

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования**

«Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)»

УДК 629.7.012

На правах рукописи

**Разработка научно-методического обеспечения
для формирования облика и оценки характеристик
легкого самолета с крылом коробчатой схемы
на ранних этапах проектирования**

Карпович Елена Анатольевна

Специальность **05.07.02**

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени

Кандидата технических наук

Научный руководитель д.т.н., профессор

Лисейцев Николай Константинович

Москва, 2020

Оглавление

Введение.....	6
Глава 1: Аналитический обзор исследований, посвященных коробчатой схеме крыла.....	20
1.1 Теоретические работы, посвященные коробчатой схеме крыла	20
1.1.1 Неплоские схемы крыльев и их индуктивное сопротивление	20
1.1.2 Оценка прочности и расчет веса крыла коробчатой схемы.....	24
1.1.3 Проблема устойчивости самолета с крылом коробчатой схемы	26
1.1.4 Аэродинамическая компоновка самолета с крылом коробчатой схемы	26
1.1.5 Влияние низких чисел Рейнольдса на аэродинамические характеристики самолета с крылом коробчатой схемы	27
1.2 Проекты, в которых была реализована коробчатая схема крыла	27
1.3 Самолеты с крылом коробчатой схемы, находящиеся в эксплуатации.....	30
Заключение к главе 1	34
Глава 2: Научно-методическое обеспечение для проектирования самолета с крылом коробчатой схемы	35
2.1 К вопросу об оптимальном соотношении подъемной силы крыльев	35
2.2 Аэродинамический модуль научно-методического обеспечения	36
2.2.1 Определение параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы	36
2.2.1.1 Нахождение местных значений коэффициента подъемной силы, обеспечивающих оптимальное распределение циркуляции по размахам крыльев.....	37
2.2.1.2 Определение средней линии профилей и углов атаки сечений для обеспечения требуемых значений коэффициента подъемной силы	40
2.2.1.3 Определение угла скоса потока, вызванного влиянием одного крыла на другое.....	42
2.2.2 Аналитический расчет АДХ самолета с крылом коробчатой схемы на крейсерском, взлетном и посадочном режимах	44
2.3 Модуль исследования устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы	45

2.3.1 Определение углов установки крыльев, обеспечивающих достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии (с учетом скоса потока)	45
2.3.2 Балансировка системы из двух несущих поверхностей.....	48
2.3.3 Аэродинамический момент тангажа самолета коробчатой схемы в установившемся прямолинейном полете без крена и скольжения.	51
2.3.4 Продольная балансировка самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете.....	53
Заключение к главе 2	62
Глава 3: Внедрение разработанных модулей научно-методического обеспечения в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. Верификация предложенных методик расчета	64
3.1 Внедрение разработанных модулей научно-методического обеспечения в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы.	64
3.1.1 Выбор категории самолета для исследования	64
3.1.2 Обоснование компоновочных решений при проектировании легкого самолета с крылом коробчатой схемы	69
3.1.2.1 Компоновка крыльев коробчатой схемы	69
3.1.2.2 Геометрические особенности крыльев коробчатой схемы	70
3.1.2.3 Расположение винтомоторной установки на самолете с крылом коробчатой схемы	70
3.1.2.4 Фюзеляж самолета с крылом коробчатой схемы	71
3.1.4. Геометрия механизации и рулей. Устойчивость и управляемость самолета с крылом коробчатой схемы.	73
3.1.4.1 Вертикальные стабилизаторы, рули направления, элероны, угол поперечного “V” крыла. Боковая устойчивость и управляемость.....	73
3.1.4.2 Продольная устойчивость самолета с крылом коробчатой схемы. Разбег центровок самолета с крылом коробчатой схемы.	76
3.1.5 Аэродинамические профили самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана.....	81

3.1.5.1. Аэродинамические профили эквивалентного моноплана	81
3.1.5.2 Аэродинамические профили крыльев самолета с крылом коробчатой схемы	82
3.2 Численное моделирование и верификация предложенных методик расчета.....	85
3.2.1 Численное моделирование	88
3.2.1.1 Моделирование в программе XFLR5	88
3.2.1.2 Моделирование в программе FLZ-Vortex	88
3.2.1.3. Моделирование в программе FloEFD.....	90
3.2.2 Продувки модели легкого самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1	92
3.2.3 Сравнение расчетных и экспериментальных данных по легкому самолету с крылом коробчатой схемы	94
3.2.4. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по самолету По-2 с модифицированным сочлененным крылом.....	96
Заключение к главе 3	98
Глава 4: Сравнение характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана.....	99
4.1 Сравнение легкого самолета с крылом коробчатой схемы с эквивалентным монопланом по частным критериям эффективности	99
4.2 Сравнение аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана на основании аналитического расчета	100
4.3 Вес топлива, потребный для выполнения полета по типичному для аппарата данного класса профилю	103
4.3.1 Вес топлива: взлет.....	103
4.3.2 Вес топлива: крейсерский полет, посадка; суммарный вес топлива	105
4.4 Модуль расчета веса крыла коробчатого самолета.....	105
Заключение к главе 4	111
Заключение к диссертации	112
Список использованной литературы.....	114

Приложение 1. Основные настройки, обеспечивающие решение задачи по численному расчету обтекания модели самолета с крылом коробчатой схемы и модели эквивалентного моноплана в программе FloEFD.....	123
Приложение 2. Основные параметры и характеристики аэродинамической трубы Т-1	129
Приложение 3. Программа испытаний модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе Т-1 МАИ	130
Приложение 4. Анализ результатов продувок модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1	132
Пятикратные испытания	132
Испытания на авто модельность	132
Продольные характеристики при крейсерской конфигурации.....	132
Боковые характеристики при крейсерской конфигурации.....	135
Эффективность рулей направления.....	137
Эффективность рулей высоты, продольная балансировка, разбег центровок	138
Эффективность взлетно-посадочной механизации.....	142
Приложение 5. Программа испытаний модели самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом в аэродинамической трубе Т-1 МАИ	144

Введение

Обоснование выбора темы диссертации

В результате накопления опыта проектирования самолетов сложилась тенденция применять устоявшиеся схемы в проектах летательных аппаратов определенного назначения [35, с. 145]. Рациональность такого подхода подтверждается опытом разработчиков и эксплуатацией этих аппаратов в разных странах. Однако в связи с расширением знаний в области вычислительной аэродинамики имеет смысл в рамках одного проекта рассматривать несколько возможных схем и находить среди них *оптимальную* по критерию качества, отражающему назначение проектируемого аппарата.

Для определения переменных проектирования, которые оказывают наибольшее влияние на удовлетворение требований технического задания, можно воспользоваться, например, методикой, приведенной в [96, стр. 8]. Методика позволяет рассчитать приоритет переменных проектирования по весам критериев оценки проекта заказчиком и степени корреляции между критериями оценки проекта заказчиком и переменными проектирования. Для примера на *рисунке В-1* приведена матрица критериев оценки и переменных проектирования для легкого многоцелевого самолета. По матрице видно, что наибольший приоритет имеют переменные, вносящие существенный вклад в общее сопротивление самолета, а также максимальный коэффициент подъемной силы самолета, влияющий на взлетно-посадочные характеристики самолета.

		Степень корреляции:									Вес критериев оценки заказчика ↓
		Сильная 9 Умеренная 3 Слабая 1									
Критерии оценки заказчика	Переменные проектирования →	Новые конструкционные материалы	Большая кабина	Низкая удельная нагрузка на крыло	Малая омываемая поверхность	Низкое индуктивное сопротивление	Высокое значение $C_{y_{max}}$	Высокое аэродинамическое качество	Большое удлинение крыла	Малый относительный вес конструкции	
	Низкая стоимость самолета	1								9	0.13
	Безопасность	3		9			9				0.27
	Большая дальность полета	1			9	9		9	9		0.05
	Малый расход топлива				9	9		9	9		0.2
	Большая скорость полета				9	9		9	3		0.07
	Стильный внешний вид	9	3								0.13
	Комфорт		9								0.15
	Приоритет переменных проектирования →	2.16	1.74	2.43	2.88	2.88	2.43	2.88	2.46	1.17	

Рисунок В-1 – Критерии оценки проекта заказчиком и переменные проектирования

Одним из возможных критериев оценки легкого самолета является его топливная эффективность. Известно, что при фиксированной скорости полета потребная для осуществления полета масса топлива на борту может быть уменьшена за счет снижения

взлетной массы, снижения удельного расхода топлива, либо увеличения аэродинамического качества. Взлетная масса может быть снижена за счет применения современных материалов и более совершенных методик расчета и производства авиационных конструкций; удельный расход топлива определяется эффективностью силовой установки; аэродинамическое качество зависит в том числе от аэродинамической схемы и компоновки аппарата.

При заданной взлетной массе аэродинамическое качество может быть улучшено за счет снижения лобового сопротивления. Из всех составляющих лобового сопротивления в данной работе рассматривается главным образом *индуктивное сопротивление*. На отдельных режимах полета индуктивное сопротивление может составлять значительную долю общего сопротивления самолета. Так, известно, что на крейсерском режиме индуктивное сопротивление магистрального самолета составляет около 40% от общего сопротивления. На взлетном режиме, несмотря на относительно высокое сопротивление трения, доля индуктивного сопротивления в общем сопротивлении может достигать 90%. Хотя снижение индуктивного сопротивления на 1% ведет к улучшению аэродинамического качества на крейсерском режиме всего на 0,4%, улучшенные взлетно-посадочные характеристики позволяют увеличить взлетный вес почти на 1% [75].

Среди способов снижения индуктивного сопротивления известны следующие [75]:

- увеличение размаха: уже Лилиенталь в 1889 году отмечал, что крыло с большим удлинением создает меньшее сопротивление, чем крыло с той же площадью, но меньшим удлинением;
- форма крыла, обеспечивающая эллиптическое распределение нагрузки;
- применение неплоских схем крыла.

Известно, что увеличение размаха на 5% позволяет снизить индуктивное сопротивление на 10%. Однако удлинение свободнонесущего крыла ограничивают по весовым (индуктивное сопротивление изменяется пропорционально $\frac{1}{l^2}$, изгибающий момент пропорционален l^3 [75]) и эксплуатационным соображениям. Применение же подкосного крыла влечет за собой увеличение лобового сопротивления.

Все из так называемых нелинейных схем крыла позволяют в той или иной степени увеличить эффективное удлинение при заданном размахе и подъемной силе крыла. К таким схемам относят:

- С-образные крылья и крылья с различными вариантами вертикальных законцовок;
- схему «полиплан»;
- замкнутые схемы крыла (кольцевое, сочлененное, коробчатое).

Рассмотрим крыло коробчатой схемы в сравнении с альтернативными схемами.

Коробчатая и сочлененная схемы крыла

Наиболее близкой к коробчатому крылу схемой является сочлененное крыло, впервые изученное Волковичем. Разница между этими схемами была указана Волковичем в [100] и состоит она в наличии в случае коробчатой схемы вертикального выноса одного крыла над другим. Этот вынос дает возможность варьировать компоновку крыльев в зависимости от конкретных требований к летательному аппарату, а также снижает интерференцию между крыльями. Прандтль [88] показал, что при бесконечном увеличении вертикального выноса индуктивное сопротивление такой схемы стремится к величине, вдвое меньшей индуктивного сопротивления эквивалентного консольного крыла.

Коробчатая и полипланная схемы

Коробчатая схема отличается от полипланной наличием вертикальных несущих поверхностей, соединяющих крылья. Эти вертикальные несущие поверхности имеют следующие функции:

1. Превращают схему крыла в «полиплан в пределе» [88]: по теории Прандтля, индуктивное сопротивление коробчатой схемы всегда будет меньше индуктивного сопротивления любого полиплана с тем же размахом и создающего такую же подъемную силу. На *рисунке В-2* представлено относительное индуктивное сопротивление различных полиплановых схем. Относительное индуктивное сопротивление определяется здесь как отношение индуктивного сопротивления полиплана к индуктивному сопротивлению консольного крыла, имеющего эллиптическое распределение нагрузки по размаху, равный с полипланом размах и равную с полипланом несущую способность. По рисунку видно, что при увеличении количества несущих поверхностей и вертикального выноса индуктивное сопротивление полиплана становится все меньше индуктивного сопротивления эквивалентного моноплана; Прандтль показал, что, если число крыльев полиплана стремится к бесконечности, его индуктивное сопротивление стремится к величине, равной индуктивному сопротивлению коробчатого крыла.

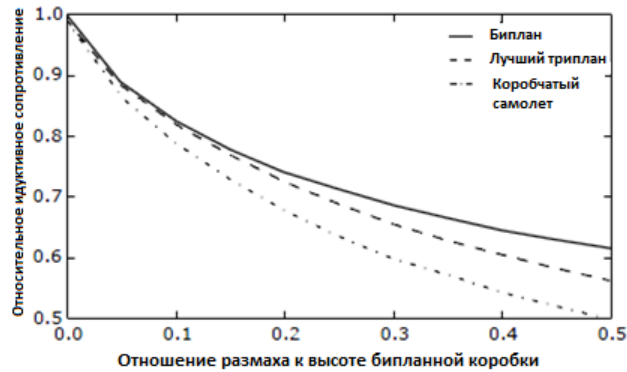


Рисунок В-2 - Относительное индуктивное сопротивление различных полипланых схем [76]

- Объединяют фюзеляж и крылья в единую статически неопределимую систему, что позволяет уменьшить вес конструкции крыльев; за счет меньших полетных деформаций обеспечивается высокая эффективность всех расположенных на крыльях отклоняемых поверхностей.
- На вертикальных несущих поверхностях возможно размещение рулей направления, что позволяет отказаться от традиционного хвостового оперения (при условии расположения рулей высоты на крыльях), а также реализовать принцип непосредственного управления боковой силой.

Подобно биплану, коробчатое крыло компактно и имеет большое эффективное удлинение, малый располагаемый внутренний объем крыльев для размещения топлива.

Коробчатое крыло и крылья с вертикальными законцовками

Основное назначение вертикальных законцовок – снижение индуктивного сопротивления самолета при ограничении на размах крыла. На *рисунке В-3* представлены различные схемы крыла, а также оптимальное распределение нагрузки по размаху и соответствующий коэффициент Освальда. Расчеты проведены для крыльев с равной площадью, равным размахом и равной подъемной силой. Из *рисунка В-3* следует, что из всех представленных неплоских схем крыла (крыло с вертикальной законцовкой, С-образное крыло, коробчатое крыло) наибольший коэффициент Освальда соответствует коробчатой схеме.

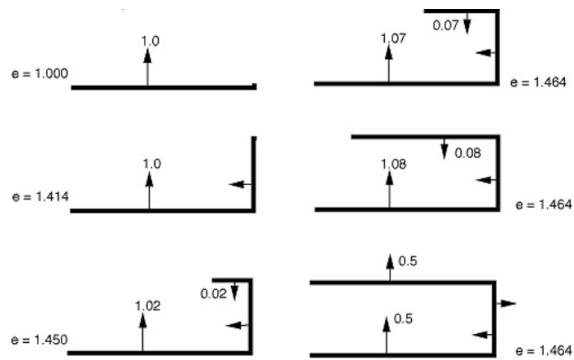


Рисунок В-3 – Оптимальное распределение нагрузки по размаху крыльев неплоских схем и соответствующий коэффициент Освальда [75]

На основании изложенного в данной работе в качестве объекта исследования был принят самолет с крылом коробчатой схемы. Исследование проводилось в рамках категории «Очень легкие самолеты» (ОЛС), что обусловлено следующими причинами (см. также раздел 3.1.1):

1. Главное достоинство коробчатой схемы – низкое индуктивное сопротивление – может оказать ощутимое влияние на характеристики в первую очередь легкого самолета, поскольку именно при полете на относительно небольшие дистанции существенная доля расходуемого топлива приходится на режим взлета и посадки, когда индуктивное сопротивление может доходить до 90% от общего сопротивления самолета. Это означает, что снижение величины индуктивного сопротивления легкого самолета может привести к *практически значимому* снижению потребной массы топлива, увеличению полезной нагрузки, либо к увеличению дальности полета.
2. Оптимизация конструкции крыла легкого самолета с целью снижения его веса может дать более существенный эффект, чем оптимизация крыльев самолетов с большим взлетным весом.

В данной работе оценка эффективности легкого самолета с крылом коробчатой схемы осуществляется на основе сравнения его характеристик с характеристиками эквивалентного моноплана.

Под термином "*эквивалентный моноплан*" в диссертации понимается моноплан, обладающий следующими свойствами:

- эквивалентный моноплан проектируется с использованием традиционных подходов на основании тех же требований и ограничений, что и самолет с крылом коробчатой схемы;
- размах и суммарная площадь крыльев коробчатого самолета принимаются равными размаху и площади крыла моноплана.

Традиционно на ранних этапах проектирования самолетов широко применяются статистические данные. В связи с отсутствием статистических данных по самолетам с крылом

коробчатой схемы была предложена методика проектирования "от эквивалентного моноплана".

Для осуществления проектирования "от эквивалентного моноплана" были разработаны модули научно-методического обеспечения, позволяющие пересчитывать параметры и характеристики легкого моноплана на параметры и характеристики эквивалентного ему самолета с крылом коробчатой схемы. К таким модулям относятся:

- аэродинамический модуль, включающий:
 - подмодуль формирования геометрии аэродинамических профилей крыльев коробчатого самолета;
 - подмодуль расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.
- модуль исследования устойчивости и балансировки;
- модуль расчета веса крыльев.

Суть процедуры проектирования "от эквивалентного моноплана" состоит в следующем:

1. На основании заданного перечня требований и ограничений формируется аэродинамическая компоновка моноплана.
2. Полученный комплекс параметров и характеристик, описывающих форму, размеры и взаимное положение агрегатов моноплана, используется для формирования геометрии самолета с крылом коробчатой схемы:
 - 2.1. Длина фюзеляжа уменьшается в связи с тем, что у коробчатого самолета нет хвостового оперения.
 - 2.2. Формируется система несущих поверхностей с учетом ограничений по размаху и площади, и на основании рекомендаций, приведенных в главе 3 диссертации. Для первичного автоматизированного расчета потребных параметров аэродинамических профилей крыльев коробчатого самолета разработан *подмодуль 1* аэродинамического модуля научно-методического обеспечения.
 - 2.3. Определение потребных размеров вертикальных несущих поверхностей для обеспечения боковой устойчивости и управляемости осуществляется на основе традиционных подходов.
3. После формирования внешних обводов самолета с крылом коробчатой схемы осуществляется расчет его аэродинамических характеристик (*подмодуль 2* аэродинамического модуля научно-методического обеспечения), анализ устойчивости и балансировки, выбор способа балансировки (*модуль исследования устойчивости и балансировки*), расчет веса несущих поверхностей (*модуль расчета веса крыльев*), на

основании чего осуществляются формирование весовой сводки и расчет летно-технических и взлетно-посадочных характеристик самолета.

Методика проектирования "от эквивалентного моноплана" позволяет осуществить предварительное проектирование легкого самолета с крылом коробчатой схемы на основании проекта эквивалентного моноплана и установленных связей между параметрами и характеристиками самолетов с консольным и коробчатым крыльями.

Общий вид легкого многоцелевого самолета с крылом коробчатой схемы, принятого в качестве объекта исследования в данной работе, представлен на *рисунке В-4*. Расстояние между крыльями определено как расстояние между положением четверти хорд крыльев в проекции на плоскости XOZ и YOZ .

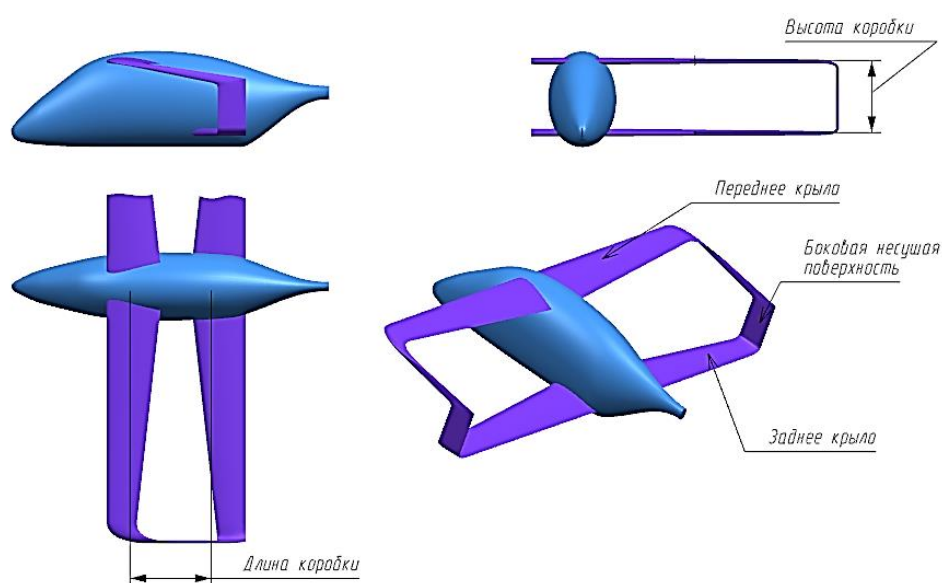


Рисунок В-4 – Общий вид самолета с крылом коробчатой схемы

На *рисунке В-5* представлен общий вид эквивалентного моноплана.

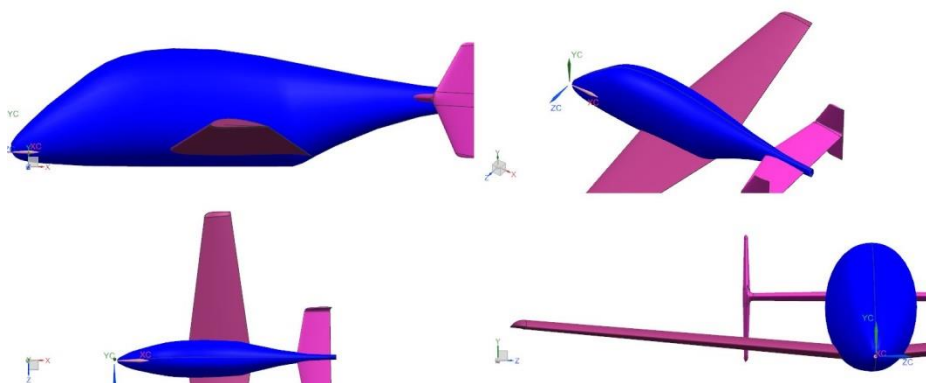


Рисунок В-5 – Общий вид эквивалентного моноплана

Актуальность темы диссертации определяется тем, что низкое индуктивное сопротивление коробчатой схемы может обеспечить высокую эффективность самолета с таким

крылом. Изучение научной и технической литературы показало, что к настоящему времени предложен целый ряд проектов самолетов с крылом коробчатой схемы; однако в этих работах не описаны методики формирования облика и сравнительно простого, приближенного расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

Кроме того, на основе имеющихся данных сложно оценить, насколько может быть целесообразной замена традиционного консольного крыла на крыло коробчатой схемы в рамках проекта легкого многоцелевого самолета.

