение крыла + горизонтальный изгиб	1,41
4	Кручение крыла	1,49	Антисимметричный изгиб крыла 2-го тона + кручение	1,51
5	Изгиб фюзеляжа	1,71	Антисимметричное кручение + изгиб крыла 2-го тона	1,53
6	Изгиб фюзеляжа 2-го тона	1,93	Вращение горизонтального оперения + кручение килей	2,18
7	Изгиб крыла 3-го тона	2,49	Изгиб килей	2,95

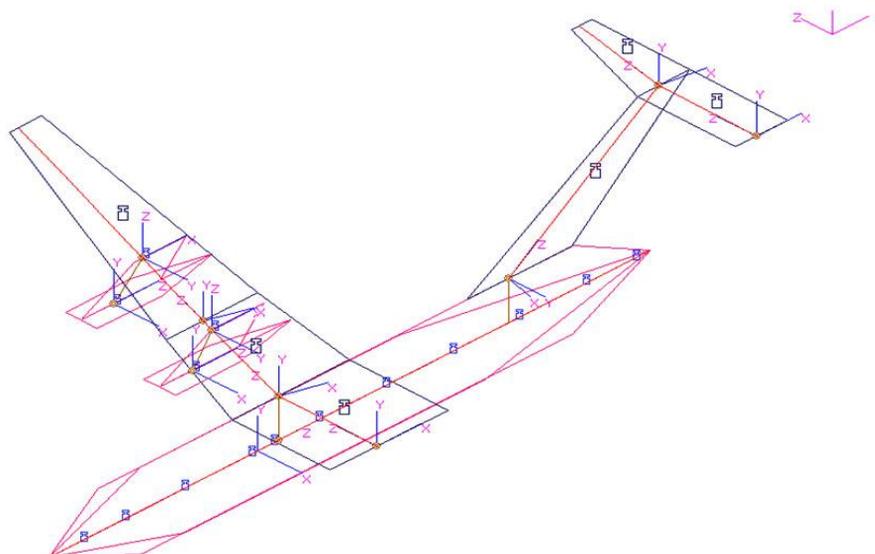


Рис. 11. Схематическое представление упруго-массовой модели самолета (показана правая половина)

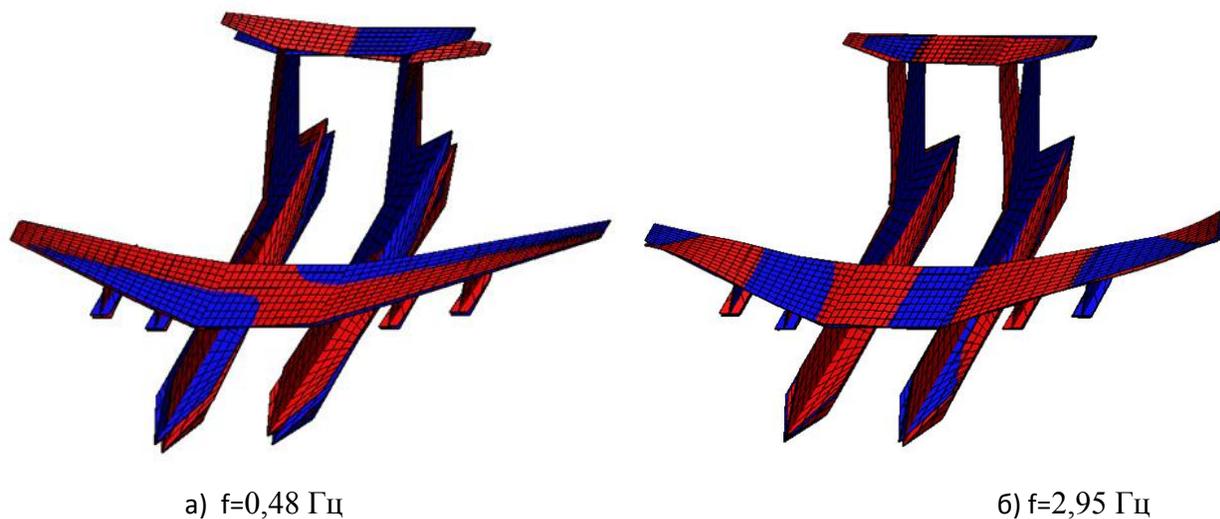


Рис. 12. Специфические формы колебаний двухфюзеляжного самолета

Отдельного обсуждения требует движение двухфюзеляжного самолета по земле. Поскольку передние опоры размещаются на обоих фюзеляжах, схему шасси лишь условно можно называть «трехопорной с носовым колесом».

Двухстоечная носовая опора с управляемыми колесами реализована на самолете Ан-124, однако расстояние между стойками не превышает 3 м. Существуют также примеры компоновки шасси с передней опорой, смещенной относительно плоскости симметрии самолета.

Параметры движения двухфюзеляжного самолета при развороте на взлетно-посадочной полосе определяются аналогично движению крупногабаритного автомобиля (например, автобуса). Минимальный радиус траектории внутреннего (по

отношению к центру вращения) переднего колеса (рис. 13) зависит от максимального угла поворота колеса управляемых стоек с учетом увода колеса, вызванного деформации пневматика под действием боковой силы. $R_{min} = \frac{b}{tg\theta}$, где b – база шасси самолета.

Радиус траектории движения центра масс самолета

$$R_{цм} = \sqrt{(R_{min} \cdot \cos\theta + H/2)^2 + e^2}$$

и необходимая для разворота на 180° ширина

ВПП: $H_{ВПП} = 2(R_{цм} + \Delta) + B$. Таким образом, необходимая ширина ВПП для разворота двухфюзеляжного самолета пропорциональна расстоянию между осями фюзеляжей, которое заметно превышает колею шасси самолета традиционной компоновочной схемы.