Цель диссертационной работы состояла в разработке научно-методического обеспечения для формирования облика и оценки характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования.

Для достижения поставленной цели был решен ряд **задач**.

1. В рамках *теоретической части* диссертации была сформулирована задача разработать методику проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающую ряд модулей:

- аэродинамический модуль;
- модуль исследования устойчивости и балансировки;
- модуль расчета веса крыла.

2. В рамках *практической части* диссертации были сформулированы следующие задачи:

- апробировать предложенную методику проектирования в рамках проекта легкого самолета с крылом коробчатой схемы;
- провести продувки модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1 и верифицировать разработанную методику упрощенного расчета аэродинамических характеристик крыла коробчатой схемы;
- для дальнейшей верификации применить разработанную методику аналитического расчета АДХ к самолету По-2 с модифицированным сочлененным крылом и сопоставить расчетные и экспериментальные данные.

3. Полученные результаты позволили осуществить **сравнительный анализ** летно-технических характеристик легкого самолета с коробчатым крылом и эквивалентного ему моноплана.

Объектом исследования является легкий самолет с крылом коробчатой схемы.

Предметом исследования являются методики, позволяющие вычислять параметры и характеристики легкого самолета с коробчатым крылом в первом приближении.

Для решения поставленных задач были использованы следующие **методы**:

- методы сравнительного анализа;
- методы численного моделирования: метод конечных объемов, метод конечных элементов, метод вихревых решеток.
- экспериментальные методы исследования в аэродинамической трубе.

Научная новизна диссертации состоит в том, что в ней была предложена методика проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающая ряд модулей:

- аэродинамический модуль,
- модуль устойчивости и балансировки,
- модуль расчета веса крыла.

Методика проектирования «от эквивалентного моноплана» позволяет решить задачу формирования облика и оценки характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы, несмотря на отсутствие статистических данных по самолетам с такой аэродинамической компоновкой.

Достоверность результатов исследования подтверждается использованием апробированного программного обеспечения, а также сертификатами рабочих эталонов на приборы и оборудование, которые были использованы при проведении экспериментов.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Результаты, полученные в рамках диссертации, носят прикладной характер и позволяют более обоснованно решать задачи по формированию технического облика и оценке характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

В работе показано, что при замене традиционного крыла на коробчатое в рамках проекта легкого многоцелевого самолета *потребное на типовой полет количество топлива снижается на 6,29 %, взлетный вес снижается на 2,94%, а необходимая длина ВПП возрастает на 10,7 %.*

Представленные алгоритмы применимы на ранних этапах работы над проектом, когда при сравнении нескольких концепций требуется осуществить аэродинамическое проектирование и оценить характеристики самолета с крылом коробчатой схемы.

На защиту выносятся:

1. Методика проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы «от эквивалентного моноплана», включающая ряд модулей:
 - аэродинамический модуль;
 - модуль устойчивости и балансировки;
 - модуль расчета веса крыла.

2. Результаты сравнения легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана.

Апробация работы

Основные результаты работы обсуждались на следующих научных конференциях:

XVIII Международная конференция «Авиация и космонавтика» (МАИ) (2016 и 2019 г.);

XXIV Международная молодежная научная конференция «Туполевские чтения (школа молодых ученых)» (КАИ, 7-8 ноября 2019 г.);

XIX Международная научно-практическая конференция «Eurasiascience» (февраль 2019 г.);

XVIII Международная научно-практическая конференция Advances in Science and Technology (февраль 2019 г.)

Личный вклад автора в проведенное исследование

Автором было проведено исследование особенностей компоновки, устойчивости, балансировки самолета с крылом коробчатой схемы; разработана методика аэродинамического проектирования крыла коробчатой схемы; разработана методика упрощенного расчета аэродинамических характеристик коробчатого крыла; проведен аналитический и численный расчет аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы; проведена верификация разработанной методики упрощенного расчета аэродинамических характеристик крыла коробчатой схемы. Автор участвовал в проектировании продувочной модели самолета с крылом коробчатой схемы и в подготовке программы испытаний модели в аэродинамической трубе МАИ Т-1. Автором была проведена обработка экспериментальных данных по модели самолета с крылом коробчатой схемы, а также по модели По-2 с модифицированным сочлененным крылом.

Публикации

1. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К вопросу о продольной балансировке и устойчивости самолета с крылом коробчатой схемы // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 56. – С.29-44.
2. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К аналитическому определению аэродинамических характеристик самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2019. – № 3.
3. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. Особенности конструкции и аэродинамики крыльев коробчатой схемы и их влияние на формирование облика самолета // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016»: Тезисы (Москва, 14–18 ноября 2016 года). - М.: Типография «Люксор», 2016. - С.36-37.

4. Карпович, Е.А., Кузнецов, А.В., Сергеева, Н.И. Сравнение экспериментальных и расчетных аэродинамических характеристик модели самолета По-2 с сочлененным крылом // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция (7–8 ноября 2019 года): Материалы конференции. Сборник докладов. – В 6 т.; Т. 1. – Казань: изд-во ИП Сагиева А.Р., 2019. – С.41-46.
5. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. Подбор параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019»: Тезисы (Москва, 18-22 ноября 2019 года). – М.: Типография «Логотип», 2019. – С.21.
6. Кузнецов, А.В., Карпович, Е.А., Сергеева, Н.И. Аэродинамические характеристики модели самолета с замкнутым крылом на дозвуковых скоростях // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019»: Тезисы (Москва, 18-22 ноября 2019 года). – М.: Типография «Логотип», 2019. – С.23-24.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы, приложений. Работа изложена на 122 страницах, содержит 72 рисунка и 19 таблиц. Список литературы содержит 103 наименования.

Основное содержание работы

Во **введении** приведено обоснование выбора темы диссертации, сформулированы цель, предмет, объект исследований, научные задачи и методы их решения. В рамках обоснования выбора схемы крыла для исследования представлено сравнение коробчатой схемы крыла с другими известными схемами. Изложены научная новизна и практическое значение полученных результатов, перечислены публикации по теме диссертации, приведена структура диссертации.

В **первой главе** приведен анализ теоретических работ, посвященных коробчатому крылу и различным аспектам, связанным с проектированием самолета с крылом коробчатой схемы.

В базовых теоретических работах рассматриваются особенности аэродинамики полипланов и крыльев замкнутых схем; в последующих работах оценка тех или иных характеристик коробчатой схемы производится, как правило, в рамках проекта средне-дальнемагистрального самолета. Существует также несколько проектов ультралегких самолетов с крылом коробчатой схемы: самолеты «Лигети Стратос» и «Санни», а также проекты А.С. Егера и А. Фредиани.

На основании анализа доступных источников была сформулирована идея работы: обеспечить проектировщика материалами, схемами, алгоритмами, позволяющими ускорить и

облегчить принятие решений на ранних этапах проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. Эта идея была реализована путем разработки методики проектирования «от эквивалентного моноплана» с рядом расчетных модулей, а также путем сравнения самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана по ряду критериев.

Во второй главе представлено описание двух модулей научно-методического обеспечения проектирования легкого самолета с крылом коробчатой схемы: аэродинамического модуля и модуля исследования устойчивости и балансировки.

Предлагаемый *аэродинамический модуль* состоит из двух частей: на первом этапе происходит расчет потребных *параметров аэродинамических профилей* для переднего и заднего крыльев, на втором этапе – *инженерный расчет АДХ* биплана, адаптированный для схемы из двух несущих поверхностей с законцовками, соединенными «боковыми крыльями».

Для решения поставленных задач был использован следующий алгоритм:

- (1) нахождение местных значений коэффициента подъемной силы, обеспечивающих оптимальное распределение циркуляции по размахам крыльев;
- (2) определение средней линии профилей и углов атаки сечений для обеспечения найденных значений коэффициента подъемной силы;
- (3) определение угла скоса потока, вызванного влиянием одного крыла на другое;
- (4) определение закона распределения толщин по хорде сечений.

Для определения геометрии профиля по заданному коэффициенту подъемной силы и коэффициенту момента тангажа была использована теория тонкого профиля (позволяет рассчитать ординаты средней линии профиля) и полиномиальный закон распределения толщины вдоль хорды профиля, заложенный в геометрию профилей НАСА.

Для определения степени соответствия характеристик построенного профиля заданным профиль был просчитан в программе X-Foil. Полученный коэффициент подъемной силы (0,183) отличается от заданного (0,17) на 7%.

Для расчета коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления крыла моноплана и изолированных крыльев коробчатой схемы использовалась методика, предложенная А.Н. Арепьевым для легких самолетов. Для пересчета коэффициентов подъемной силы изолированных крыльев самолета коробчатой схемы применялся подход, разработанный для бипланов, а для оценки индуктивного сопротивления – подход, предложенный Прандтлем. Подбор параметров механизации и расчет поляр на режимах взлета и посадки для изолированных крыльев производились на основании рекомендаций, предложенных в руководстве для конструкторов, выпущенного под редакцией В.Г. Микеладзе.

Во второй главе изложен подход к аналитическому определению рационального соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев легкого самолета коробчатой схемы для обеспечения заданной статической устойчивости при минимально возможном приросте лобового сопротивления. В качестве исходных данных для анализа устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы была использована геометрия самолета, характеристики подобранных аэродинамических профилей, статистические данные по коэффициентам момента тангажа частей планера самолета.

В предлагаемой компоновке легкого самолета с крылом коробчатой схемы отсутствует горизонтальное оперение, управление и балансировка по тангажу осуществляются с помощью рулей высоты, установленных на внутренней части крыла. Было рассмотрено три варианта балансировки:

- (1) рули высоты на переднем крыле;
- (2) рули высоты на заднем крыле;
- (3) рули высоты на обоих крыльях.

Разработанный модуль исследования устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы позволяет в первом приближении решить следующие задачи:

- определение требуемого соотношения подъемной силы крыльев;
- определение углов установки крыльев с учетом схода потока на расчетном режиме полета;
- выбор способа балансировки самолета.

В **третьей главе** разработанные аэродинамический модуль и модуль устойчивости и балансировки были использованы в процессе проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. Затем результаты аналитического расчета АДХ спроектированного легкого самолета с крылом коробчатой схемы были верифицированы путем сравнения с результатами численного расчета, а также экспериментальными данными.

В тексте третьей главы рассмотрены следующие вопросы:

- основные компоновочные особенности самолетов с крылом коробчатой схемы;
- обоснование выбора категории самолета для исследования;
- формирование технического задания для проекта самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана;
- формирование облика легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

В рамках процедуры формирования облика самолета с крылом коробчатой схемы было рассмотрено взаимное расположение крыльев и их геометрические особенности, расположение винтомоторной установки, форма фюзеляжа, особенности компоновки рулей и механизации.

Проиллюстрирована процедура расчета геометрических параметров механизации и рулей, характеристик устойчивости и управляемости самолета с крылом коробчатой схемы. Проведен расчет центровки самолета с крылом коробчатой схемы, предложена схема расположения отклоняющихся поверхностей по размаху крыльев.

В третьей главе приведено обоснование выбора аэродинамических профилей для крыльев по критериям обеспечения безопасного срыва и статической устойчивости схемы.

Также в третьей главе представлены результаты расчета сформированной геометрии в нескольких программах, использованных на разных этапах работы над проектом.

Для проектировочных расчетов были выбраны XF5R5 и FLZ-Vortex, которые позволяют быстро получить характеристики начального приближения. Для поверочного расчета была выбрана программа FloEFD.

С целью верификации предлагаемых в диссертации инженерных методик расчета аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы были проведены не только численные эксперименты, но и трубные испытания.

В **четвертой главе** представлено сравнение аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана.

В рамках четвертой главы разработан модуль расчета веса крыла, основанный на допущении, что конструкция крыла спроектирована оптимальным образом, и отражающий перераспределение аэродинамической нагрузки при переходе от консольной балки (крыла моноплана) к статически неопределимой системе (системе крыльев коробчатого самолета).

В четвертой главе приведено сравнение проектов легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана по ряду частных критериев эффективности, а также по критерию количества топлива, потребного для осуществления типового полета.

Уточненный расчет потребного количества топлива показал, что за счет преимуществ в весе и несколько лучших аэродинамических характеристиках самолету с крылом коробчатой схемы требуется на 6,29 % меньше топлива на осуществление типового полета. В рамках расчетов первого приближения для определения потребного количества топлива на разбеге и воздушном участке взлета были выведены выражения, позволяющие оценить разницу в расходе топлива на этих участках полета как функцию аэродинамических характеристик.

Наконец, в четвертой главе приведены лётно-технические характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана, позволяющие оценить целесообразность замены консольного крыла на крыло коробчатой схемы.

Глава 1: Аналитический обзор исследований, посвященных коробчатой схеме крыла

1.1 Теоретические работы, посвященные коробчатому крылу

1.1.1 Неплоские схемы крыльев и их индуктивное сопротивление

Первые теоретические работы и практические опыты, относящиеся к исследованию замкнутых схем крыла и их индуктивного сопротивления, связаны с именами Л. Прандтля и его ученика М.М. Мунка. Аспирант Прандтля и впоследствии основатель своей аэродинамической школы Т. фон Карман отмечал: «Человек, который придал современной теории крыла ее реальную математическую форму, был одним из наиболее выдающихся представителей науки механики, и особенно механики жидкостей и газов, всех времен, этот человек — Людвиг Прандтль» [45, с. 58-59].

Прандтль разработал теорию несущей линии, которая была усовершенствована его студентами Бетсом, Треффтсом и Мунком [89]. Теория несущей линии позволяла оценить распределение подъемной силы по размаху крыла с известной геометрией, а также его индуктивное сопротивление (этот термин был введен Мунком [83]).

В 1924 г. Прандтлем была предложена теория индуктивного сопротивления полипланов [88]. Согласно этой теории, не только у моноплана, но и у полиплана оптимальное распределение подъемной силы по размахам крыльев имеет эллиптическую форму.

В случае если верхнее крыло расположено перед нижним, индуктивное сопротивление верхнего крыла уменьшается за счет действия восходящего потока, индуцированного нижним крылом; при этом на нижнем крыле индуктивное сопротивление увеличивается на ту же самую величину из-за нисходящего потока, индуцированного верхним крылом.

При равном размахе и одинаковой несущей способности бипланы имеют меньшее сопротивление, чем монопланы. Среди бипланов наименьшее сопротивление имеют те, у которых размахи крыльев равны и высота бипланной коробки имеет максимально возможное значение.

Величины хорд для наивыгоднейшего распределения нагрузки по размахам получаем, зная заданную нагрузку на крыло, вес самолета, а также коэффициент x , характеризующий распределение нагрузки между верхним и нижним крылом и равный

$$x = \frac{r - \sigma}{r + \frac{1}{r} - 2\sigma}, \quad (1-1)$$

где $r = \frac{l_2}{l_1}$ (l_1 и l_2 - размахи соответственно верхнего и нижнего крыла);

$$\sigma = \sigma_1 + s - \sqrt{s^2 + \left(\frac{\tau}{t}\right)^2}, \quad (1-2)$$

$$\sigma_1 \cong \frac{1}{1+5,3\frac{G}{b}}, \quad (1-3)$$

где G – высота бипланной коробки,

$$b = \frac{b_1+b_2}{2}, \quad (1-4)$$

$$s = 0,8\sigma_1(1 - \sigma_1) - 0,1, \quad (1-5)$$

$$\tau = \frac{b_1-b_2}{b_1+b_2} = \frac{1-r}{1+r}. \quad (1-6)$$

В схеме полиплана с количеством крыльев большим, чем два, нагрузка на внутренние крылья меньше, чем нагрузка на внешние крылья. При увеличении числа крыльев полиплана суммарное индуктивное сопротивление системы уменьшается.

В [76] механизм эффективной работы полипланов в потоке воздуха объяснен следующим образом: чем больше крыльев в системе, тем меньше она изменяет скорость этих воздушных масс, то есть передает им меньше энергии.

Кроме того, в [76] отмечается, что при определенных условиях крылья полиплана могут работать подобно щелевым закрылкам, увеличивая максимальный коэффициент подъемной силы (*рисунок 1-1*). Особенно полезным такой эффект бывает при малых числах Рейнольдса.

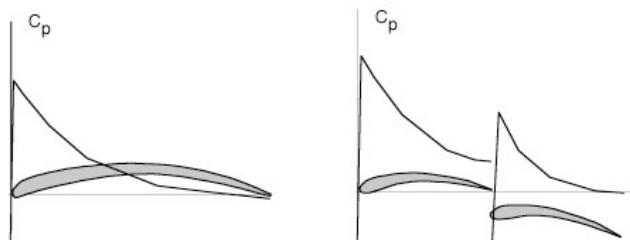


Рисунок 1-1 - Крылья полиплана, работающие подобно щелевым закрылкам [76]

При бесконечном увеличении числа крыльев индуктивное сопротивление системы становится равным индуктивному сопротивлению системы, имеющей форму прямоугольника при виде спереди. Такая система имеет минимальное индуктивное сопротивление из всех нелинейных систем несущих поверхностей с одинаковой высотой.

На рисунке 1-2 приведена схема крыла, названная Л. Прандтлем «лучшей».

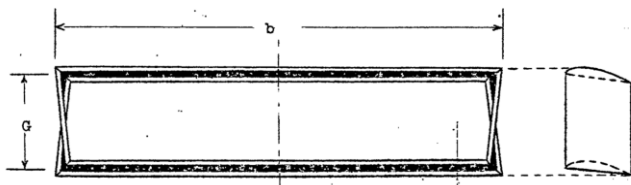


Рисунок 1-2 - Лучшая схема крыла [88]

Оценить эффективность коробчатого крыла по отношению к крылу моноплана можно следующим образом:

$$\frac{X_{\text{КК}}}{X_{\text{МК}}} \cong \frac{1+0,45\frac{G}{b}}{1,04+2,81\frac{G}{b}}, \quad (1-7)$$

где $\frac{X_{\text{КК}}}{X_{\text{МК}}}$ – отношение сопротивления крыла коробчатой схемы к сопротивлению монопланного крыла;

$\frac{G}{b}$ - отношение высоты коробки к ее размаху.

Полученные Прандтлем данные были подтверждены аналитически в 1999 году [63, с. 267-278].

М.М. Мунк в отчете №121 «Минимальное индуктивное сопротивление воздушных профилей» [82] представил две теоремы:

1. Суммарное индуктивное сопротивление любой системы крыльев не зависит от выноса центров давления этих крыльев относительно друг друга в горизонтальной плоскости при сохранении неизменным распределения подъемной силы по размаху.

2. В системе крыльев без горизонтального выноса сопротивление, индуцированное первым крылом на втором, равно сопротивлению, индуцированному вторым крылом на первом.

Теоремы Мунка позволили использовать результаты, полученные Прандтлем, для системы крыльев с горизонтальным выносом. В этом случае для сохранения закона распределения нагрузки по размахам крыльев необходимо применение крутки.

В работе [92] рассматривается соотношение аэродинамического качества самолетов с консольным и коробчатым крылом при различных допущениях.

Для объективного сравнения аэродинамического качества коробчатого самолета с качеством моноплана авторы принимают, что размах, масса, скорость и высота полета, а также сопротивление при нулевой подъемной силе самолетов равны.

Вычисления показали, что отношение максимального аэродинамического качества коробчатого самолета к максимальному аэродинамическому качеству моноплана прямо пропорционально индуктивному сопротивлению моноплана и обратно пропорционально

индуктивному сопротивлению самолета с коробчатым крылом. В случае бесконечной высоты системы крыльев для коробчатого крыла это отношение становится равным двум:

$$\frac{K_{\text{КК}max}}{K_{\text{МК}max}} = 2. \quad (1-8)$$

Для соотношения между высотой коробчатого крыла и его размаха $\frac{c}{b} = 0,25$ авторы получили отношение максимального качества коробчатого и монопланного крыла, равное 1,25:

$$\frac{K_{\text{КК}max}}{K_{\text{МК}max}} = 1,25. \quad (1-9)$$

Профессор Альдо Фердиани [63] уточнил данные об аэродинамической эффективности коробчатого крыла по сравнению с монопланным крылом. Полученные им данные отражены на рисунке 1-3.

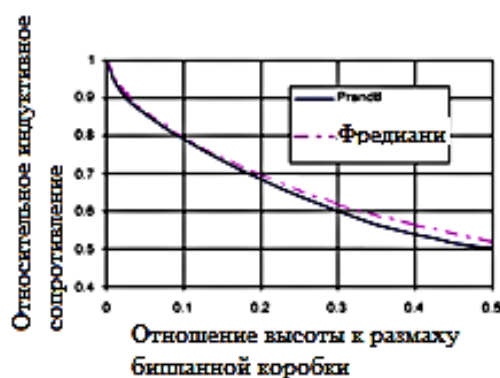


Рисунок 1-3 - Зависимость относительного индуктивного сопротивления системы крыльев от отношения высоты системы к ее размаху, по расчетам Л. Прандтля и А. Фердиани [63]

Автор указал, что при практически реализуемых отношениях высоты коробчатого крыла к его размаху (0,1-0,2) отношение индуктивного сопротивления коробчатого крыла к индуктивному сопротивлению монопланного крыла несколько больше, чем было подсчитано Прандтлем.

Оптимальное распределение циркуляции по коробчатому крылу выглядит следующим образом:

- на вертикальных несущих поверхностях циркуляция имеет форму симметричной «бабочки», индуцированная на них скорость равна нулю;
- на горизонтальных поверхностях циркуляция складывается из составляющей постоянной величины и составляющей, имеющей эллиптическое распределение; скос потока имеет постоянную величину по размаху (рисунок 1-4).

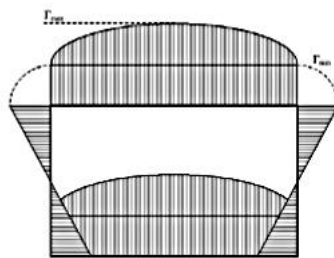


Рисунок 1-4 - Оптимальное распределение циркуляции по коробчатому крылу [63]

С позиций аэродинамики коробчатое крыло наиболее эффективно в случае, если верхнее и нижнее крыло нагружены одинаково. Для компенсации изменения соотношения подъемной силы крыльев в связи со скосом потока Волкович ([100], [30]) предложил следующие мероприятия:

- изменение соотношения площадей крыльев;
- оптимизация углов стреловидности крыльев;
- увеличение вертикального выноса между крыльями с целью снижения их взаимного влияния;
- снижение расчетной статической устойчивости в связи с тем, что сочлененная (а также коробчатая) схема обеспечивает существенное продольное демпфирование.

1.1.2 Оценка прочности и расчет веса коробчатого крыла

К настоящему времени создан целый ряд численных методов, позволяющих с определенной точностью рассчитывать напряженно-деформированное состояние конструкции коробчатого крыла в различных расчетных условиях и оценивать ее вес. Как правило, эти численные методы реализуются в программных комплексах, использующих в качестве исходных данных план крыла и аэродинамические нагрузки. Подобные программные комплексы и результаты работы в них описаны, к примеру, в [95], [86], [74].

Исследования показали, что степень весовой эффективности коробчатого крыла зависит от конкретной конфигурации и подхода к проектированию ее конструкции. Среди наиболее важных выводов в данной области выделим следующие.

Для работы под нагрузкой при трансзвуковых скоростях сочлененному крылу требуется относительно толстый профиль. Однако малая длина хорд позволяет получить конструкцию с весом, несколько меньшим веса конструкции эквивалентного консольного крыла [55].

Волкович впервые указал, как именно расположена плоскость изгиба сочлененного крыла и как должен распределяться силовой материал в конструкции такого крыла [100, 30]. Однако в [86] указано, что в коробчатом крыле, в отличие от сочлененного, силовой материал конструкции обычно располагают симметрично относительно хорды.

Вид соединительных узлов между крыльями и вертикальной несущей поверхностью был рассмотрен в работе [58]. Автором было показано, что жесткая заделка является лучшим видом соединения с позиции веса конструкции (уменьшается изгибающий момент в корневом сечении), аэроупругости (повышается момент инерции концевое сечения) и управляемости (повышается эффективность элеронов). Исследование влияния угла стреловидности на вес конструкции крыла показало слабую взаимосвязь этих параметров [58]. Эмпирическая формула Howe [66], позволяющая рассчитывать вес консольного крыла, была модифицирована для расчета веса коробчатого крыла. Вычисленный по ней вес коробчатого крыла несколько превышал вес эквивалентного ему консольного крыла [58]. Было проанализировано изменение распределения нагрузок по размаху крыльев при различных углах стреловидности вертикальных стабилизаторов и показано, что наиболее прочными и легкими оказываются вертикальные стабилизаторы; при угле стреловидности 40° масса стабилизаторов увеличивается на 23%.

Автор работы [90], анализируя поведение под нагрузкой сочлененной схемы с небольшой вертикальной несущей поверхностью, соединяющей переднее и заднее крыло, пришли к выводу, что чем больше вертикальный вынос одного крыла над другим (высота вертикальной несущей поверхности), тем выше предел потери устойчивости конструкции.

В статье Джансена и Переза [86] был описан процесс эскизного проектирования среднемагистрального самолета с учетом аэродинамических и весовых ограничений. Было показано, что самолет с коробчатым крылом имел преимущество перед самолетом с консольным крылом только в том случае, если в расчетах не учитывалось сопротивление трения. Однако вклад сопротивления трения большой омываемой поверхности в общее сопротивление компоновки оказывался настолько существенным, что коробчатое крыло теряло свое преимущество и становилось менее эффективным, чем, например, «С-образное крыло». Авторы пришли к выводу, что выгоднее устанавливать коробчатое крыло на такие самолеты, вес конструкции крыла которых существенно зависит от их взлетного веса. Следовательно, применение коробчатого крыла на дальнемагистральных самолетах неэффективно. Относительно низкая критическая скорость флаттера такой схемы крыльев также ограничивает возможность ее применения на магистральных самолетах с крейсерским числом Маха $M=0,8$. Однако появление более совершенных методов численного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции позволило избежать прироста веса коробчатого крыла даже при соблюдении ограничения по критической скорости флаттера.

В работе [90] показано, что вес коробчатой схемы наиболее чувствителен к размаху, стреловидности крыльев и вертикальных несущих поверхностей, а также к потребной степени продольной статической устойчивости.

1.1.3 Проблема устойчивости самолета с крылом коробчатой схемы

Согласно [92], одной из первых попыток использовать крылья биплана для достижения продольной устойчивости был легкий самолет Mignet Pou-du-ciel. После нескольких аварийных посадок самолета были проведены его испытания в аэродинамической трубе. Испытания показали, что для достижения продольной устойчивости было необходимо существенно сдвинуть центр тяжести аппарата вперед по отношению к центральной точке между крыльями, что ухудшало аэродинамические характеристики самолета.

Будучи бипланом, самолет с коробчатым крылом также требует от проектировщика поиска оптимального соотношения между характеристиками устойчивости и управляемости и аэродинамическими характеристиками. Универсальное решение данной проблемы к настоящему времени не найдено ([85]).

Вопросам динамической устойчивости самолета с коробчатым крылом посвящена работа [98]. Авторы пришли к выводу о достаточной динамической устойчивости коробчатой схемы с характерными коротко-периодическими колебаниями.

Согласно [92, с. 21], существует три способа достижения потребной статической устойчивости самолета с коробчатым/сочлененным крылом при отсутствии горизонтального оперения (предполагается, что площади крыльев коробчатой схемы равны и центр тяжести самолета расположен посередине между крыльями):

- смещение центра тяжести вперед относительно середины расстояния между крыльями;
- уменьшение площади переднего крыла относительно площади заднего крыла;
- обеспечение $\frac{(c_y^\alpha)_2}{(c_y^\alpha)_1} > 1$.

1.1.4 Аэродинамическая компоновка самолета с крылом коробчатой схемы

Вопросы расположения отклоняемых поверхностей по размаху крыльев коробчатой схемы были рассмотрены в [43, 58]. Было показано, что для достижения оптимальных характеристик устойчивости и управляемости управление по тангажу должно быть отделено от управления по крену, однако рули высоты и элероны должны быть расположены как на верхнем, так и на нижнем крыле.

Взлетно-посадочные устройства также должны быть расположены как на переднем, так и на заднем крыльях.

1.1.5 Влияние низких чисел Рейнольдса на аэродинамические характеристики самолета с крылом коробчатой схемы

Хорды самолета с крылом коробчатой схемы в среднем в два раза меньше, чем хорды эквивалентного моноплана. Расчетные числа Рейнольдса для легкого самолета с крылом коробчатой схемы, рассмотренного в данной работе, составляют порядка $2,4 \cdot 10^6$, в то время как для эквивалентного моноплана - $4,8 \cdot 10^6$.

Число Рейнольдса Re в большей степени влияет на аэродинамические характеристики крыла большого удлинения, чем на характеристики крыла малого удлинения, и оказывает наибольшее влияние на несущие свойства в области больших углов атаки, т.е. при наличии отрыва потока [12, стр. 3]. Диапазон чисел Re , соответствующий изменению характера обтекания несущей поверхности и АДХ, зависит от распределения давления и геометрических параметров несущей поверхности: радиуса носка и относительной толщины профиля, угла стреловидности по передней кромке [12, стр. 3].

Из экспериментальных материалов следует, что при характерном для обычных АДТ значении турбулентности потока ($\varepsilon \approx 0.3—0.4\%$) и качестве отделки поверхности профилей с умеренными относительными толщинами и кривизной ($\bar{c} \leq 10—12\%$, $\bar{f} \leq 0,02$) наибольшие значения $C_{y_{a \max \infty}}$ достигаются в диапазоне $Re = (2—4) \cdot 10^6$ [12, стр. 6]. При этих условиях линия отрыва ламинарного пограничного слоя сливается с линией перехода в носовой части профиля, восстанавливается безотрывное обтекание верхней поверхности профиля до больших углов атаки, а величины $C_{y_{a \max}}$, $\alpha_{кр}$ и $C_{y_a}^\alpha$ достигают наибольших значений. Поскольку при этом вся верхняя поверхность профиля обтекается турбулентным пограничным слоем, а положение отрыва на задней кромке практически не изменяется с ростом Re , то величины $C_{y_{a \max}}$, $\alpha_{кр}$ и $C_{y_a}^\alpha$ также перестают зависеть от Re при его дальнейшем увеличении [12, стр. 4].

1.2 Проекты, в которых была реализована коробчатая схема крыла

Патент США 3,834,654 10 сентября, 1974 г.

Льюис Р. Миранда, Калифорния.

Коробчатое крыло и самолет (рисунок 1-5)[30]

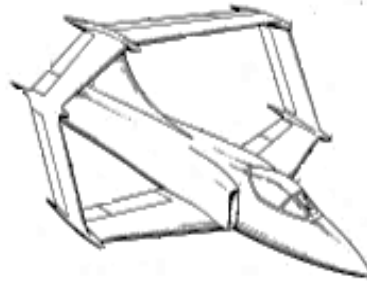


Рисунок 1-5 - Патент США 3,834,654 10 сентября, 1974 г. [30]

Переднее крыло имеет прямую стреловидность, заднее – обратную. Крылья соединяются между собой вертикальными профилированными стреловидными поверхностями, благодаря чему достигается разнесение крыльев между собой как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях. Оба крыла имеют силовую связь с конструкцией самолета. Среди достоинств такой схемы разработчики указывают следующие: аэродинамическая эффективность, повышенные устойчивость и управляемость, уменьшенные потери аэродинамического качества на балансировку, жесткость конструкции крыла.

Патент США 6,098,923 8 августа, 2000 г.

Спенс Е. Петерс, Техас.

Самолетная схема с улучшенной путевой устойчивостью (рисунок 1-6) [43]

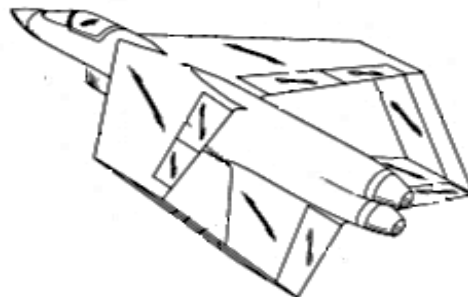


Рисунок 1-6 - Патент США 6,098,923 8 августа, 2000 г. [43]

Особенностью данной схемы является верхнее расположение переднего крыла, за счет чего вертикальные стабилизаторы имеют отрицательный угол стреловидности. При увеличении угла атаки увеличивается часть потока, перпендикулярная передней кромке стабилизатора, что увеличивает его эффективность. Вертикальные стабилизаторы могут образовывать с СГФ угол от 45° до 90°.

Потеря самолетом устойчивости в путевом канале и канале крена на больших углах атаки в связи со срывом потока с поверхности фюзеляжа представляет собой проблему, которую можно решить, применяя на самолете схему «коробчатое крыло» и устанавливая рули направления вне зоны затенения от фюзеляжа - на вертикальных стабилизаторах, соединяющих

верхнее и нижнее крыло. Кроме того, «коробчатое крыло» реализует преимущества бипланной схемы: высокое эффективное удлинение крыла и низкое индуктивное сопротивление крыла.

Следует отметить, что разработчики называют крылом только переднюю несущую поверхность, а заднее крыло - горизонтальным стабилизатором.

Патент США US D724,001 S 10 марта 2015 г.

Оливер Гарроу, Калифорния

Самолет вертикального взлета с сочлененным крылом (рисунок 1-7) [34]

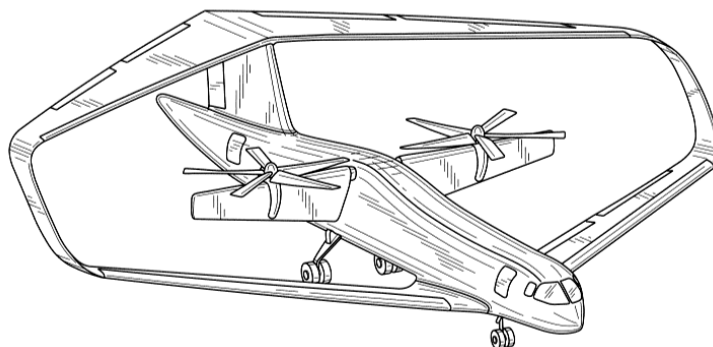


Рисунок 1-7 - Патент США US D724,001 S 10 марта 2015 г. [34]

Патент США 5,503,352 2 апреля 1996 г.

Легкий многоцелевой самолет с «коробчатым» крылом

Егер В.С. (рисунок 1-8) [18]

К особенностям компоновки самолета относятся следующие: толкающий винт в кольце, цельноповоротное переднее горизонтальное оперение, переднее крыло с прямой стреловидностью и заднее крыло с обратной стреловидностью, разнесенные стабилизаторы с рулями направления, соединяющие переднее и заднее крыло.

В качестве преимуществ самолета указаны следующие:

- улучшенные несущие свойства самолета;
- повышенные устойчивость и управляемость;
- высокая жесткость конструкции;
- непосредственное управление подъемной и боковыми силами;
- безопасность и удобство пилотирования.

Данная компоновочная схема была реализована в самолете «Савиат Е-1».

Размах крыла 7 м, длина самолета 6 м, диаметр фюзеляжа 1,5 м.

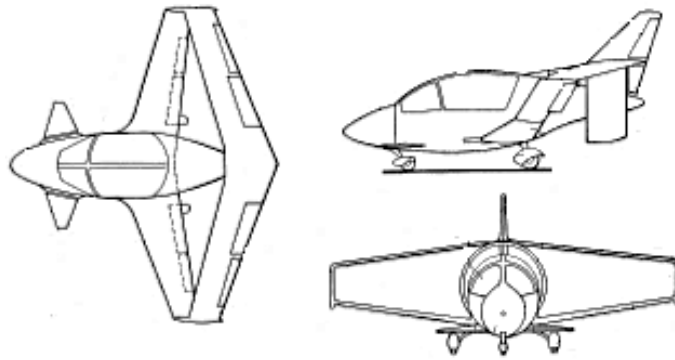


Рисунок 1-8 - Патент США 5,503,352 2 апреля 1996 г. [18]

Результаты продувок в аэродинамической трубе подтвердили высокую эффективность данной схемы.

На основе этого патента «Конструкторское бюро экспериментального самолетостроения «Сталкер» (Украина, г. Краматорск) совместно со специалистами ЦАГИ (Семенов В.Н., Михайлов Ю.С.), сотрудниками ОКБ им. Микояна и ВИАМ разработало эскизный проект административного шестиместного самолета «Сталкер-232».

Ультралегкий самолет с крылом коробчатой схемы А. Фердиани (Рисунок 1-9).

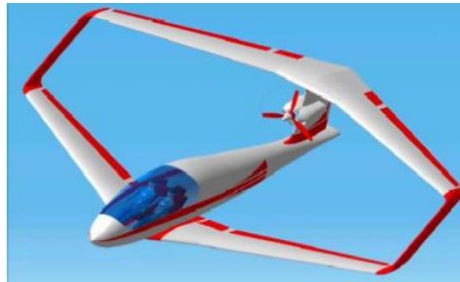


Рисунок 1-9 - Ультралегкий самолет с крылом коробчатой схемы А. Фердиани [63]

К настоящему времени основных расчетных параметров и характеристик этого самолета найти не удалось, однако известно, что летающая модель этого аппарата, выполненная в масштабе 1:5, в полете показала безопасность на режиме сваливания, хорошую продольную и боковую устойчивость [63].

1.3 Самолеты с коробчатым крылом, находящиеся в эксплуатации

1.3.1 Ультралегкий двухместный спортивный самолет «Санни» (Таблица 1-1, рисунок 1-10)

Таблица 1-1 - Характеристики самолета Санни

Количество мест	2
Двигатель	Rotax 912
Крейсерская скорость	90-120 км/ч
Размах крыла	7 м
Площадь крыла	17 м ²
Масса пустого самолета	230 кг
Взлетная масса	400 кг
Количество выпущенных самолетов	250

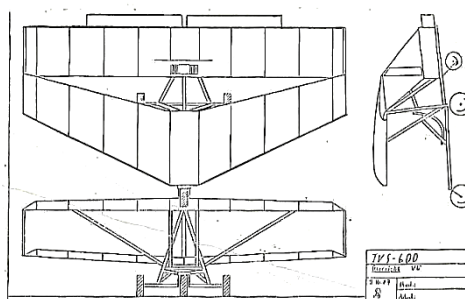


Рис. 1-10 - Эскиз самолета «Санни»

Компоновочными особенностями аппарата являются:

- замкнутое крыло, подкрепленное расчалками;
- неубирающееся шасси с носовой опорой;
- толкающий винт.

Производство самолета началось в конце восьмидесятых годов. Его создатель, Dieter Shults-Noos, занимаясь вопросами, связанными с кольцевым крылом, создал несколько летающих моделей с таким крылом, но так и не счел эту схему достаточно надежной для установки на пилотируемом летающем аппарате. Главными ее проблемами были высокая скорость сваливания и неустойчивость по тангажу. Анализируя тандемные схемы, Dieter Shults-Noos нашел путь решения проблем, связанных с устойчивостью, управлением по крену, безопасностью на больших углах атаки. Тандемная схема с верхним расположением переднего крыла оказалась отчасти лишеной недостатков, характерных для тандема с нижним расположением переднего крыла или кольцевого крыла. Связано это с тем, что при верхнем расположении переднего крыла оба крыла работают в одном воздушном потоке и заднее крыло не затеняется передним на больших углах атаки. Путевую устойчивость самолета удалось

улучшить, соединив законцовки крыльев вертикальными стабилизаторами. В ходе летных испытаний самолет показал устойчивость в полете и безопасность на режиме сваливания.

На вертикальных стреловидных стабилизаторах, соединяющих законцовки крыльев, установлены рули направления, имеющие треугольную форму. Различные модификации самолета отличаются друг от друга кабиной (открытая и закрытая), положением пилота и пассажира (тандемно или бок о бок). Обшивка крыльев, рулей, элеронов и стабилизаторов полотняная.

Разработанная схема была запатентована (EP19880118037, 1989 г).

1.3.2 Ультралегкий самолет «Лигети Стратос» (рисунок 1-11)

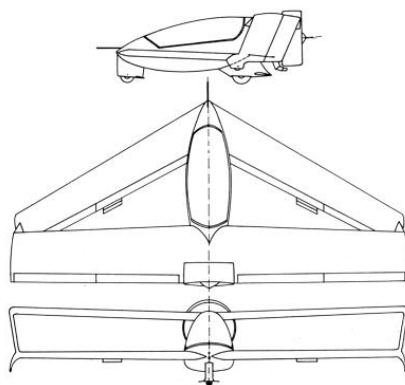


Рис.1-11 - Эскиз самолета «Лигети Стратос»

На сайте ligeti-stratos.com, созданном сыном конструктора, Кристофером Лигети, сообщается, что прототип самолета взлетел в 1985 г.

По задумке конструктора, этот летательный аппарат должен был сочетать в себе достоинства схемы «утка», иметь большую площадь крыла и малый размах, что свойственно для схемы «тандем», а также иметь жесткую конструкцию, свойственную расчалочным бипланам. Переднее стреловидное крыло соединяется с главным крылом с помощью вертикальных рулей направления. Малый вес и малое индуктивное сопротивление позволяют аппарату парить в восходящих потоках воздуха.

На переднем крыле установлены рули высоты и элероны, на главном – закрылки и элероны. Главная и носовая опоры имеют тандемную схему, а на законцовках переднего крыла устанавливаются небольшие колеса, используемые только при стоянке и медленном движении по земле.

Толкающий винт заключен в кольцо, что уменьшает интенсивность концевых вихрей и позволяет уменьшить диаметр винта.

Самолет снабжен баллистическим парашютом для безопасного приземления в аварийной ситуации.

Габариты позволяют транспортировать его и хранить в личном гараже без разборки.

Далее в *таблице 1-2* приведены некоторые характеристики самолета Stratos 1.

Таблица 1-2 – Характеристики самолета Stratos 1

Размах крыла	5,36 м
Длина	2,48 м
Высота	0,99 м
Площадь крыла	7,52 м ²
Масса пустого самолета	78 кг
Масса снаряженного самолета	188 кг
Максимальная скорость	180 км/ч
Скорость сваливания	58-61 км/ч
Аэродинамическое качество	20
Эксплуатационные перегрузки	+9/-6
Динамический потолок	4500 м

В заключение главы приведем пример применения «коробчатой» схемы в современных проектах самолетов: находящийся в разработке однодвигательный самолет общего назначения Synergy американской компании Synergy Aircraft (*рисунок 1-12*). Проектировщики самолета утверждают, что среди прочих достоинств создаваемого ими аппарата будут следующие:

- минимально возможное индуктивное сопротивление;
- простота и легкость конструкции;
- повышенные устойчивость и управляемость даже на малых скоростях, повышенная безопасность полета;
- максимальное увеличение ламинарного пограничного слоя за счет применения ламинарных профилей и системы контроля пограничного слоя.

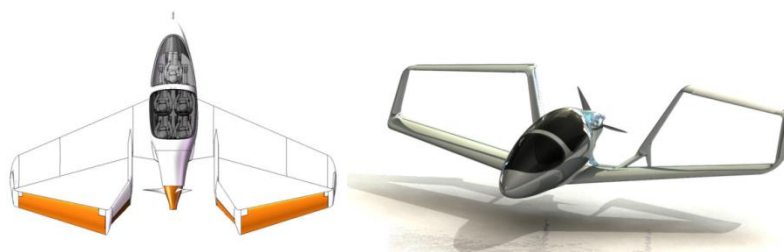


Рисунок 1-12 – самолет общего назначения Synergy

Заключение к главе 1

Теория коробчатого крыла, заложенная Л. Прандтлем и М. Мунком, позволяет оценить индуктивное сопротивление системы несущих поверхностей, представляющей собой прямоугольник при виде спереди и сверху. В работах И. Кроо и А. Фердиани данные, полученные Л. Прандтлем, были уточнены и дополнены. Позднее в ряде исследований были отмечены особенности работы коробчатого крыла под нагрузкой, а также сложности и условия достижения заданной устойчивости и управляемости. Коробчатая схема была реализована в ряде запатентованных проектов, а также была применена в нескольких аппаратах, находящихся в эксплуатации либо в разработке.

В теоретических работах рассматриваются особенности аэродинамики коробчатой схемы в целом; в последующих работах оценка тех или иных характеристик коробчатой схемы производится, как правило, на базе средне-дальнемагистрального самолета. Также существует несколько проектов ультралегких самолетов с крылом коробчатой схемы: самолеты «Лигети Стратос» и «Санни», а также проекты А.С. Егера и А. Фердиани. В отличие от исследований, посвященных средне-дальнемагистральным самолетам, литература с описанием проектов легких самолетов носит более прикладной характер и не содержит научно-исследовательских разделов.