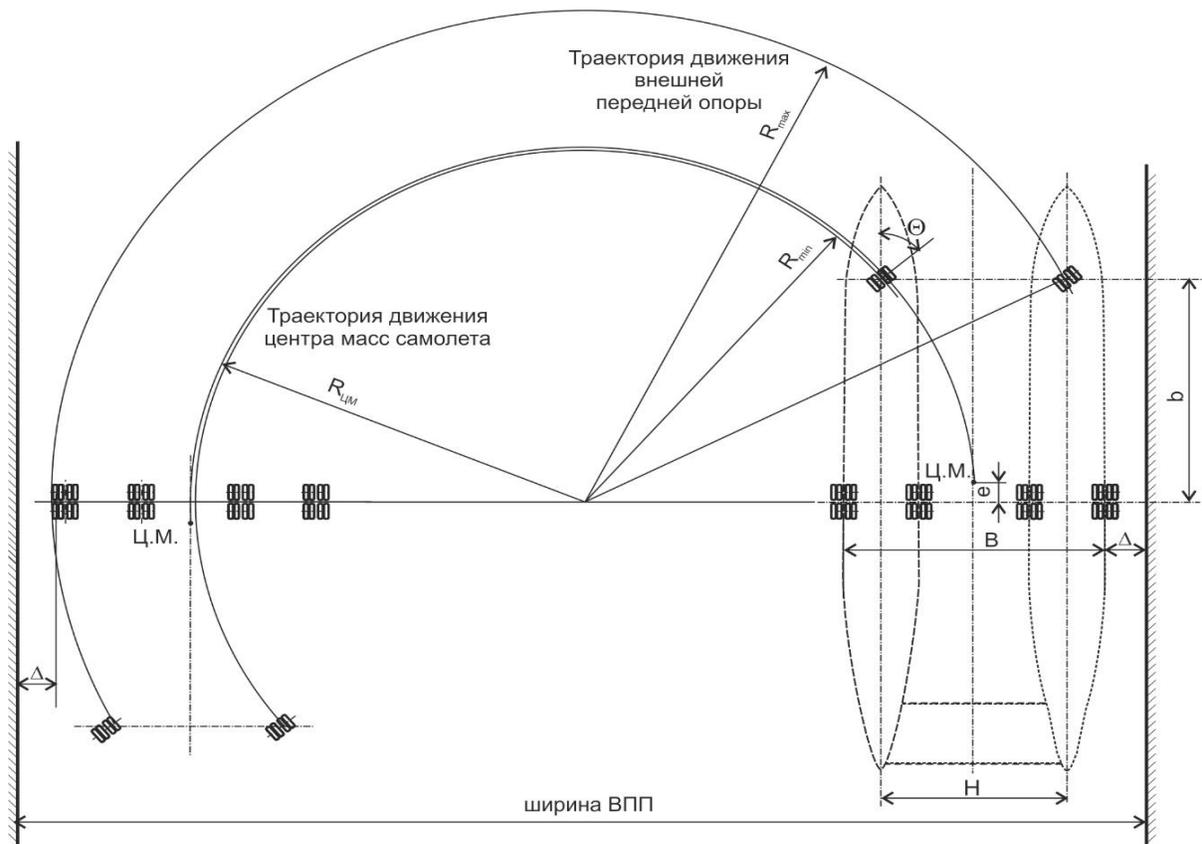


Рис. 13. Схема разворота двухфюзеляжного самолета на ВПП

Выводы

Приведенные оценки показывают, что очевидные преимущества двухфюзеляжной компоновочной схемы над классической отсутствуют, т.к. ожидаемое снижение массы крыла в основных расчетных случаях нагружения может стать минимальным при учете явлений аэроупругости, аэродинамическое качество такой схемы ниже.

Однако создание пассажирского самолета сверхбольшой пассажировместимости с использованием фюзеляжей самолетов, находящихся в производстве, может дать существенный экономический выигрыш вследствие снижения затрат на проектирование, подготовки производства и сертификации этих элементов.

Разработка универсального грузового самолета для перевозки грузов как в грузовой кабине, так и на внешней подвеске, с использованием существующих фюзеляжей может иметь существенный экономический эффект особенно при невысокой ожидаемой серийности такого самолета.

Библиографический список

1. E. Torenbeek. Advanced Aircraft - Conceptual Design, Technology and Optimization of Subsonic Civil Airplanes. Wiley, Chichester, 2013, 436 с.

2. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Пигусов Е.А., Черноусов В.И. Концепция двухфюзеляжного транспортного самолета // Материалы XXIV научно-технической конференция по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2013, С. 183.
3. Шавров В.Б. История конструкций самолетов В СССР. 1938-1950 гг. - М.: Машиностроение, 1978, - 568 с.
4. Котельников В. "Хенкель" He-111 - бомбардировщик блицкрига. - М.: Яуза, Эксмо, 2011. - 130 с.
5. Арутюнов А.Г., Дыдышко Д.В., Ендогур А.И., Кузнецов К.В., Толмачев В.И. Перспективы развития транспортных самолетов // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74704>
6. Шейнин В.М., Козловский В.В. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. - М.: Машиностроение, 1972, - 308 с.
7. Очерки по истории конструкций самолетов и систем ОКБ имени С.В. Ильюшина. - М.: Машиностроение, - 1983. Кн. – 1, - 295 с.
8. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. – Жуковский: Труды ЦАГИ, № 2205, 1983. С. 3-28.
9. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Под ред Г.С. Бюшгенса. Москва – Пекин: Изд-во ЦАГИ-Авиа-изд-во КНР, 1995. - 772 с

10. Евсеев Д.Д., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. и др. Комплекс программ аэропрочностного проектирования самолета "АРГОН" // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 5. С. 89-101.