Изучение научной и технической литературы показало, что к настоящему времени предложен целый ряд проектов самолетов с крылом коробчатой схемы; однако в этих работах не описаны методики формирования облика и сравнительно простого, приближенного расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

Кроме того, на основе имеющихся данных сложно оценить, насколько может быть целесообразной замена традиционного консольного крыла на крыло коробчатой схемы в рамках проекта легкого многоцелевого самолета.

Глава 2: Модули научно-методического обеспечения для проектирования самолета с крылом коробчатой схемы

Не на всех этапах проектировочного расчета самолета с крылом коробчатой схемы возможно применение стандартных методик и рекомендаций для конструкторов. Так, например, при оценке взлетного веса самолета трудности вызывает расчет веса крыла коробчатой схемы; специфическим аспектом выбора основных параметров самолета с крылом коробчатой схемы является соотношение площадей и подъемной силы несущих поверхностей, поскольку здесь ограничение по статической устойчивости неизбежно снижает преимущества коробчатой схемы перед консольной в области аэродинамики. Аналитический инженерный метод расчета АДХ самолета с крылом коробчатой схемы также отсутствует в доступной на данный момент литературе. Наконец, методы расчета характеристик устойчивости и управляемости требуют некоторой адаптации к системе из двух тандемно расположенных крыльев. Глава 2 посвящена исследованию ряда задач такого рода.

2.1 К вопросу об оптимальном соотношении подъемной силы крыльев

Прежде чем перейти к особенностям аналитического расчета АДХ и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы, рассмотрим влияние соотношения подъемной силы крыльев на их индуктивное сопротивление. В дальнейшем полученные результаты позволят определить, с каким приростом индуктивного сопротивления связано обеспечение заданной продольной статической устойчивости.

Л. Прандтль показал, что минимально возможное индуктивное сопротивление системы из двух крыльев соответствует такой конфигурации, когда крылья создают одинаковую подъемную силу [88, с. 11].

По Прандтлю [88], отношение индуктивного сопротивления конкретной системы крыльев к минимальному можно найти следующим образом:

$$\frac{X_{ai}}{X_{ai,min}} = 2 \frac{x^2 + 2\sigma + 1}{(\sigma + 1)(x + 1)^2}, \quad (2-1)$$

где $x = \frac{Y_{a1}}{Y_{a2}}$,

σ определяется по формуле (1-2).

Графически эта зависимость представлена на *рисунке 2-1*.

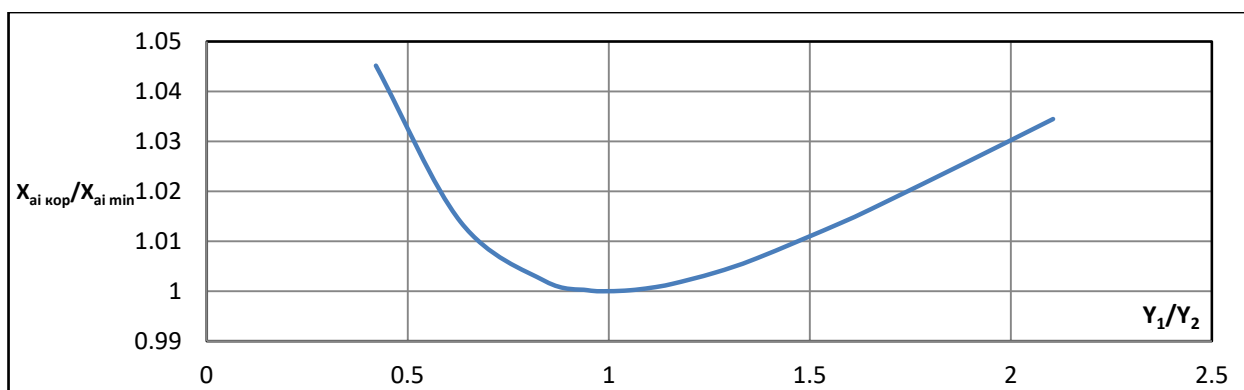


Рисунок 2-1 – Зависимость прироста индуктивного сопротивления от соотношения подъемной силы крыльев

По графику видно, что при необходимости получения соотношения подъемной силы крыльев, отличного от единицы, более выгодно увеличивать несущую способность переднего крыла, пропорционально уменьшая несущую способность заднего крыла.

Для определения допустимого соотношения подъемной силы были разработаны *аэродинамический модуль научно-методического обеспечения и модуль исследования устойчивости и балансировки*.

2.2 Аэродинамический модуль научно-методического обеспечения

Предлагаемый аэродинамический модуль состоит из двух частей: на первом этапе происходит расчет *потребных параметров аэродинамических профилей* для переднего и заднего крыльев, на втором этапе – *инженерный расчет АДХ* биплана, адаптированный для схемы из двух несущих поверхностей с законцовками, соединенными «боковыми крыльями» [103].

2.2.1 Определение параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы

Определение в первом приближении формы аэродинамических профилей, для системы, состоящей из двух несущих поверхностей, является интересной обратной задачей. В ходе ее решения в данной работе определяются следующие параметры:

- *потребная относительная кривизна \bar{f}* ;
- *положение точки максимальной относительной кривизны на хорде профиля X_f* ;
- *угол атаки при нулевой подъемной силе профиля α_0 , и угол атаки, соответствующий потребному коэффициенту подъемной силы $\alpha_{C_{Y_a\text{ сеч}}}$* .

Для решения поставленных задач был использован следующий алгоритм (рисунок 2-2):

операция 1: нахождение местных значений коэффициента подъемной силы, обеспечивающих заданное распределение циркуляции по размахам крыльев;

операция 2: определение средней линии профилей и углов атаки сечений для обеспечения найденных значений коэффициента подъемной силы;

операция 3: определение угла скоса потока, вызванного влиянием одного крыла на другое;

операция 4: определение закона распределения толщин по хорде сечений.

Номер операции	Исходные данные	Содержание операции	Полученные данные
Операция 1	$Y_{a \text{ расч}}$, плановая геометрия крыла	Вычисление распределения подъемной силы по размаху крыла	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла
Операция 2	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла	Вычисление ординат точек средней линии профиля, обеспечивающей рассчитанный C_{ya}	\bar{f} , X_f , α_0 , $\alpha(C_{ya \text{ сеч}})$
Операция 3	Расчетное значение $C_{ya \text{ сеч}}$ для каждого сечения крыла Плановая геометрия крыла Режим полета	Вычисление угла скоса, вызванного влиянием данного крыла на другое	Угол скоса ϵ_{ij}
Операция 4	\bar{f} , X_f , α_0 , $\alpha(C_{ya \text{ сеч}})$ Относительная толщина сечения \bar{c} , закон распределения толщины вдоль хорды	Вычисление ординат точек профиля	Геометрия аэродинамического профиля

Рисунок 2-2 - Формирование геометрии аэродинамического профиля по заданной подъемной силе и заданной плановой геометрии крыла для обеспечения оптимального распределения подъемной силы по размаху крыла; здесь $Y_{a \text{ расч}}$ – расчетная подъемная сила, $C_{ya \text{ сеч}}$ – коэффициент подъемной силы сечения.

2.2.1.1 Операция 1: нахождение местных значений коэффициента подъемной силы, обеспечивающих оптимальное распределение циркуляции по размахам крыльев

Для определения закона изменения подъемной силы сечений по размаху крыла с заданной плановой геометрией обозначим коэффициент подъемной силы сечения как $C_{Ya}^{\text{сеч}}$:

$$(C_{ya})_z = \frac{Y_a/2(z)}{\frac{1}{2}\rho V^2 b(z)}, \quad (2-2)$$

где z – координата на полуразмахе крыла.

При эллиптическом распределении нагрузки по консольному крылу

$$\Gamma(z) = \Gamma_{ell} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l}\right)^2}, \quad (2-3)$$

где $\Gamma(z)$ - циркуляция в сечении z крыла;

Γ_{ell} – циркуляция в плоскости симметрии крыла;

l – размах крыла.

Так как

$$\frac{Y_a}{2}(z) = \int_0^{l/2} \rho V \Gamma(z) dz, \quad (2-4)$$

то при эллиптическом распределении циркуляции по размаху крыла получаем, что $\frac{Y}{2}$ представляет собой площадь четвертой части эллипса с большой полуосью $l/2$ и малой полуосью Γ_{ell} , умноженную на ρV . Поэтому $\frac{Y}{2}$ можно представить следующим образом:

$$\frac{Y_a}{2} = \rho V l \frac{\pi}{8} \Gamma_{ell}, \quad (2-5)$$

откуда

$$\Gamma_{ell} = \frac{4Y}{\rho V l \pi}, \quad (2-6)$$

Тогда

$$(C_{ya})_z = \frac{\frac{4Y}{\pi l} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l}\right)^2}}{\frac{1}{2}\rho V^2 b(z)} = \frac{4Y_a \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l}\right)^2}}{l \pi q b(z)}. \quad (2-7)$$

Теперь обратимся к коробчатому крылу.

Было показано, что нагрузка по размаху коробчатого крыла складывается из постоянной и эллиптической составляющих [86] (рисунок 2-3).

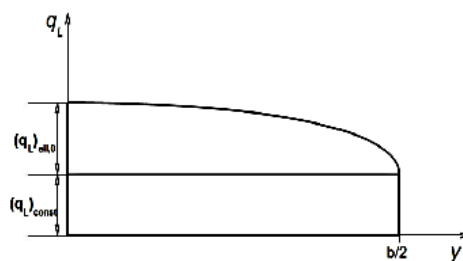


Рисунок 2-3. Распределение аэродинамической нагрузки по консоли коробчатого крыла [86]

В таком случае распределение циркуляции по размаху имеет следующий вид:

$$\Gamma(z) = \Gamma_{const} + \Gamma_{ell} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l}\right)^2}. \quad (2-8)$$

Подъемную силу одной консоли одного крыла представим как $\frac{Y_{a\text{кр}}}{2}$. Из (2-4) и (2-7) получаем, что $\frac{Y_{a\text{кр}}}{2}$ представляет собой сумму площади прямоугольника с длиной $l/2$ и шириной $(\Gamma_z)_{const}$ и площади четвертой части эллипса с большой полуосью $l/2$ и малой полуосью $(\Gamma_z)_{ell,0}$, умноженную на ρV . Поэтому $\frac{Y_{a\text{кр}}}{2}$ можно представить следующим образом:

$$\frac{Y_{a\text{кр}}}{2} = \rho V l/2 \left(\Gamma_{const} + \frac{\pi}{4} \Gamma_{ell} \right). \quad (2-9)$$

Если принять, что $R = \frac{\Gamma_{const}}{\Gamma_{ell}}$, тогда

$$\Gamma_{ell} = \frac{Y_{a\text{кр}}}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)}, \quad (2-10)$$

$$\Gamma_{const} = \frac{Y_{a\text{кр}} R}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)}. \quad (2-11)$$

Следовательно, для одной консоли крыла

$$(C_{y_a})_z = \frac{\rho V \left(\frac{Y_{a\text{кр}} R}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)} + \frac{Y_{a\text{кр}}}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l} \right)^2} \right)}{\frac{1}{2} \rho V^2 b(z)} = \frac{\frac{Y_{a\text{кр}} R}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)} + \frac{Y_{a\text{кр}}}{\rho V l \left(R + \frac{\pi}{4} \right)} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l} \right)^2}}{\frac{1}{2} V b(z)}. \quad (2-12)$$

Примем, что

Y_{a1} – расчетная подъемная сила переднего крыла,

Y_{a2} – расчетная подъемная сила заднего крыла,

Y_a – расчетная подъемная сила системы крыльев,

$\frac{Y_{a1}}{Y_{a2}} = n$, тогда

$$Y_{a1} = Y_a - \frac{Y_a}{1+n}, \quad (2-13)$$

$$Y_{a2} = \frac{Y_a}{1+n}. \quad (2-14)$$

Полученные выражения (2-12), (2-13), (2-14) позволяют найти оптимальное распределение подъемной силы по размаху крыльев при любой величине n .

Если принять $R = 0,5$, то оптимальное распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыльев самолета с крылом коробчатой схемы выглядит так, как показано на рисунке 2-4.

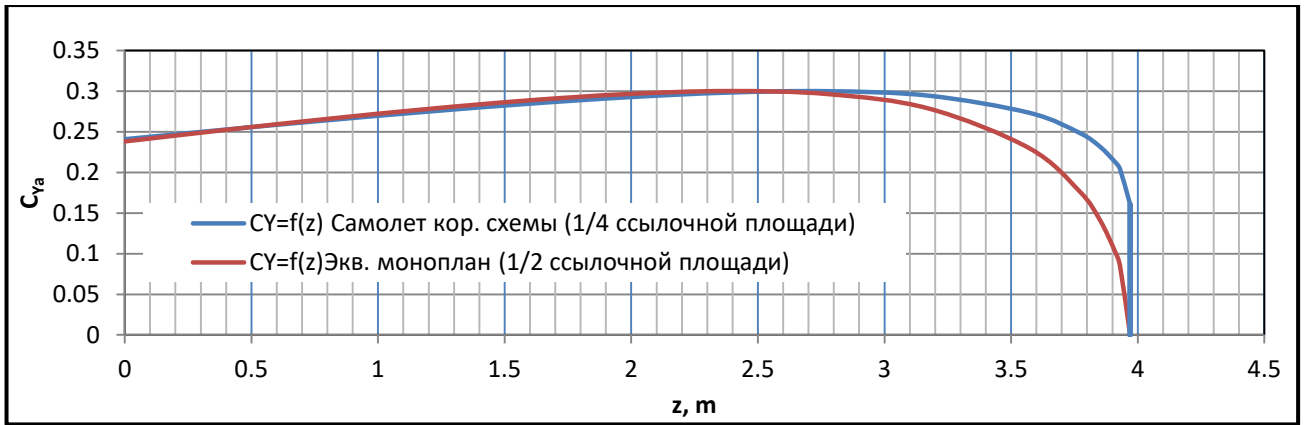


Рисунок 2-4 - Оптимальное распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыльев самолета с крылом коробчатой схемы

2.2.1.2 Операция 2: определение средней линии профилей и углов атаки сечений для обеспечения требуемых значений коэффициента подъемной силы

Для определения геометрии профиля по заданному коэффициенту подъемной силы и коэффициенту момента тангажа была использована теория тонкого профиля (позволяет рассчитать ординаты средней линии профиля) и полиномиальный закон распределения толщины вдоль хорды профиля, заложенный в геометрию профилей NACA.

Допущения теории тонкого профиля [59, с. 295-304]:

- модель среды - двухмерный, стационарный, несжимаемый потенциальный газ;
- малый угол атаки ($\alpha \ll 1$ (рад));
- малая толщина профиля ($\bar{c}_{max} \ll 1$);
- малая кривизна профиля ($\bar{f}_{max} \ll 1$) и малый градиент кривизны профиля ($\frac{d\bar{f}_{max}}{dx} \ll 1$);
- малые колебания скорости ($\frac{|\vec{V} - \vec{V}_{\infty}|}{V_{\infty}} \ll 1$).

Здесь x - координата на хорде профиля.

Базовое интегральное уравнение теории тонкого профиля представляет собой условие непротекания $\vec{V} \cdot \vec{n} = 0$ для тонкого профиля, смоделированного в виде вихревой пелены вдоль хорды, и имеет следующий вид:

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^b \frac{\gamma(x')}{x-x'} dx' = V_{\infty} \left(\alpha - \frac{df_b}{dx} \right), \quad (2-14)$$

где b – хорда профиля,

γ - циркуляция, отнесенная к единице длины хорды профиля;

x – координата на хорде профиля

f_b - ордината средней линии профиля.

Это уравнение позволяет найти $\gamma(x)$ при заданных кривизне профиля и угле атаки. Его можно решить путем разложения в ряд Фурье, в результате чего получают систему аналитических уравнений с коэффициентами A_n , которые влияют на распределение циркуляции по хорде.

Знание этих коэффициентов необходимо для решения обратной задачи (нахождение ординат точек средней линии). При выполнении условия Кутта $A_0 = 0$ [59, с. 297]. По заданным C_{Ya} и \bar{x}_F можно найти коэффициенты A_1 и A_2 , так как в [59, с. 303-304] показано, что

$$C_{Ya} = \pi(2A_0 + A_1), \quad (2-15)$$

$$\bar{x}_F = \frac{\pi}{4}(A_2 - A_1). \quad (2-16)$$

Полагаем, что остальные коэффициенты равны нулю.

Решение полученной системы уравнений позволяет получить ординаты столько точек средней линии профиля, на сколько участков была разбита хорда при разложении в ряд Фурье базового уравнения теории тонкого профиля.

Как было отмечено выше, в качестве закона распределения толщины по хорде профиля был использован полиномиальный закон, принятый для профилей НАСА:

$$c(x) = a_0\sqrt{x} + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4, x \in [0,1] \quad (2-17)$$

При этом были приняты следующие допущения:

- максимальная толщина профиля расположена на 30% хорды: $X_{\bar{c}_{max}} = 0,3$;
- в точке максимальной толщины соблюдается касательность профиля к прямой, параллельной хорде профиля: $\left(\frac{dc}{dx}\right)_{x=0,3} = 0$;
- толщина профиля в концевой точке хорды 0,2%, $(c)_{x=1} = 0,002$;
- направление касательной в концевой точке хорды $\left(\frac{dc}{dx}\right)_{x=1} = -0,234$;
- форма носовой части профиля определяется толщиной в точке 0,1 $c(0,1) = 0,078$.

Принятые допущения позволяют найти значение коэффициентов, входящих в уравнение (2-17), и представить его в следующем виде:

$$c(x) = c_{max}(1,4845\sqrt{x} + 0,63x + 1,758x^2 + 1,4215x^3 + 0,5075x^4), x \in [0,1]. \quad (2-18)$$

Координаты профиля получаем, накладывая рассчитанную толщину на среднюю линию перпендикулярно к средней линии. Аналитически эти координаты находят следующим образом:

$$\begin{bmatrix} x^{\text{верх}}(x) & y^{\text{верх}}(x) \\ x^{\text{ниж}}(x) & y^{\text{ниж}}(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x - c(x)\sin\theta(x) & f(x) + c(x)\cos\theta(x) \\ x + c(x)\sin\theta(x) & f(x) - c(x)\cos\theta(x) \end{bmatrix}, \quad (2-19)$$

$$\theta(x) = \arctan \frac{df_b}{dx}.$$

Угол атаки данного профиля, обеспечивающий заданный коэффициент подъемной силы, находят через известный коэффициент A_0 [59, с. 302]:

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{df_b}{dx} d\xi'. \quad (2-20)$$

Угол атаки профиля при нулевой подъемной силе определяется следующим выражением [59, с. 303]:

$$\alpha_{\gamma_a=0} = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{df_b}{dx} (1 - \cos\xi') d\xi'. \quad (2-21)$$

Для определения степени соответствия характеристик построенного профиля заданным профиль был просчитан в программе X-Foil. На *рисунке 2-5* представлено распределение коэффициента давления по хорде и основные АДХ профиля при рассчитанном по формуле (2-20) угле атаки. Полученный коэффициент подъемной силы (0,183) отличается от заданного (0,17) на 7%.

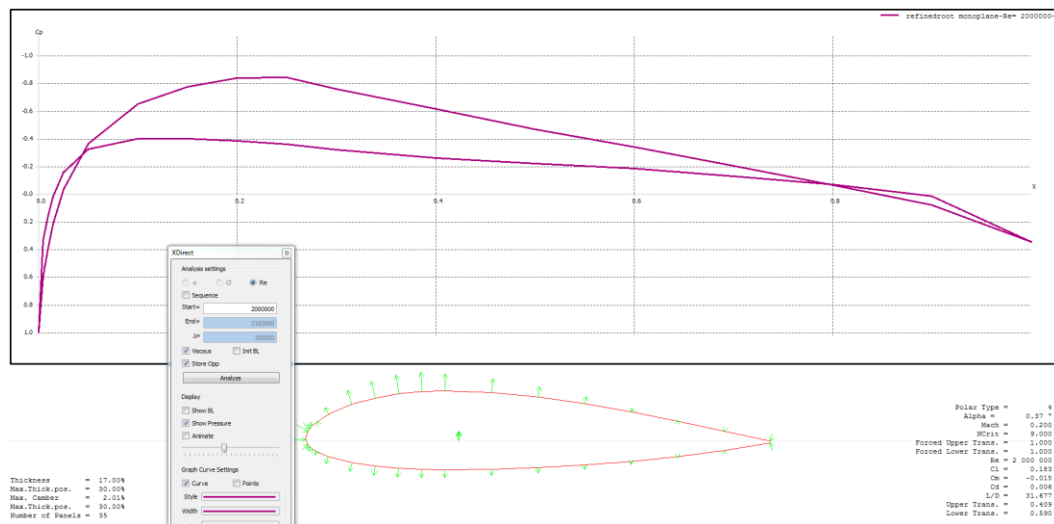


Рисунок 2-5 - Образец профиля, построенного по описанной методике

2.2.1.3 Операция 3: определение угла скоса потока, вызванного влиянием одного крыла на другое

Рассмотрим *рисунок 2-б*.

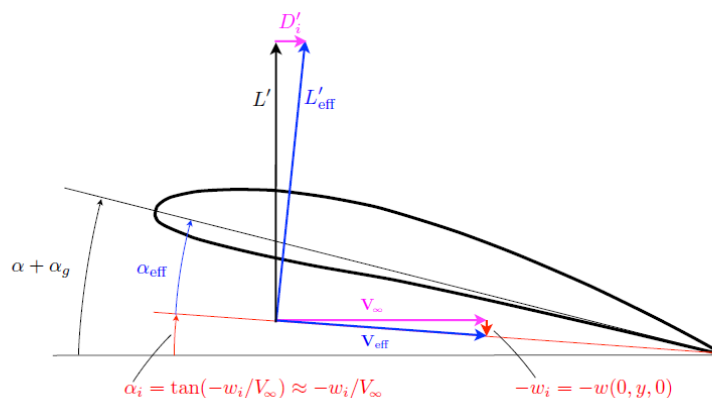


Рисунок 2-б - Схема для определения эффективного угла атаки крыла [59, с. 346]

Можно записать, что

$$\alpha_{\text{эфф}} = \alpha + \alpha_{\text{уст}} - \varepsilon_{i-j}, \quad (2-22)$$

где $\alpha_{\text{уст}}$ - угол установки крыла,

ε_{i-j} - угол скоса потока, учитывающий влияние одного крыла на другое,

α - угол атаки самолета, обеспечивающий проектировочный коэффициент подъемной силы самолета.

В случае системы из двух тандемно расположенных несущих поверхностей $\alpha_{\text{уст}}$ определяется по правилу статической устойчивости системы из двух несущих поверхностей: для достижения статической устойчивости системы несущих поверхностей угол установки передней несущей поверхности должен быть больше угла установки задней несущей поверхности. Разница углов установки несущих поверхностей в данном случае была принята равной 2° (исходная величина, без учета скоса потока).

Принимая, что $\alpha_i = \tan\left(-\frac{w_i}{V_\infty}\right)$ (см. рисунок 2-6), найдем распределение вертикального компонента скорости w_i по размаху крыльев с помощью формулы Прандтля [88, стр. 6]:

$$w_{i-j} = \frac{2Y}{\pi V l_1^2} z, \quad (2-23)$$

где z - параметр, зависящий от отношения высоты коробки крыльев к ее размаху, и определяемый по графику, см. рисунок 2-7.

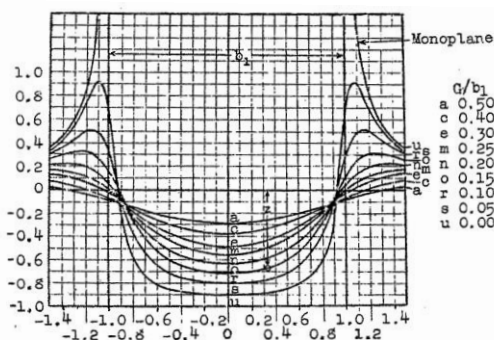


Fig.3. Vertical component of the disturbance velocity plotted against the lateral and the vertical distance from the wing.

Рисунок 2-7- Данные для определения параметра z [88, с. 21]

Для примера полученные результаты для заднего крыла представлены на рисунке 2-8.

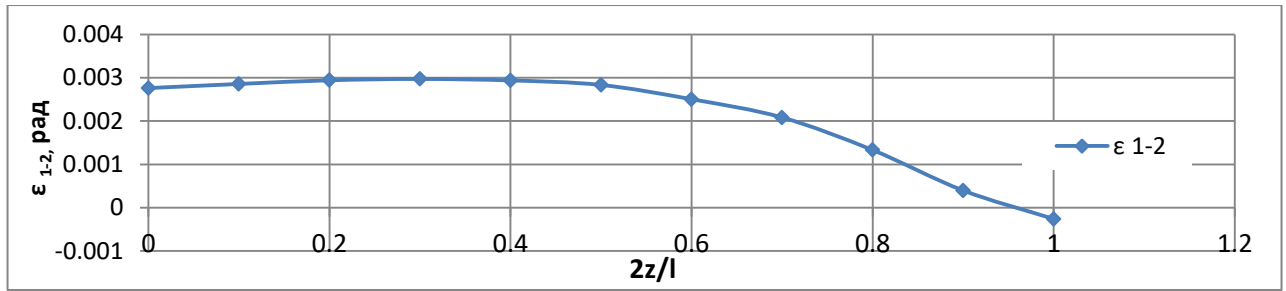


Рисунок 2-8- Изменение угла сгиба по полуразмаху заднего крыла

Вычисленное распределение углов сгиба по размаху крыла позволяет найти осредненное значение угла сгиба потока крыла:

$$(\alpha_{i-j})_{\text{cp}} = \frac{\sum_{k=0}^n (\alpha_{i-j})_k}{n}. \quad (2-24)$$

2.2.2 Аналитический расчет АДХ самолета с крылом коробчатой схемы на крейсерском, взлетном и посадочном режимах

Методика аналитического расчета АДХ легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного ему моноплана представлена в *таблице 2-1*.

Таблица 2-1 – Методика расчета полар коробчатого самолета в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях

Объект расчета		Шаг расчета №	Целевая функция	Исходные данные	Методика расчета	Результат расчета
Убранное положение закрылков	Изолированные крылья	1	$C_{ya \text{ убр } 1}$ $C_{ya \text{ убр } 2}$	АДХ профилей Плановая геометрия крыльев	А.Н. Арепьев	$C_{ya \text{ убр } 1} = f(\alpha)$ и $C_{ya \text{ убр } 2} = f(\alpha)$ для изолированных крыльев, пересчитаны из АДХ профилей
	Коробчатое крыло	2	$C_{ya \text{ впр } \text{ убр}}$	$C_{ya \text{ убр } 1} = f(\alpha)$ и $C_{ya \text{ убр } 2} = f(\alpha)$ для изолированных крыльев Геометрия крыльев	А.Н. Арепьев	$C_{ya \text{ убр } \text{ впр}} = f(\alpha)$ для коробчатого самолета с убранными закрылками
		3	$C_{xa \text{ вох } \text{ убр}}$	Статистика (C_{xa0} , учтены вертикальные несущие поверхности) Геометрия крыльев C_{xi} эквивалентного моноплана	А.Н. Арепьев Л. Прандтль	Поляра коробчатого самолета с убранными закрылками
Выпущенное положение закрылков	Изолированные крылья	4	$C_{ya \text{ закр } 1}$ $C_{ya \text{ закр } 2}$	Геометрия закрылков $C_{ya \text{ убр } 1} = f(\alpha)$ и $C_{ya \text{ убр } 2} = f(\alpha)$ для изолированных крыльев	В.Г. Микеладзе	$\Delta C_{ya \text{ закр } \text{ max}}$ для изолированных крыльев $C_{ya \text{ закр}} = f(\alpha)$ для изолированных крыльев
		5	$C_{xa \text{ закр } 1}$ $C_{xa \text{ закр } 2}$	Геометрия закрылков Статистика	В.Г. Микеладзе	$\Delta C_{xa \text{ i закр}}$ для изолированных крыльев с отклоненными закрылками $\Delta C_{xa \text{ закр } \text{ prof}}$ для изолированных крыльев с отклоненными закрылками
	Коробчатое крыло	6	$C_{ya \text{ впр } \text{ закр}}$	$C_{ya \text{ закр } 1} = f(\alpha)$ и $C_{ya \text{ закр } 2} = f(\alpha)$ для изолированных крыльев Геометрия коробчатого крыла	А.Н. Арепьев	$C_{ya \text{ впр}} = f(\alpha)$ для коробчатого самолета с выпущенными закрылками
		7	$C_{xa \text{ вох } \text{ закр}}$	Геометрия коробчатого крыла $C_{xa \text{ убр } \text{ закр } \text{ boxplane}}$	В.Г. Микеладзе	Поляра коробчатого самолета во взлетной и посадочной конфигурации

Для расчета коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления крыла моноплана и изолированных крыльев коробчатой схемы использовалась методика, предложенная А.Н. Арепьевым для легких самолетов [3, с. 444-455]. Для пересчета коэффициентов подъемной силы изолированных крыльев самолета коробчатой схемы применялся подход, разработанный для бипланов [3, с. 460-462], а для оценки индуктивного сопротивления – подход, предложенный Прандтлем [88, с. 10]. Подбор параметров механизации и расчет поляр на режимах взлета и посадки для изолированных крыльев производились на основании рекомендаций, предложенных в руководстве для конструкторов, выпущенного под редакцией В.Г. Микеладзе [1, с. 44-52]. Как и в случае с убранной механизацией, адаптация полученных значений коэффициентов подъемной силы к бипланной схеме производилась по [3, с. 460-462].

2.3 Модуль исследования устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы

2.3.1 Определение углов установки крыльев, обеспечивающих достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии (с учетом скоса потока)

На рисунке 2-9 изображены силы и моменты, действующие на крылья коробчатого самолета в вертикальной плоскости [102].

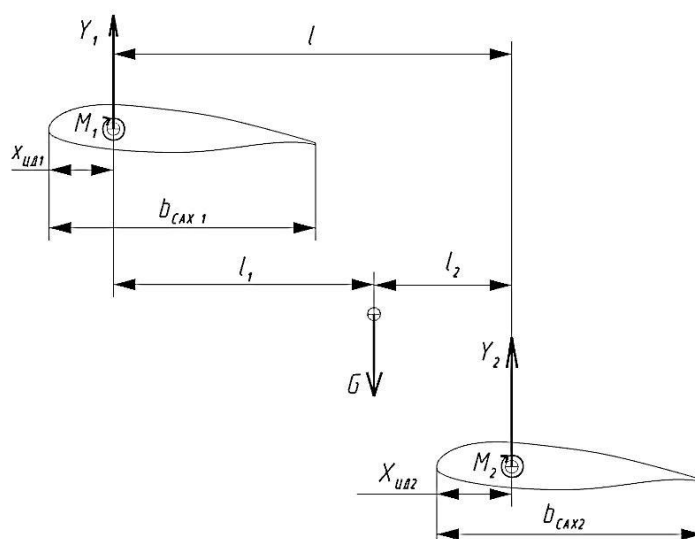


Рисунок 2-9- Силы и моменты, действующие на крылья коробчатого самолета в вертикальной плоскости

Уравнение равновесия сил для такой схемы будет выглядеть следующим образом:

$$Y_{a1} + Y_{a2} = G_0. \quad (2-25)$$

Это же уравнение (2-25) можно представить в следующем виде:

$$\overline{S}_1 C_{Ya1} + \overline{S}_2 C_{Ya2} = C_{Ya \text{ проект}}, \quad (2-26)$$

или

$$\overline{S}_1 C_{Ya1}^\alpha (\alpha_{1 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_1) + \overline{S}_2 C_{Ya2}^\alpha (\alpha_{2 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_2) = C_{Ya \text{ проект}}, \quad (2-27)$$

где

$$\overline{S}_1 = \frac{S_1}{S}, \overline{S}_2 = \frac{S_2}{S}, \quad (2-28)$$

$C_{Y \text{ проект}}$ – проектировочный коэффициент подъемной силы, в данном случае определяемый условиями обеспечения крейсерского режима полета;

α_0 - угол атаки крыла при нулевой подъемной силе,

$$\alpha_0 = 90^\circ \overline{f},$$

где \overline{f} – относительная кривизна профиля, обеспечивающая потребное значение коэффициента подъемной силы, и определяемая для каждого значения коэффициента подъемной силы по методике, изложенной в подразделе 2-2.

В данной работе принято, что $\overline{S}_1 = \overline{S}_2 = 0,5$, следовательно,

$$\frac{C_{Ya1} + C_{Ya2}}{2} = C_{Ya \text{ проект}} \quad \text{и} \quad (2-29)$$

$$\frac{C_{Ya1}^\alpha (\alpha_{1 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_1) + C_{Ya2}^\alpha (\alpha_{2 \text{ эфф}} - (\alpha_0)_2)}{2} = C_{Ya \text{ проект}}. \quad (2-30)$$

Для вычисления производной коэффициента подъемной силы по углу атаки используется выражение

$$C_{Ya}^\alpha = 2\pi \frac{\lambda \cos \chi}{2 + \lambda}. \quad (2-31)$$

С учетом взаимного влияния несущих поверхностей [51, с. 32] выражение для производной коэффициента подъемной силы примет вид

$$C_{Ya1 \text{ эфф}}^\alpha = 2\pi \frac{\lambda_1 \cos \chi_1}{2 + \lambda_1} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{2 \rightarrow 1}}{\partial \alpha} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{1 \rightarrow 2}}{\partial \alpha} \right) \right), \quad (2-32)$$

$$C_{Ya2 \text{ эфф}}^\alpha = 2\pi \frac{\lambda_2 \cos \chi_2}{2 + \lambda_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{1 \rightarrow 2}}{\partial \alpha} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_{2 \rightarrow 1}}{\partial \alpha} \right) \right).$$

Согласно формуле (2-22),

$$\alpha_{\text{эфф}} = \alpha + \alpha_{\text{уст}} - \varepsilon_{i-j}. \quad (2-33)$$

Запишем, что

$$(\alpha_{\text{уст}})_2 = (\alpha_{\text{уст}})_1 - 2^\circ, \quad (2-34)$$

Следовательно,

$$\alpha_{\text{эфф}1} = \alpha + (\alpha_{\text{уст}})_1 - \varepsilon_{2-1}. \quad (2-35)$$

$$\alpha_{\text{эфф } 2} = \alpha + (\alpha_{\text{уст}})_1 - 2^\circ - \varepsilon_{1-2}. \quad (2-36)$$

Для вычисления производных коэффициента подъемной силы необходимо знать производную угла скоса по углу атаки. Согласно [6, с. 199], в достаточно широком диапазоне углов атаки средний угол скоса потока является линейной функцией коэффициента подъемной силы крыла. При линейной зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки средний угол скоса потока также является линейной функцией от угла атаки. В таком случае можно представить производную $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ следующим образом:

$$\frac{\partial \varepsilon_{1 \rightarrow 2}}{\partial \alpha} = \frac{\varepsilon_{1-2}}{(\alpha_{\text{эфф}1} + \alpha_{01})}, \quad \frac{\partial \varepsilon_{2 \rightarrow 1}}{\partial \alpha} = \frac{\varepsilon_{2-1}}{(\alpha_{\text{эфф}2} + \alpha_{02})}, \quad (2-37)$$

где α_0 - угол атаки крыла, при котором его подъемная сила (в первом приближении и угол скоса) равна нулю.

Подставив выражения для α в выражение для производных коэффициента подъемной силы и перегруппировав его, получим выражение для угла атаки, обеспечивающего достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии:

$$\alpha = \frac{C_{Y_a}}{C_1^a} + \frac{\varepsilon_{2-1} + \varepsilon_{1-2} + 90^\circ(\bar{f}_1 + \bar{f}_2)}{2} + 1^\circ - \alpha_{\text{уст } 1}. \quad (2-38)$$

Результаты расчетов отражены на *рисунке 2-10*.

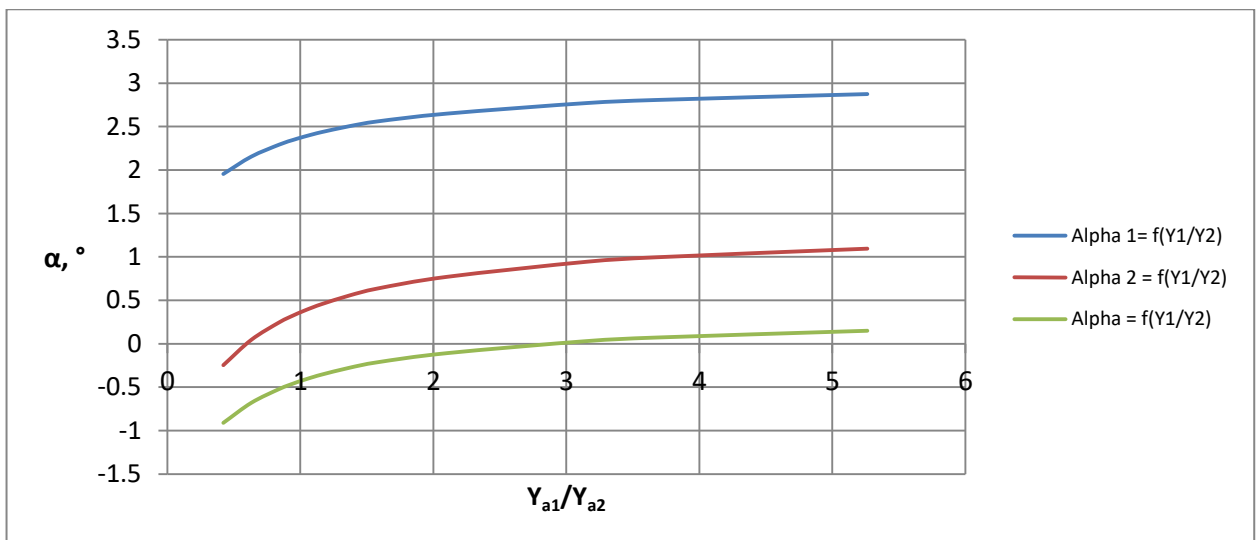


Рисунок 2-10 - Зависимость угла атаки, обеспечивающего достижение заданного коэффициента подъемной силы самолетом с двумя несущими поверхностями одинаковой плановой геометрии, от соотношения подъемной силы крыльев

Особенности разработанной математической модели:

- величина скоса потока является функцией подъемной силы и рассчитывается по теории Прандтля;

– кривизна профилей рассчитывается по линейной теории и обеспечивает крылу потребный коэффициент подъемной силы.

2.3.2 Балансировка системы из двух несущих поверхностей

Уравнение равновесия для самолета с крылом коробчатой схемы имеет следующий вид (рисунок 2-9):

$$M_{\text{ЦТ}} = Y_{a1} \cdot l_1 - Y_{a2} \cdot l_2 + M_1 + M_2 = 0. \quad (2-39)$$

Запишем

$$b_{\text{САХ экв}} = b_{\text{САХ 1}} \frac{S_1}{S} + b_{\text{САХ 2}} \frac{S_2}{S}. \quad (2-40)$$

При $S_1 = S_2 = 0,5S$

$$b_{\text{САХ экв}} = b_{\text{САХ 1}} = b_{\text{САХ 2}} = b_{\text{САХ}}. \quad (2-41)$$

Представим расстояния от центра давления переднего и заднего крыльев до центра тяжести самолета в долях от $b_{\text{САХ}}$ (плечо переднего крыла имеет положительный знак; плечо заднего крыла имеет отрицательный знак):

$$l_1 = b_{\text{САХ}} \cdot \bar{l}_1, \quad (2-42)$$

$$-l_2 = b_{\text{САХ}} \cdot \bar{l}_2. \quad (2-43)$$

$$-l_2 = l - l_1, \quad (2-44)$$

$$-\bar{l}_2 = \frac{l - l_1}{b_{\text{САХ}}} = \frac{(l - b_{\text{САХ}} \bar{l}_1)}{b_{\text{САХ}}}. \quad (2-45)$$

Разделив уравнение (2-39) на $qSb_{\text{САХ}}$ и подставив в него выражение (2-45), получим:

$$m_{z\text{ЦТ}} = C_{Y1} \bar{l}_1 - C_{Y2} \frac{l - b_{\text{САХ}} \bar{l}_1}{b_{\text{САХ}}} + m_{z1} + m_{z2} = 0. \quad (2-46)$$

Здесь

$$m_{z1} = m_{z01} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{F1}) C_{ya1} + (C_{xa1} - \alpha_{\text{эфф}1} C_{ya1}) \bar{y}_{T1}, \quad (2-47)$$

$$m_{z2} = m_{z02} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{F2}) C_{ya2} + (C_{xa2} - \alpha_{\text{эфф}2} C_{ya2}) \bar{y}_{T2}, \quad (2-48)$$

где m_{z0} - коэффициент момента тангажа крыла при нулевой подъемной силе; целесообразно подобрать такие значения m_{z1} и m_{z2} , которые бы обеспечили минимальное балансирующее сопротивление на расчетном режиме.

$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_{\text{САХ}}}$ - безразмерная координата ЦМ самолета, выраженная в долях $b_{\text{САХ экв}}$;

$\bar{y}_{T1} = \frac{y_{T1}}{b_{\text{САХ}}}$, $\bar{y}_{T2} = \frac{y_{T2}}{b_{\text{САХ}}}$ - расстояние от центра масс самолета до верхнего и нижнего

крыльев, выраженное в долях $b_{\text{САХ экв}}$.

$\bar{x}_{F \text{ кр}}$ - безразмерная координата фокуса крыла.

Условие статической устойчивости выполняется, если производная коэффициента продольного момента по углу атаки имеет отрицательный знак: $(m_z^\alpha)_{\text{ЦТ}} < 0$. В рассматриваемом случае выполнение этого условия означает, что

$$C_{ya1}^\alpha \bar{l}_1 - C_{ya2}^\alpha \frac{l-b_{\text{САХ}} \bar{l}_1}{b_{\text{САХ}}} + m_{z1}^\alpha + m_{z2}^\alpha < 0, \text{ откуда} \quad (2-49)$$

$$\bar{l}_1 < \frac{C_{ya2}^\alpha l - b_{\text{САХ}} m_{z1}^\alpha - b_{\text{САХ}} m_{z2}^\alpha}{C_{ya1}^\alpha b_{\text{САХ}} + C_{ya2}^\alpha b_{\text{САХ}}}. \quad (2-50)$$

m_z^α для каждого крыла можно найти по следующей формуле:

$$m_{z \text{ кр}}^\alpha = C_{ya \text{ кр}}^\alpha \cdot (\bar{X}_{\text{ЦТ кр}} - \bar{X}_{F \text{ кр}}), \quad (2-52)$$

где потребный запас продольной устойчивости $(\bar{X}_{\text{ЦТ кр}} - \bar{X}_{F \text{ кр}})$ принимаем равным (-0,07).

$\bar{X}_{F \text{ кр}}$ можно найти по формуле

$$\bar{X}_{F \text{ кр}} = \bar{X}_{F \text{ проф}} + 0,033 \left(\lambda \cdot \text{tg} \chi_{1/2} + \frac{\eta-1}{\eta+1} \right) \left(\frac{\eta-1,7}{\eta} \right), \text{ где} \quad (2-53)$$

$$\bar{X}_{F \text{ проф}} = \frac{1}{4} \left[1 - 2(\bar{c}_{\text{ср}})^2 \right]. \quad (2-54)$$

Условие балансировки выполняется, если момент тангажа относительно центра тяжести имеет положительный знак при нулевой подъемной силе: $(m_z)_{C_{ya}=0} > 0$.

В таком случае

$$(C_{ya1})_{C_{ya}=0} \bar{l}_1 - (C_{ya2})_{C_{ya}=0} \frac{l-b_{\text{САХ}} \bar{l}_1}{b_{\text{САХ}}} + (m_{z1})_{C_{ya}=0} + (m_{z2})_{C_{ya}=0} > 0, \text{ откуда} \quad (2-55)$$

$$\bar{l}_1 > \frac{(C_{ya2})_{C_{ya}=0} l - b_{\text{САХ}} (m_{z1})_{C_{ya}=0} - b_{\text{САХ}} (m_{z2})_{C_{ya}=0}}{b_{\text{САХ}} \left((C_{ya1})_{C_{ya}=0} + (C_{ya2})_{C_{ya}=0} \right)}. \quad (2-56)$$

Для вычисления $(C_{ya1})_{C_{ya}=0}$, $(C_{ya2})_{C_{ya}=0}$, а также $(m_{z1})_{C_{ya}=0}$ и $(m_{z2})_{C_{ya}=0}$ используем выражения

$$C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha_{\text{эфф}} - \alpha_{C_{ya}=0 \text{ с-та}}), \quad (2-57)$$

$$(m_{z1})_{C_{ya}=0} = m_{z0 \text{ кр}} + m_{z \text{ кр}}^\alpha \alpha_{C_{ya}=0 \text{ с-та}}. \quad (2-58)$$

Пересчитаем найденное предельное положение центровок самолета (\bar{l}_1 и \bar{l}_2) на $b_{\text{САХ экв}}$ (рисунок 2-11).

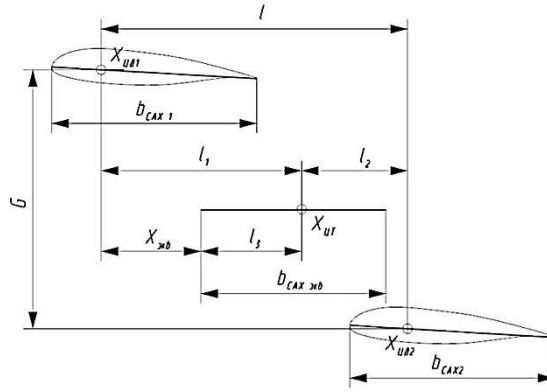


Рисунок 2-11 - Положение $b_{САХ экв}$

Для этого воспользуемся формулой, позволяющей определить расстояние от носка эквивалентной хорды до центра давления переднего крыла:

$$X_{ЭКВ} = \frac{l}{1 + \frac{S_1}{S_2} K} - \frac{S_1 + S_2}{4\sqrt{l_1^2 + l_2^2}}, \text{ где} \quad (2-59)$$

l – аэродинамическое плечо тандема,

K – коэффициент, учитывающий разность углов установки крыльев, скосы и торможение потока за передним крылом,

$$K = \frac{1 + 0,07\Delta\varphi}{(0,9 + 0,2\frac{G}{l})(1 - 0,02\frac{S_1}{S_2})}, \quad (2-60)$$

$$\Delta\varphi = \alpha_{уст 1} - \alpha_{уст 2}, \quad (2-61)$$

G – высота бипланной коробочки.

Если представить расстояние от носка эквивалентной хорды до текущего положения центра масс как l_3 , то можно записать, что

$$l_3 = l_1 - X_{ЭКВ} = b_{САХ} \cdot \bar{l}_1 - X_{ЭКВ}. \quad (2-62)$$

$$\bar{l}_3 = \frac{l_3}{b_{САХ экв}} = \frac{l_3}{b_{САХ}} = \frac{b_{САХ} \cdot \bar{l}_1 - X_{ЭКВ}}{b_{САХ}}. \quad (2-63)$$

Наконец, определим, какое значение должна иметь предельно задняя центровка самолета при заданной степени статической устойчивости.

Известно, что

$$m_{z c-t}^{c_y} = \bar{X}_{T пз} - \bar{X}_F = -\frac{m_z^g}{C_{ya}^\alpha}. \quad (2-64)$$

Для самолета коробчатой схемы производную коэффициента подъемной силы по углу атаки и производную коэффициента момента тангажа по углу атаки найдем следующим образом:

$$C_{ya c-t}^\alpha = \bar{S}_1 C_{ya1}^\alpha + \bar{S}_2 C_{ya2}^\alpha = \frac{C_{ya1}^\alpha \text{эфф} + C_{ya2}^\alpha \text{эфф}}{2}, \quad (2-65)$$

$$m_{z\ c-\tau}^{\alpha} = \bar{l}_1 \bar{S}_1 C_{ya1\ \text{эфф}}^{\alpha} - \bar{l}_2 \bar{S}_2 C_{ya2\ \text{эфф}}^{\alpha} = \frac{\bar{l}_1 C_{ya1\ \text{эфф}}^{\alpha} - \bar{l}_2 C_{ya2\ \text{эфф}}^{\alpha}}{2}. \quad (2-66)$$

Учитывая, что $-\bar{l}_2 = \bar{l} - \bar{l}_1$, \bar{l}_1 из (2-66):

$$\bar{l}_1 = \frac{2m_{z\ c-\tau}^{\alpha} + \bar{l} C_{ya2\ \text{эфф}}^{\alpha}}{C_{ya1\ \text{эфф}}^{\alpha} + C_{ya2\ \text{эфф}}^{\alpha}}. \quad (2-65)$$

Далее пересчитаем координату центра тяжести на $b_{\text{САХ экв}}$:

$$\bar{l}_3 = \frac{b_{\text{САХ}} \cdot \bar{l}_1 - X_{\text{эКВ}}}{b_{\text{САХ}}} = \bar{X}_{T\ \text{пз}}. \quad (2-66)$$

Положение фокуса самолета для обеспечения заданной степени статической устойчивости найдем следующим образом:

$$X_F = \bar{X}_{T\ \text{пз}} - m_{z\ c-\tau}^{C_{ya}}. \quad (2-67)$$

В предлагаемой компоновке легкого самолета с крылом коробчатой схемы отсутствует горизонтальное оперение, управление и балансировка по тангажу осуществляется с помощью рулей высоты, установленных на внутренней части крыла. В предлагаемой модели был рассмотрено три варианта балансировки:

- рули высоты на переднем крыле;
- рули высоты на заднем крыле;
- рули высоты на обоих крыльях.

2.3.3 Аэродинамический момент тангажа самолета коробчатой схемы в установившемся прямолинейном полете без крена и скольжения.

Коэффициент аэродинамического момента тангажа самолета с крылом коробчатой схемы представим следующим образом:

$$m_{z\ \text{кС}} = m_{z\ \text{кр}\ 1} + m_{z\ \text{кр}\ 2} + m_{z\ \text{ф}} + m_{z\ \text{рв}\ 1} + m_{z\ \text{рв}\ 2} + m_{z\ \text{р}}, \quad (2-68)$$

где $m_{z\ \text{кр}}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа крыла,

$m_{z\ \text{ф}}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа фюзеляжа,

$m_{z\ \text{рв}}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа рулей высоты,

$m_{z\ \text{р}}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа от тяги винта.

$$m_{z\ \text{кр}} = m_{z\ 0\ \text{кр}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{F\ \text{кр}}) C_{ya} + (C_x - \alpha C_{ya}) \bar{y}_T, \quad (2-69)$$

где $m_{z\ 0\ \text{кр}}$ – коэффициент момента тангажа крыла при нулевой подъемной силе;

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_{\text{САХ}}},$$

$\bar{y}_T = \frac{y_T}{b_{\text{САХ}}}$ – безразмерные координаты ЦМ самолета, выраженные в долях САХ;

$\bar{x}_{F\ \text{кр}}$ – безразмерная координата фокуса крыла;

α – угол атаки крыла.

$$m_{z\phi} = \Delta m_{z0\phi} - \Delta \bar{x}_{F\phi} C_{ya}. \quad (2-70)$$

В первом приближении, учитывая форму фюзеляжа, можно принять $m_{z\phi} = 0,05$.

$$m_{zP} = -\left(C_p \bar{y}_p - 0,05 \frac{D^2}{S} \bar{x}_p C_{ya}\right), \quad (2-71)$$

где $C_p = \frac{P}{Sq}$,

$$\bar{x}_p = \frac{x_p}{b_{САХ}},$$

$$\bar{y}_p = \frac{y_p}{b_{САХ}},$$

D - диаметр винта.

Рули высоты на переднем и заднем крыле создают моменты, противоположные по знаку:

$$M_{z_{рв1}} = Y_{a_{рв1}} L_{рв1}, \quad (2-72)$$

$$M_{z_{рв2}} = -Y_{a_{рв2}} L_{рв2}, \quad (2-73)$$

где $Y_{a_{рв1}} = C_{ya_{рв1}} S_{рв1} q$,

$Y_{a_{рв2}} = C_{ya_{рв2}} S_{рв2} q$ - приращение подъемной силы крыла, вызванное отклонением рулей высоты,

$L_{рв1}$, $L_{рв2}$ - расстояние от центра масс самолета до точки приложения $Y_{a_{рв}}$. Плечо передних рулей высоты имеет положительный знак, плечо задних рулей высоты имеет отрицательный знак.

В пределах плавного обтекания коэффициент подъемной силы крыла C_{ya} является линейной функцией от угла атаки и угла отклонения рулей высоты. Поэтому можно записать

$$C_{ya_{рв1}} = C_{ya_{рв1}}^{\delta} \delta_{рв1} = C_{ya_{рв1}}^{\alpha} \delta_{рв1} n_{рв1}, \quad (2-74)$$

$$C_{ya_{рв2}} = C_{ya_{рв2}}^{\delta} \delta_{рв2} = C_{ya_{рв2}}^{\alpha} \delta_{рв2} n_{рв2}, \quad (2-75)$$

где $n_{рв} = \frac{C_{ya_{рв}}^{\delta}}{C_{ya_{рв}}^{\alpha}}$ - относительный коэффициент эффективности элеронов.

При докритических числах M для определения $n_{рв}$ можно пользоваться приближенной формулой

$$n_{рв} = 0,9 \sqrt{\frac{S_{рв}}{S_{кр}}} \cos \chi_0, \quad (2-76)$$

где χ_0 - угол стреловидности по передней кромке руля высоты.

Тогда

$$Y_{a_{рв}} = C_{ya_{рв}}^{\alpha} \delta_{рв} n_{рв} S_{рв} q, \quad (2-77)$$

$$m_{z_{рв1}} = C_{ya_{рв1}}^{\alpha} \delta_{рв1} n_{рв1} \bar{L}_{рв1}, \quad (2-78)$$

$$m_{z_{рв2}} = -C_{ya_{рв2}}^{\alpha} \delta_{рв2} n_{рв2} \bar{L}_{рв2}, \quad (2-79)$$

где $\bar{L}_{рв} = \frac{L_{рв}}{b_{САХ}}$.

2.3.4 Продольная балансировка самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете

Балансировка при заданной центровке и заданной подъемной силе достигается подбором угла атаки и положения стабилизатора (руля высоты), которые обеспечивают одновременное выполнение двух условий: $C_{Y_a} = const, m_{z_a} = const$. Влияние балансировки на несущие свойства ($C_{Y_a}^\alpha$) и сопротивление самолета (C_{x_a}) зависит от схемы самолета, взаимного расположения центра масс самолета, аэродинамического фокуса по углу атаки самолета и аэродинамического фокуса по углу атаки самолета без горизонтального оперения, а также от знака и величины продольного момента при нулевой подъемной силе ($m_{z_{a0}}$).

Запишем уравнение балансировки самолета с крылом коробчатой схемы, в режиме установившегося прямолинейного полета:

$$m_{z_{кр1}} + m_{z_{кр2}} + m_{z_{\phi}} + m_{z_{рв1}} + m_{z_{рв2}} + m_{z_P} = 0, \quad (2-80)$$

где C_{y_a} , входящий в выражения для $m_{z_{кр1}}$ и $m_{z_{кр2}}$, определяется при $\delta_{рв1} = \delta_{рв2} = 0$ и для режима горизонтального полета находится следующим образом:

$$C_{y_{a0}} = C_{y_a} - C_{y_a}^\delta \delta_{рв1} - C_{y_a}^\delta \delta_{рв2}. \quad (2-81)$$

Выразим $\delta_{рв1}$ из (2-80) и (2-81):

$$\delta_{рв1} = \frac{- \left(m_{z_{кр1}} + m_{z_{кр2}} + m_{z_{\phi}} + m_{z_P} + m_{z_{рв2}} \left(1 + \frac{m_z^{C_{y_a}}}{\bar{L}_{рв2}} \right) \right)}{C_{y_{a\ рв1}}^\alpha n_{рв1} \bar{L}_{рв1} \left(1 + \frac{m_z^{C_{y_a}}}{\bar{L}_{рв1}} \right)} \quad (2-82)$$

Задавшись рядом значений $\delta_{рв2}$, можно определить соответствующие им значения $\delta_{рв1}$ в режиме балансировки.

На *рисунке 2-13* представлена зависимость потребного суммарного балансировочного отклонения рулей высоты от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями. Здесь $\sum |\delta_i| = |\delta_{рв1}| + |\delta_{рв2}|, \delta_{рв2} = const$.

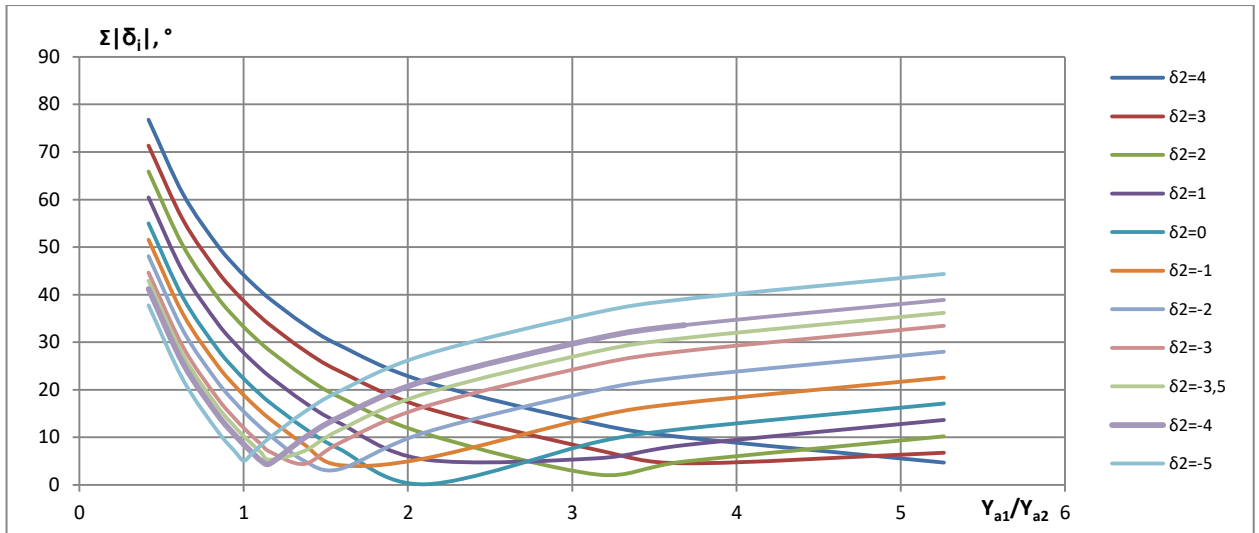


Рисунок 2-13 - Зависимость требуемого суммарного отклонения рулей высоты от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями, при $\delta_{p2} = \text{const}$

Далее (рисунок 2-14) представлена та же зависимость, но при фиксированных значениях отклонения руля высоты на переднем крыле.

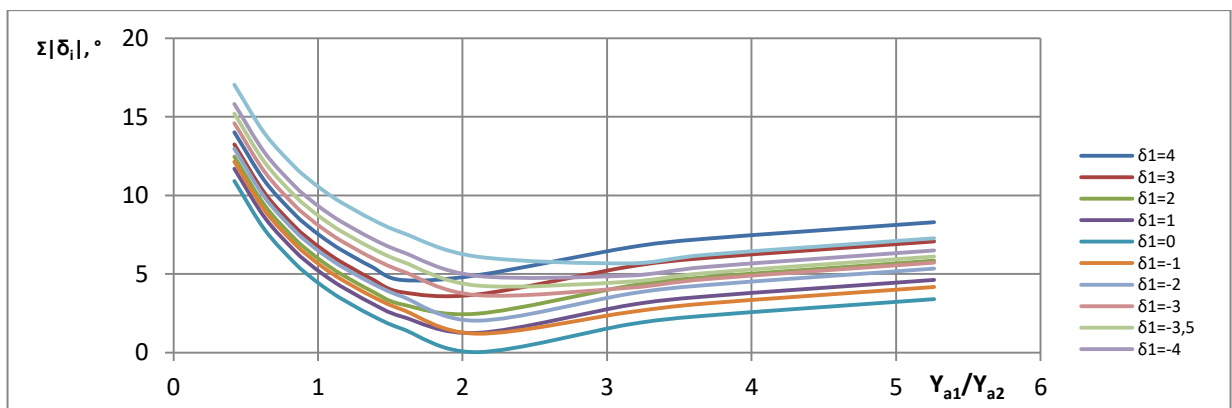


Рисунок 2-14 - Зависимость требуемого суммарного отклонения элевон от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями, при $\delta_{p1} = \text{const}$

Согласно графикам, минимальное суммарное балансирующее отклонение рулей высоты при заданной степени продольной статической устойчивости и заданной геометрии соответствует соотношению подъемной силы, приблизительно равному 2; при этом балансирующие углы отклонения переднего и заднего рулей высоты в горизонтальном полете практически равны нулю.

Теперь рассмотрим одновременное отклонение рулей высоты на равные по модулю, но противоположные по знаку углы атаки. В таком случае можно записать, что

$$\delta_{p2} = -\delta_{p1}.$$

Тогда

$$m_{z_{p2}} = -(C_{ya_{p2}}^{\alpha} \delta_{p1} n_{p2} \bar{L}_{p2}), \quad (2-80)$$

$$\delta_{рв 1} = \frac{-(m_{z кр 1} + m_{z кр 2} + m_{z ф} + m_{z р})}{C_{ya_{рв 1}} n_{рв 1} \bar{L}_{рв 1} \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{рв 1}}\right) - (-C_{ya_{рв 2}} n_{рв 2} \bar{L}_{рв 2}) \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{рв 2}}\right)} \quad (2-81)$$

Построим балансировочные кривые $\delta_{рв} = f(C_{ya})$ при $H = \text{const}$ и $n_y = 1$ для трех значений соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев: 0,9; 1; 1,5 (пример показан на рисунках 2-15, 2-16).

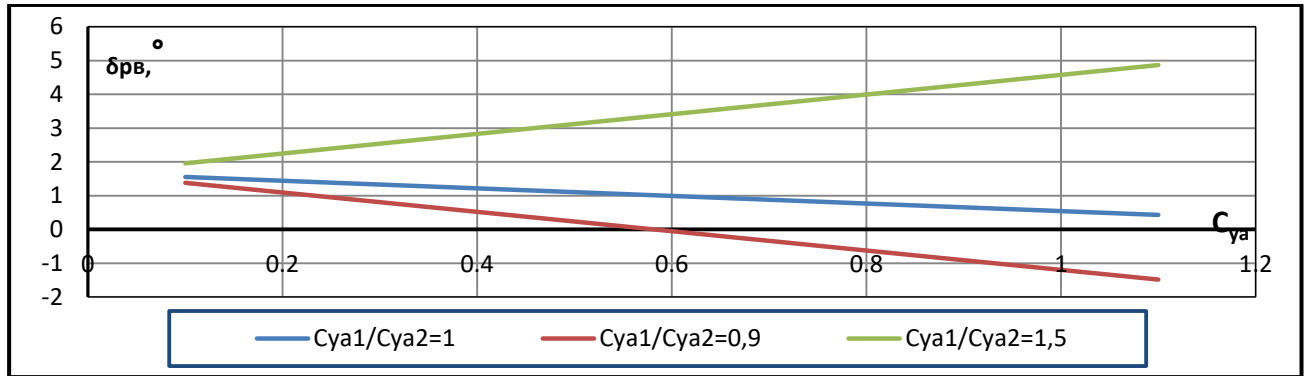


Рисунок 2-15- Балансировочные кривые для случая балансировки при помощи задних рулей высоты

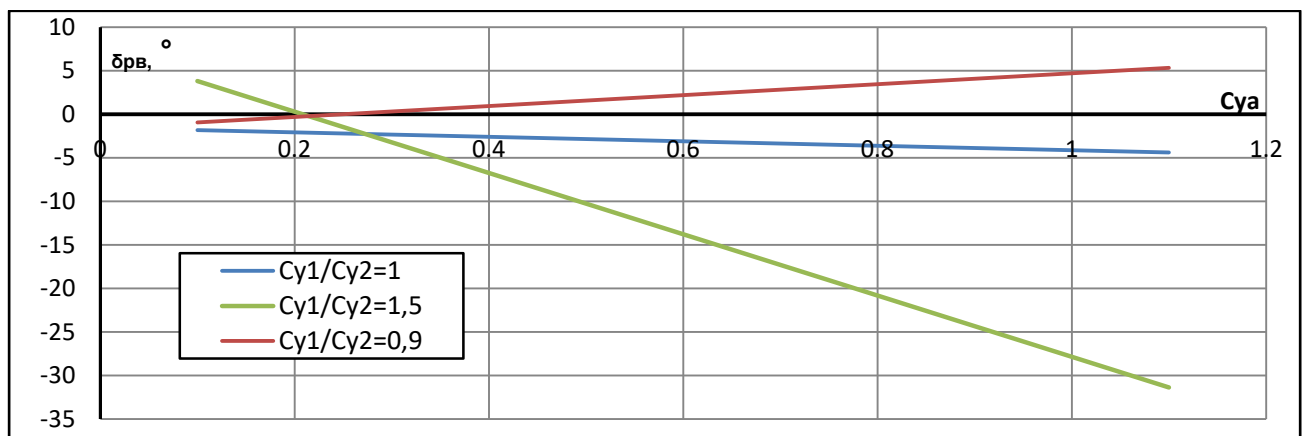


Рисунок 2-16- Балансировочные кривые для случая балансировки при помощи передних рулей высоты

Из графиков следует, что при $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} = 1$ балансировочное положение органов продольного управления практически не зависит от C_{ya} (следовательно, V), самолет нейтрален в продольном канале; при $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} > 1$ самолет неустойчив в продольном канале; при $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} < 1$ самолет устойчив.

На рисунке 2-17 представлена зависимость балансировочных углов отклонения рулей высоты одновременно на переднем и на заднем крыле от коэффициента подъемной силы.

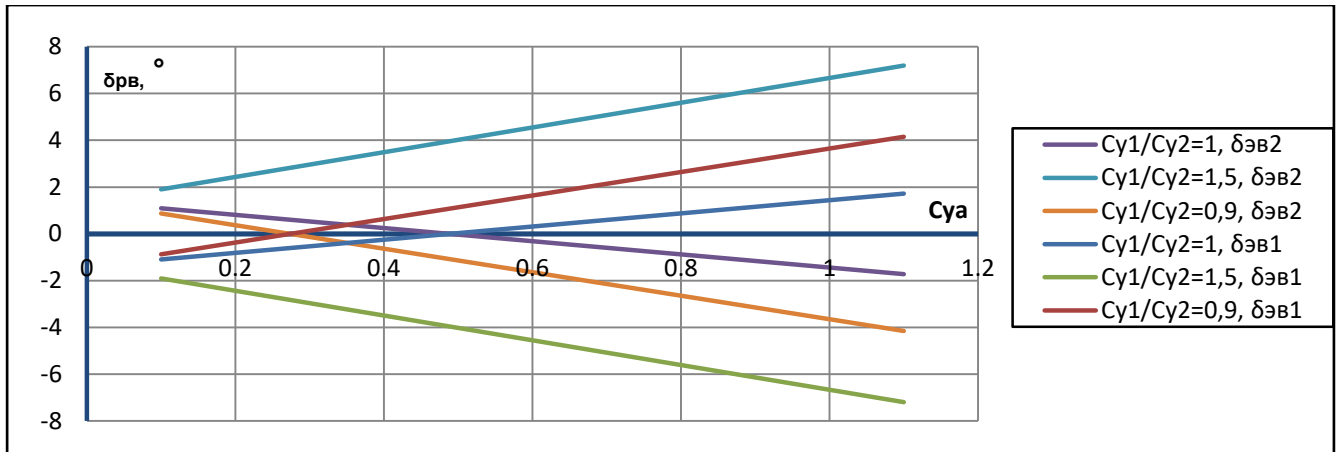


Рисунок 2-17- Балансировочные кривые для балансировки при помощи передних и задних рулей высоты

Для дальнейшей работы выбрано соотношение подъемной силы крыльев $n = \frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} = 0,9$.

В этом случае индуктивное сопротивление по сравнению с минимальным увеличивается на 5,3%, согласно теории Прандтля (формула 2-1).

Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки при $\delta_{рв1} = \delta_{рв2} = 0$ для выбранной компоновки представлена на рисунке 2-18.

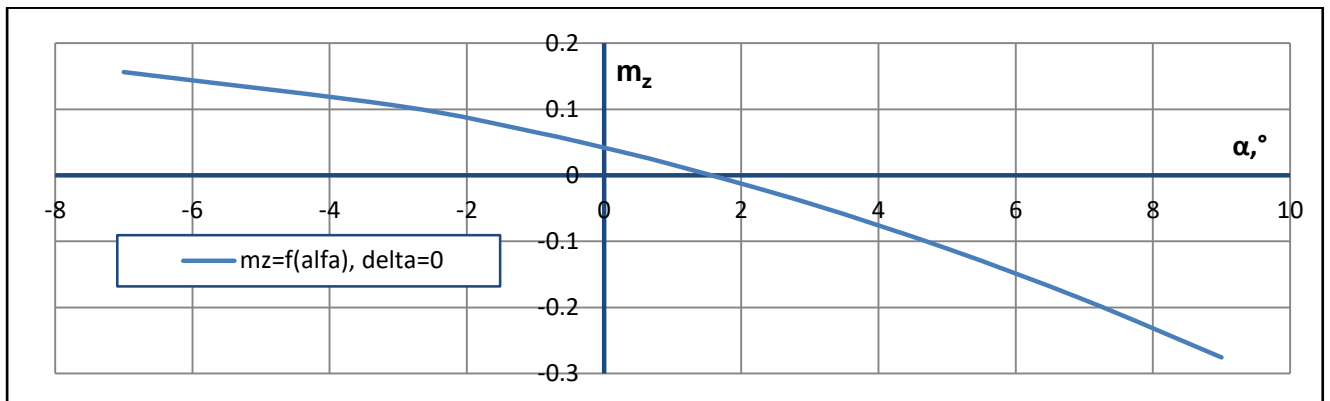


Рисунок 2-18 - Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

2.3.5 Потери, связанные с балансировкой самолета

Полный коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете в режиме балансировки

$$C_{ya\delta} = C_{ya0} + C_{ya}^{\alpha} \alpha + C_{ya\text{рв}1}^{\delta} \delta_{рв1} + C_{ya\text{рв}2}^{\delta} \delta_{рв2}, \quad (2-82)$$

где $C_{ya0} = C_{ya}^{\alpha} \alpha_0$.

Балансировочные углы отклонения рулей высоты найдем с помощью уравнения для коэффициента момента тангажа в режиме балансировки:

$$m_{z\text{с-т}} = m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_1} \delta_1 + m_z^{\delta_2} \delta_2, \quad (2-83)$$

где $m_z^{\delta_1} = C_{ya\text{рв}1}^{\alpha} n_{рв1} \bar{L}_{рв1}$,

$$m_{z2}^{\delta} = C_{ya}^{\alpha} n_{pв2} \bar{L}_{pв2}$$

При $\delta_2 = const$

$$\delta_1 = \frac{-(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_{z2}^{\delta} \delta_2)}{m_{z1}^{\delta}} \quad (2-84)$$

Аналогично при $\delta_1 = const$

$$\delta_2 = \frac{-(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_{z1}^{\delta} \delta_1)}{m_{z2}^{\delta}} \quad (2-85)$$

При синхронном отклонении рулей высоты

$$\delta_{pв1} = -\delta_{pв2},$$

$$\delta_1 = \frac{-(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha)}{m_{z1}^{\delta} - m_{z2}^{\delta}} \quad (2-86)$$

Влияние балансировки самолета на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки представлено на *рисунке 2-19*.

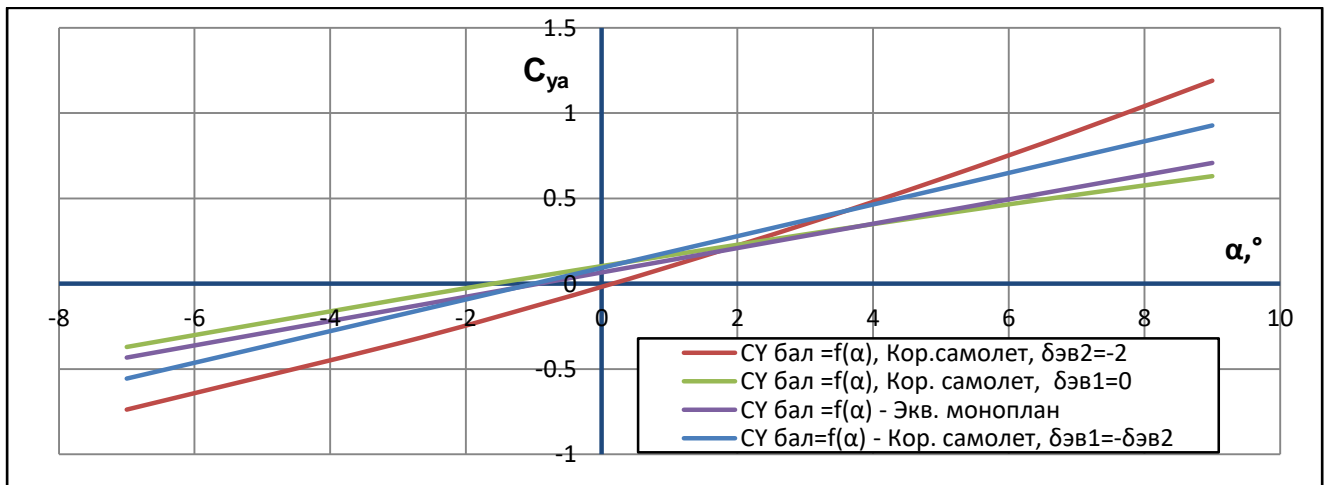


Рисунок 2-19 - Зависимость $C_Y = f(\alpha)$ для самолета корабчатой схемы

Балансировочные кривые представлены на *рисунке 2-20*.

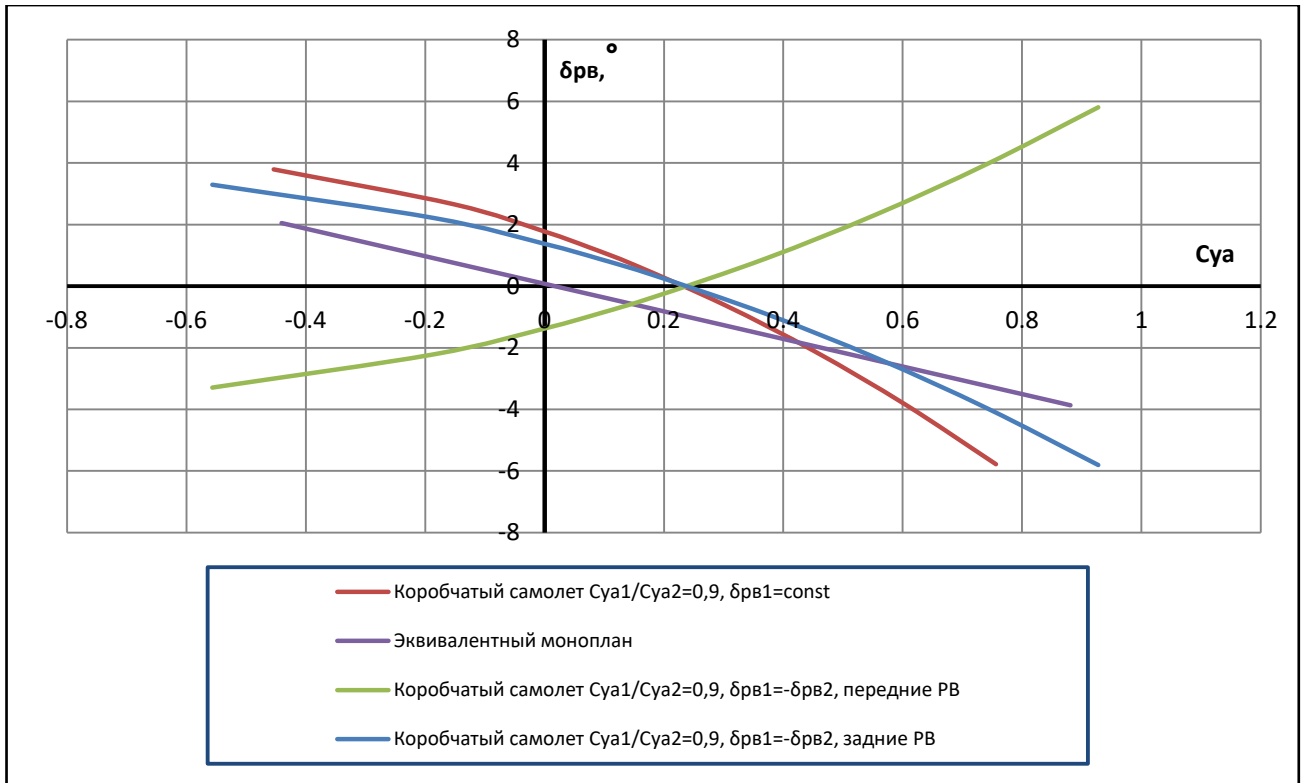


Рисунок 2-20-Балансировочные кривые

Как и следовало ожидать, при отклонении руля высоты на переднем крыле производная коэффициента подъемной силы по углу атаки больше производной коэффициента подъемной силы по углу атаки исходной конфигурации, при отклонении руля высоты на заднем крыле возникают балансировочные потери; при синхронном отклонении производная коэффициента подъемной силы по углу атаки не меняется.

Увеличение лобового сопротивления при балансировке можно оценить следующим образом [5, с. 75]:

$$(\Delta C_{xa})_{\delta_{рв2}=const} = \frac{1}{C_{ya_{рв1}}^{\alpha}} (\Delta C_{ya_{рв1}})^2_{\delta_{рв2}=const} + \frac{1}{C_{ya_{рв2}}^{\alpha}} (\Delta C_{ya_{рв2}})^2_{\delta_{рв2}=const}, \quad (2-87)$$

$$(\Delta C_{xa})_{\delta_{рв1}=const} = \frac{1}{C_{ya_{рв1}}^{\alpha}} (\Delta C_{ya_{рв1}})^2_{\delta_{рв1}=const} + \frac{1}{C_{ya_{рв2}}^{\alpha}} (\Delta C_{ya_{рв2}})^2_{\delta_{рв1}=const}. \quad (2-88)$$

Результаты расчета представлены на *рисунке 2-21*.

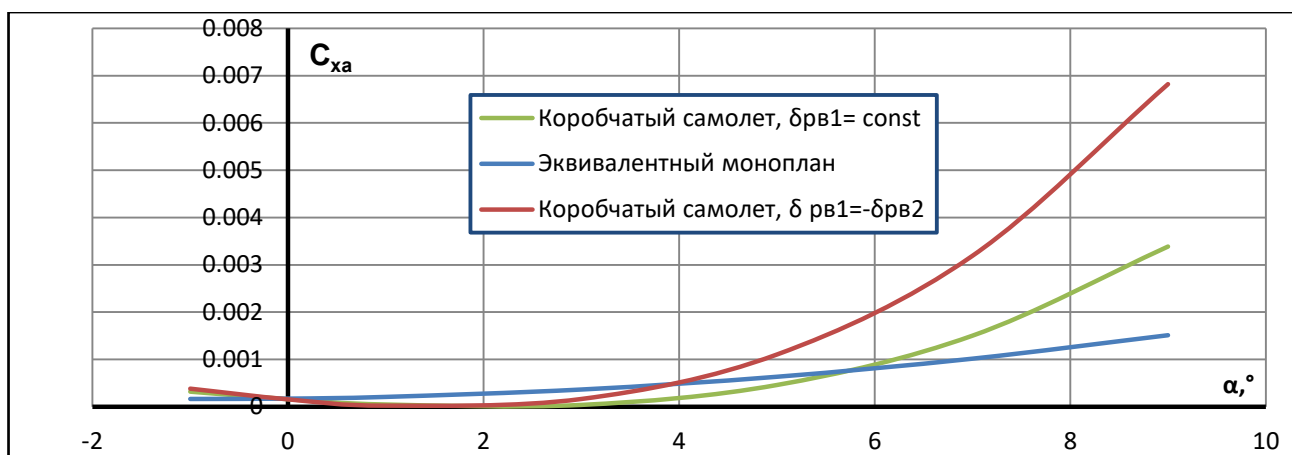


Рисунок 2-21- Прирост сопротивления при балансировке

Выполнение условия устойчивости ведет к увеличению индуктивного сопротивления схемы относительно минимально возможной величины (на 5,3% при $n=0,9$), прирост лобового сопротивления при балансировке на малых углах атаки минимален при фиксированном положении передних рулей высоты ($\delta_{rv1} = const = 0$).

Анализ графиков показывает следующее:

- наибольшая производная коэффициента подъемной силы по углу атаки соответствует коробчатому самолету с фиксированными задними рулями высоты;
- в горизонтальном прямолинейном полете наименьшие балансировочные углы отклонения управляющих поверхностей требуются от коробчатого самолета с крыльями, создающими одинаковую подъемную силу $C_{ya1}/C_{ya2} = 1$;

– большой прирост лобового сопротивления при балансировке коробчатого самолета связан с тем, что рули высоты расположены на небольшом плече относительно расчетного центра тяжести самолета; при этом рули высоты на переднем крыле менее эффективны, чем задние, потому что находятся на еще меньшем плече, чем задние рули высоты (несмотря на то, что задние рули высоты находятся в зоне скоса потока от переднего крыла).

Прирост лобового сопротивления при балансировке с помощью задних рулей высоты чуть меньше, чем при балансировке с помощью синхронного отклонения рулей высоты, однако балансировочная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки при балансировке только задними рулями высоты ниже.

В *таблицах 2-2 и 2-3* представлены структура модуля исследования устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы, а также перечислены графики и выводы, которые из них следуют.

Таблица 2-2 - Модуль исследования устойчивости и балансировки. Структура расчета

№	Этап расчета	Основные формулы
1	Аэродинамический момент тангажа самолета коробчатой схемы в установившемся прямолинейном полете без крена и скольжения	$m_{z\text{кс}} = m_{z\text{кр}1} + m_{z\text{кр}2} + m_{z\phi} + m_{z\text{рв}1} + m_{z\text{рв}2} + m_{z\text{р}}$ $M_{z\text{рв}1} = Y_{\text{рв}1} L_{\text{рв}1}$ $M_{z\text{рв}2} = -Y_{\text{рв}2} L_{\text{рв}2}$
Продольная балансировка самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном установившемся полете:		
2	при фиксированном положении рулей высоты на одном из крыльев	$\delta_{\text{рв}1} = \frac{-\left(m_{z\text{кр}1} + m_{z\text{кр}2} + m_{z\phi} + m_{z\text{р}} + m_{z\text{рв}2} \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{\text{рв}2}}\right)\right)}{C_{ya\text{рв}1}^{\alpha} n_{\text{рв}1} \bar{L}_{\text{рв}1} \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{\text{рв}1}}\right)}$
	при синхронном отклонении рулей высоты на переднем и на заднем крыльях	$\delta_{\text{рв}2} = -\delta_{\text{рв}1},$ $\delta_{\text{рв}1} = \frac{-(m_{z\text{кр}1} + m_{z\text{кр}2} + m_{z\phi} + m_{z\text{р}})}{C_{ya\text{рв}1}^{\alpha} n_{\text{рв}1} \bar{L}_{\text{рв}1} \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{\text{рв}1}}\right) - (-C_{ya\text{рв}2}^{\alpha} n_{\text{рв}2} \bar{L}_{\text{рв}2}) \left(1 + \frac{m_z^{C_{ya}}}{L_{\text{рв}2}}\right)}$
3	Потери, связанные с балансировкой самолета	$C_{ya\delta} = C_{ya0} + C_{ya}^{\alpha} \alpha + C_{ya\text{рв}1}^{\delta} \delta_{\text{рв}1} + C_{ya\text{рв}2}^{\delta} \delta_{\text{рв}2}$ $(\Delta C_{xa})_{\delta_{\text{рв}2}=\text{const}} = \frac{1}{C_{ya\text{рв}1}^{\alpha}} (\Delta C_{ya\text{рв}1})_{\delta_{\text{рв}2}=\text{const}}^2 + \frac{1}{C_{ya\text{рв}2}^{\alpha}} (\Delta C_{ya\text{рв}2})_{\delta_{\text{рв}2}=\text{const}}^2$

Таблица 2-3 – Модуль исследования устойчивости и балансировки (перечислены графики и выводы)

Основные графики модуля исследования устойчивости и балансировки	Основные выводы по графикам
<p>1. Зависимость потребного суммарного отклонения элевонов от соотношения подъемной силы, создаваемой передним и задним крыльями, при фиксированном положении задних и передних элевонов:</p>	<p>Минимальное суммарное балансировочное отклонение элевонов при заданной геометрии соответствует соотношению подъемной силы, приблизительно равному 2; при этом балансировочные углы отклонения переднего и заднего элевонов в горизонтальном полете практически равны нулю.</p>
<p>2. Балансировочные кривые при $H=const$ и $n_y=1$ для трех значений соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}}$: 0,9; 1; 1,5:</p>	<p>При $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} = 1$ балансировочное положение органов продольного управления практически не зависит от C_{ya} (следовательно, V), самолет нейтрален в продольном канале; при $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} > 1$ самолет неустойчив в продольном канале; при $\frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} < 1$ самолет устойчив.</p>
<p>3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки с учетом балансировки: $C_{ya\text{ бал}} = f(\alpha)$</p>	<p>При отклонении рулей высоты на переднем крыле производная коэффициента подъемной силы по углу атаки больше производной коэффициента подъемной силы по углу атаки исходной конфигурации, при отклонении рулей высоты на заднем крыле возникают балансировочные потери; при синхронном отклонении рулей на заднем и переднем крыльях производная коэффициента подъемной силы по углу атаки не меняется.</p>
<p>4. Прирост лобового сопротивления вследствие балансировки: $(\Delta C_{xa})_{\text{бал}} = f(\alpha)$</p>	<p>Прирост лобового сопротивления, связанный с балансировкой самолета, существенно выше при фиксированном положении задних рулей высоты, чем при фиксированном положении передних рулей высоты либо при синхронном отклонении рулей высоты на обоих крыльях.</p>

5	Прирост лобового сопротивления при изменении соотношения подъемной силы крыльев: $\frac{X_{ai \text{ кор}}}{X_{ai \text{ min}}} = f\left(\frac{Y_{a1}}{Y_{a2}}\right)$	Позволяет определить, с каким приростом индуктивного сопротивления относительно минимально возможного связано обеспечение заданной степени продольной статической устойчивости.
----------	---	---

В таблице 2-4 представлена методика формирования геометрии аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы, основанная на предложенных модулях научно-методического обеспечения.

Таблица 2-4 – Определение геометрических параметров аэродинамических профилей легкого самолета с крылом коробчатой схемы

Параметры профиля	Методика определения параметров профиля	
$\bar{f}_{max}, \bar{X}_{f \text{ max}},$ $f = f(z),$ $c = f(z),$ форма носовой и хвостовой частей профиля	Модуль исследования устойчивости и балансировки	
	Аэродинамический модуль	
$\bar{c}_{max}, \bar{X}_{c \text{ max}},$ углы установки крыльев	<i>Подбираются на основе:</i>	<ul style="list-style-type: none"> • потребных значений $C_{ya \text{ max пр}}, C_{xa \text{ min}}, K_{max},$ • потребной строительной высоты сечений, • заданных значений $\Delta\alpha_{крпр}$ и ΔC_{ya} переднего и заднего крыльев для расчетного режима полета

Заключение к главе 2

Во второй главе изложены применяемые в данной работе подходы к расчету геометрии профилей, оценке АДХ самолета с крылом коробчатой схемы, а также метод определения потребного соотношения подъемной силы переднего и заднего крыльев. Раскрыт подход к анализу продольной балансировки самолета с крылом коробчатой схемы в горизонтальном полете. Показан прирост индуктивного сопротивления вследствие обеспечения заданной

продольной статической устойчивости, а также произведена оценка балансирующего сопротивления самолета с крылом коробчатой схемы (при различных вариантах осуществления балансировки).

Разработанные модули научно-методического обеспечения предназначены для применения на этапе определения основных геометрических параметров самолета с крылом коробчатой схемы, и позволяют в первом приближении решить следующие задачи:

- профилировка крыльев;
- определение потребного соотношения подъемной силы крыльев;
- определение углов установки крыльев с учетом схода потока на расчетном режиме полета;
- выбор способа балансировки самолета.

Глава 3: Внедрение разработанных модулей научно-методического обеспечения в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. Верификация предложенных методик расчета

В главе 3 аэродинамический модуль и модуль исследования устойчивости и балансировки были внедрены в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы.

3.1 Внедрение разработанных расчетных моделей в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы

3.1.1 Выбор категории самолета для исследования

С целью обоснования выбора категории самолета для данного исследования назовем основные особенности коробчатой схемы.

С позиции аэродинамики главным достоинством коробчатого крыла является относительно малое индуктивное сопротивление. Однако обтекание потоком двух несущих поверхностей, расположенных выше и ниже фюзеляжа, может быть связано с весьма существенным сопротивлением интерференции. Такая компоновка будет иметь относительно низкие значения коэффициента максимальной подъемной силы и аэродинамического качества.

Следствием малого индуктивного сопротивления может устать улучшение технических характеристик самолета: например, связанное с относительно низким индуктивным сопротивлением снижение расхода топлива позволяет уменьшить взлетный вес, или увеличить вес целевой нагрузки, или увеличить дальность полета. Однако в случае увеличения веса конструкции крыла по сравнению с эквивалентным консольным крылом суммарный положительный эффект от применения коробчатой схемы может оказаться несущественным.

Малый располагаемый внутренний объем в крыльях может потребовать от проектировщика поиска альтернативных вариантов размещения топлива.

Рули направления, располагаемые на вертикальных стабилизаторах, соединяющих переднее и заднее крылья, находятся вне зоны затенения от фюзеляжа, благодаря чему даже при срыве потока с фюзеляжа не происходит потери устойчивости в путевом канале и канале крена.

Местная жесткость крыльев коробчатой схемы меньше, чем у консольного крыла, поскольку они обладают меньшей строительной высотой, однако деформации и прогибы от изгибающего момента у коробчатого крыла меньше, чем у моноплана; такая особенность коробчатой схемы позволяет достичь высокой эффективности работы всех отклоняемых поверхностей, расположенных на крыльях, и как следствие – хороших характеристик устойчивости и управляемости. Тем не менее, при наличии ограничения на перемещение

центра тяжести, связанным со стремлением обеспечить максимальную аэродинамическую эффективность компоновки, усложняется достижение приемлемого уровня устойчивости и управляемости в продольном канале. Следует отметить характерный для коробчатой схемы сравнительно большой момент инерции относительно поперечной оси.

Рассмотрим, в рамках какой категории самолетов достоинства коробчатого крыла могут оказаться существенней его недостатков и обеспечить ему преимущество перед альтернативными схемами.

Магистральные самолеты

Подавляющее большинство исследователей, интересующихся коробчатым крылом, работали над проектами магистральных самолетов (например, [51, 55, 58, 60, 63, 70, 78, 85, 98, 101]). Однако малый располагаемый объем в крыльях, низкие скорости флаттера, характерные для крыла коробчатой схемы, и с другой стороны - преобладание в профиле полета магистрального самолета крейсерского режима с относительно малым индуктивным сопротивлением являются важными аргументами против применения коробчатой схемы в проектах магистральных самолетов. Как правило, длина участка горизонтального полета магистрального самолета составляет не менее 70% от полной практической дальности полета с учетом набора высоты и снижения с эшелона [27, стр. 12]. Низкий коэффициент максимальной подъемной силы и низкое максимальное аэродинамическое качество также снижают конкурентоспособность такой несущей системы в «большой» авиации. В работе [86] показано, что оптимальной конфигурацией крыла магистрального самолета с фиксированным размахом и фиксированной корневой хордой является консольное крыло с вертикальной законцовкой. Этот результат был получен в автоматизированном режиме в рамках междисциплинарной (аэродинамика и прочность) оптимизации крыла. Коробчатое крыло при запрете на изменение длины корневой хорды имеет преимущество перед остальными неплоскими схемами только в том случае, если в расчет не входит вес конструкции крыла и не учитывается вязкое сопротивление среды.

В [70] показано, что при заданной дальности, высоте, числе M полета, превышающими соответственно 3700 км, 10000 м, 0,78, и числе пассажиров, превышающим 200 человек, коробчатое крыло не может реализовать ни одно из своих преимуществ перед консольным. Однако при меньших дальностях и высотах полета коробчатое крыло оказывается эффективнее консольного. Автором был произведен расчет изменения расхода топлива для четырех вариантов ближне-среднемагистрального самолета по сравнению с эквивалентными им самолетами с консольным крылом. Все варианты проектировались по своим ТЗ, различающимся величиной коммерческой нагрузки, дальностью, крейсерской скоростью и

высотой. Наиболее эффективным с позиции снижения расхода топлива по сравнению с эквивалентным монопланом оказался вариант с наименьшими потребными значениями высоты, скорости полета и коммерческой нагрузки (он дал снижение расхода топлива на 5,1%). Однако аэродинамическое качество этого варианта было несколько хуже качества его консольного прототипа. Автор объясняет данный факт тем, что чем меньше взлетный вес самолета, тем большего эффекта следует ожидать от оптимизации конструкции крыла (рисунок 3-1), и чем «мягче» требования к самолету, тем менее существенными становятся его относительные недостатки в аэродинамических характеристиках.

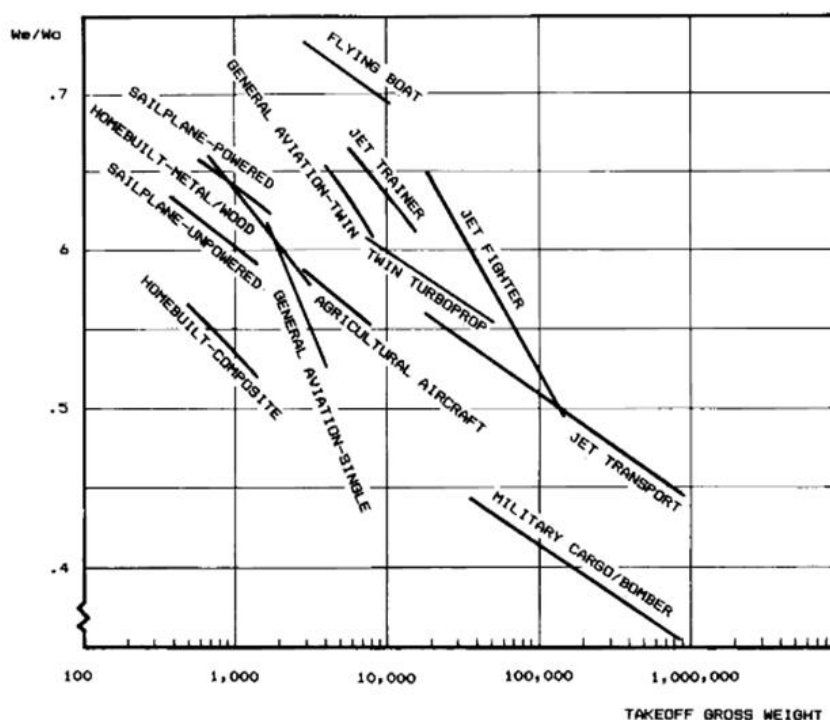


Рисунок 3-1 – Относительный вес пустого самолета; приведены самолеты различных категорий и назначения [57, с. 13]

Легкие и ультралегкие самолеты

При полете самолета на относительно небольшие дистанции существенная доля расходуемого топлива приходится на режим взлета и посадки, когда индуктивное сопротивление может достигать до 90% от общего сопротивления самолета [46, стр. 52]. Это означает, что снижение величины индуктивного сопротивления легкого самолета может привести к *практически значимому* снижению потребной массы топлива, увеличению полезной нагрузки, либо к увеличению дальности полета.

Оптимизация конструкции крыла легкого самолета с целью снижения его веса может дать более существенный эффект, чем оптимизация крыла магистрального самолета [46, стр. 41]. С другой стороны, нагрузки на силовые элементы ультралегких самолетов настолько малы, что размеры их сечений могут достигать технологических ограничений. Применение

коробчатой схемы на ультралегком самолете могло бы быть оправдано в том случае, если бы его конструкция изготавливалась из композиционных материалов, и снижение взлетного веса самолета за счет малого индуктивного сопротивления дало бы ему конкурентное преимущество на рынке. Однако, согласно [63, с. 2], в аппаратах с очень малой нагрузкой на крыло (в том числе ультралегкие самолеты, беспилотные летательные аппараты малых весовых категорий) главное преимущество коробчатой схемы – относительно малое индуктивное сопротивление – оказывается несущественным и не может повлиять на взлетный вес самолета даже с оптимальной конструкцией крыла и других агрегатов.

Итак, главное достоинство коробчатой схемы – низкое индуктивное сопротивление – может оказать ощутимое влияние на характеристики в первую очередь легкого самолета, в связи с чем в данной работе будут исследованы свойства расчетных моделей легкого самолета.

Интересно рассмотреть, насколько особенности самолета с коробчатым крылом могут соответствовать частным требованиям, предъявляемым к некоторым типам легких самолетов. Рассмотрим, к примеру, **патрульный самолет**. Согласно [39, с. 11], для патрульного самолета определяющими частными требованиями являются:

- большая дальность и продолжительность полета;
- высокая топливная экономичность;
- возможность взлета с мягкого грунта с травяным покровом.

Выполнение первых двух требований обеспечивается благодаря одному из главных достоинств коробчатой схемы – низкому индуктивному сопротивлению.

Для **спортивно-пилотажных самолетов** важными частными требованиями являются ([39, с. 11], и [37, с. 170]):

- высокие значения максимально допустимой эксплуатационной перегрузки;
- высокие маневренные характеристики, хорошие штопорные свойства;
- одинаковая эффективность рулей высоты для создания положительных и отрицательных перегрузок; как можно более полная симметричность в прямом и перевернутом полете;
- хороший обзор из кабины летчика;
- хорошие разгонные характеристики.

Некоторые из указанных требований можно реализовать в рамках коробчатой схемы. Так, например, высокая маневренность спортивного самолета с крылом коробчатой схемы может быть обеспечена благодаря применению НУБС и НУПС (за счет отклонения рулей высоты на обоих крыльях, а также рулей направления на обеих несущих поверхностях,

соединяющих крылья). Далее, благодаря своей компактности самолет с крылом коробчатой схемы обладает малым аэродинамическим демпфированием и позволяет энергично выполнять фигуры высшего пилотажа. Жесткость системы крыльев позволяет сохранить эффективность рулей даже при больших перегрузках. Однако коробчатая схема, также как и тандемная схема, не обладает в должной мере динамическими свойствами, позволяющими самолету четко выполнять штопор плоский и крутой, прямой и перевернутый, быть максимально приспособленным для выполнения штопорных бочек при разном положении в пространстве.

При установке на нижнем и верхнем крыльях поворачивающихся винтов возможно применение коробчатой схемы в рамках *легкого электрического самолета вертикального взлета и посадки*. На двух крыльях, разнесенных в продольном и поперечном направлениях, можно разместить то количество винтов, которое необходимо для обеспечения заданных значений устойчивости, управляемости и тяги на всех режимах полета. Вертикальный взлет и посадка позволяют отказаться от большинства традиционных взлетно-посадочных устройств, а управление с помощью дифференциального изменения тяги винтов - от традиционных аэродинамических рулей. Шасси в рамках такой концепции может иметь упрощенную и облегченную конструкцию. Обдув винтами крыла повышает его несущую способность.

Итак, реализовать достоинства самолета коробчатой схемы представляется возможным в рамках проекта легкого многоцелевого самолета: количество топлива, затрачиваемого на взлет и посадку, сопоставимо с количеством топлива, затрачиваемого на крейсерском режиме полета; возможно достижение снижения веса конструкции крыла, поскольку нагрузки на элементы конструкции легкого самолета достаточно велики, чтобы размеры сечений силовых элементов не достигали технологических ограничений.

На основе изложенного в качестве объекта исследования выбран многоцелевой самолет категории ОЛС с одним поршневым двигателем, с количеством людей на борту не более двух, с максимальным взлетным весом не более 750 даН и скоростью сваливания не более 85 км/ч. Как правило, на борту самолета такой категории возможна перевозка багажа весом 50-670 даН, его крейсерская скорость не превышает 120-150 км/ч, дальность полета с максимальной целевой нагрузкой – 500-600 км, эксплуатационный потолок – 4000 м, длина разбега и пробега по 150 м [2].

В *таблице 3-1* представлено техническое задание на проектирование этого самолета, а также данные самолетов с тремя разными схемами крыла – подкосным, консольным и бипланным.

По указанному техническому заданию параллельно было спроектировано два легких самолета – с консольным и коробчатым крылом. Благодаря тому, что оба проекта основаны на

единых исходных данных, сравнение полученных характеристик самолетов можно считать вполне обоснованным.

3.1.2 Обоснование компоновочных решений при проектировании легкого самолета с крылом коробчатой схемы

При выбранной аэродинамической схеме компоновка самолета в основном определяется требованиями, диктуемыми двигательной установкой и полезной нагрузкой [35]. Приведем обоснование некоторых компоновочных решений при определении конфигурации модели для исследования.

3.1.2.1 Компоновка крыльев коробчатой схемы

Чем больше высота коробки крыльев, тем меньше интерференция между крыльями и тем значительней снижение индуктивного сопротивления самолета. При этом переднее крыло может быть расположено как в верхней части, так и в нижней части фюзеляжа. *Прандтль* [88], а затем *Мунк* [83] показали, что суммарное сопротивление крыльев не меняется в зависимости от того, как крылья расположены друг относительно друга в горизонтальной плоскости (так, в случае, если переднее крыло выше заднего, на переднем сопротивление уменьшается за счет влияния потока, индуцированного вверх нижним задним крылом; соответственно, сопротивление нижнего заднего крыла растет из-за воздействия потока, скошенного вниз передним крылом). В большинстве тандемных и родственных им схем переднее крыло располагается ниже заднего. Данный факт объясняется тем, что при верхнем расположении переднего крыла высота бипланной коробки ограничивается диаметром фюзеляжа; при нижнем расположении переднего крыла высота бипланной коробки может быть повышена за счет установки заднего крыла на стабилизаторе. В любом случае конфигурация «коробчатого» крыла должна совмещать в себе достоинства высокоплана и низкоплана: с одной стороны, повышенное аэродинамическое качество, с другой стороны – экранный эффект земли при взлете и посадке и удобство расположения основных стоек шасси.

При верхнем расположении переднего крыла вертикальные стабилизаторы имеют отрицательный угол стреловидности. При увеличении угла атаки увеличивается часть потока, перпендикулярная передней кромке стабилизатора, что увеличивает его эффективность. Вертикальные стабилизаторы могут образовывать с СГФ угол от 45° до 90° , который определяется соотношением размахов переднего и заднего крыльев [43].

Расстояние между передним и задним крылом не изменяет величину индуктивного сопротивления при условии сохранения равной нагрузки по размахам ([88]), влияет на величину момента инерции относительно поперечной оси, а также на эксплуатационный разбег центровок самолета.

В данном проекте переднее крыло располагается выше заднего (для вынесения заднего крыла из области распространения спутной струи переднего крыла на больших углах атаки); крылья разнесены по вертикали и по горизонтали настолько, насколько позволяет геометрия фюзеляжа.

Для продольной статической устойчивости самолетов любых аэродинамических схем, состоящих из двух тандемно расположенных плоских поверхностей в условиях их балансировки, необходимо, чтобы угол атаки передней поверхности был больше угла атаки задней несущей поверхности на $2... 3^\circ$ [3, с. 69-70].

3.1.2.2 Размах и площадь крыльев коробчатой схемы

Результаты, полученные Прандтлем, позволяют сравнивать консольное крыло с коробчатым при условии равного размаха, площади и подъемной силы. Указанные ограничения стали основой методики проектирования «от эквивалентного моноплана». Согласно такому подходу, сначала традиционным способом определяются размах и площадь крыла моноплана, которые затем принимаются в качестве исходных данных для формирования геометрии несущих поверхностей самолета с крылом коробчатой схемы. При соблюдении условий Прандтля удлинение каждого крыла коробчатой схемы должно быть в два раза больше удлинения консольного крыла.

В рамках проекта легкого самолета представляется целесообразным применять крыло большого удлинения и незначительного сужения для обеспечения большой подъемной силы и хорошего аэродинамического качества, что позволит увеличить продолжительность полета, даст возможность самолету летать на малой скорости, улучшит взлетно-посадочные характеристики.

3.1.2.3 Расположение винтомоторной установки на самолете с крылом коробчатой схемы

При выборе между тянущим и толкающим винтом учитываются многие факторы.

Тянувший винт

- Винт работает в невозмущенном потоке.
- Двигатель в носовой части фюзеляжа подвержен повреждениям при посадке и негативно влияет на полезную нагрузку (вибрации, выбросы масла и др.)

Толкающий винт

- Снижение сопротивления трения самолета (омываемые поверхности самолета в невозмущенном потоке)
- Толкающий винт позволяет придавать большую кривизну нижней задней части фюзеляжа без создания опасных срывов потока.
- Снижение шума в кабине.
- Толкающий винт может быть поврежден камнями, вылетающими из-под колес шасси.
- Сложно обеспечить охлаждение двигателя.
- Трудно обеспечить безопасность покидания самолета в полете.

В проекте двухместного самолета с крылом коробчатой схемы центровка даже пустого самолета с носовым расположением двигателя настолько передняя, что не представляется возможной ее корректировка. В связи с этим двигатель располагается в хвостовой части, применяется толкающий винт.

Кроме того, расположение двигателя в хвостовой части фюзеляжа позволяет установить переднее крыло выше заднего, за счет чего несколько увеличивается величина выноса между крыльями.

Такая схема расположения двигателя применяется и для эквивалентного моноплана, поскольку в работе оценивается влияние компоновки крыла на характеристики самолета, а все остальные агрегаты по возможности должны быть унифицированы.

На всех самолетах выбранной весовой категории и выбранного назначения (Таблица 3-1) установлен двигатель Rotax 912 ULS.

3.1.2.4 Фюзеляж самолета с крылом коробчатой схемы

Известно, что угол среза нижней хвостовой части фюзеляжа при виде сбоку не должен превышать 10-12° [57, с. 155]. Однако при наличии толкающего винта этот угол может быть увеличен до 30°, поскольку затягиваемый в винт поток воздуха будет препятствовать срыву со скошенной части фюзеляжа. Кроме того, скругление в области резкого изменения формы фюзеляжа следует делать небольшого радиуса, поскольку образующаяся вихревая пелена несколько снижает прирост лобового сопротивления из-за плохо обтекаемой формы фюзеляжа [57, с. 156].

Для эквивалентного моноплана выбрано двухкилевое оперение, чтобы воздушный винт не находился в зоне затенения вертикального оперения.

На *рисунке В-4* был представлен внешний облик легкого самолета с крылом коробчатой схемы.

На *рисунке В-5* был представлен внешний облик эквивалентного моноплана.

Таблица 3-1 – Техническое задание на проектирование самолета с крылом коробчатой схемы и данные по прототипам

Характеристики и параметры самолетов, их размерность	Самолет-прототип Quickie Q2 *	Проектируемый самолет	Magnaghi Sky Arrow 450TS** Двухместный ультралегкий самолет с подкосным крылом	FK 12 Comet** Двухместный ультралегкий биплан	Aeropilot Legend 540 ** Двухместный ультралегкий самолет с подкосным крылом	Blackshape Prine Двухместный ультралегкий самолет со свободонесущим крылом
Весовые характеристики						
Расчетная масса целевой нагрузки, кг	90	90				20
Расчетная взлетная масса m_0	510	500	450	450	450	472,5
Масса пустого снаряженного самолета $m_{пуст}$	360		286	265	289	297
Относительная масса топлива	0,11		0,1	0,07	0,095	0,1
Летно-технические характеристики						
Расчетная дальность полета, км	800	800	629	650	1300	1100
Крейсерская скорость полета	225	250	170	180	209	275
Максимальная скорость полета	290	290	200	202	224	315
Взлетно-посадочные характеристики						
Длина ВПП, м	400	400				
Длина разбега, м	186		100			180
Длина пробега, м	241		75			180
Взлетная дистанция, м			160	180		
Посадочная дистанция, м			170			
Скорость сваливания, км/ч	85	85	62	67	63	65
Характеристики силовой установки						
Тип и количество двигателей	1xRevmaster 2100-DQ			1xRotax 912 ULS	1xRotax 912 ULS	1xRotax 912 ULS
Стартовая мощность, л.с.	65			98,6	98,6	98,6
Масса, кг	85 (только двигатель)					
Относительные параметры						
Стартовая энерговооруженность, лс/даН	0,13					
Стартовая удельная нагрузка на крыло, даН/м ²	80		33,3			49,7
Диапазон перегрузок	4,4/ -1,76	4,4/ -1,76	3,8/ -1,9	9/ -3,5		4/-2
Геометрические параметры						
Площадь крыла, м ²	6,22		13,5	13,4	10,54	9,51
Размах крыла, м	5,08		9,7	5,54	9,06	7,94
Первый полет-окончание производства			1993-2007	1999-2012	2011. Еще не сертифицирован	2006

3.1.4. Геометрия механизации и рулей. Устойчивость и управляемость самолета с крылом коробчатой схемы.

3.1.4.1 Вертикальные стабилизаторы, рули направления, элероны, угол поперечного “V” крыла. Боковая устойчивость и управляемость

Расчет боковой устойчивости был проведен на основании РДК ЦАГИ [1, стр. 149-169]. Согласно [1, стр. 149], боковая устойчивость самолета обеспечиваются выбором плеча и размеров вертикального оперения и угла поперечного “V” крыла.

В рассматриваемой компоновке плечо вертикальных несущих поверхностей ограничено расстоянием от центра тяжести до заднего крыла. Соответственно, достижение рекомендуемых характеристик путевой устойчивости, управляемости и демпфирования рыскания самолета с крылом коробчатой схемы возможно только за счет поиска оптимальной суммарной площади вертикальных несущих поверхностей, расположенных между крыльями.

Минимальный потребный запас путевой статической устойчивости был найден по следующей формуле [1, стр. 152]:

$$m_{y_{min}}^{\beta} \approx -\frac{\omega_{\beta_{min}}^2 J_y}{qSl}, \quad (3-1)$$

где ω_{β} – круговая частота собственных боковых колебаний.

При частоте боковых колебаний $\omega_{y_{min}}^{\beta} = 0,42$ минимальный потребный запас путевой статической устойчивости самолета $(m_{y_{потр}}^{\beta})$ составляет -0,0045.

Степень устойчивости пути самолета была найдена как сумма степени устойчивости, вносимой самолетом без вертикальных стабилизаторов $m_{y_{б\ во}}^{\beta}$, вклад в устойчивость пути от вертикальных стабилизаторов $m_{y_{вс}}^{\beta}$, изменения степени устойчивости пути за счет фюзеляжа $m_{y_{ф}}^{\beta}$ и за счет интерференции $m_{y_{инт}}^{\beta}$:

$$m_y^{\beta} = m_{y_{б\ во}}^{\beta} + m_{y_{вс}}^{\beta} + m_{y_{ф}}^{\beta} + m_{y_{инт}}^{\beta}. \quad (3-2)$$

Компоненты производной m_y^{β} были найдены по методике, указанной в [1, стр. 153-156].

Суммарная площадь вертикальных несущих поверхностей ($\sum S_{\text{верт стаб}} = 1,4 \text{ м}^2$ на плече 1,5 м) была подобрана таким образом, чтобы на режиме захода на посадку был обеспечен запас путевой статической устойчивости, больший потребного:

$$(m_{y_{расп}}^{\beta}) = -0,0046 > (m_{y_{потр}}^{\beta}) = -0,0045. \quad (3-3)$$

Следует отметить, что взаимное влияние крыла и фюзеляжа способствует увеличению устойчивости пути, что особенно существенно при наличии в компоновке двух крыльев.

Влияние следа крыльев на вертикальное оперение в рассматриваемой схеме минимально, также как и влияние фюзеляжа. Расположение вертикального оперения между крыльями позволяет увеличить производную коэффициента боковой силы вертикального оперения по углу скольжения $c_{z\beta}^{\beta}$. По *рисунку 3-3* можно определить, что коэффициент эффективности $K_{эф}$ вертикального оперения принимает наибольшие значения, когда горизонтальное оперение расположено в корне вертикального и величина h_1 принимает максимальное значение, либо когда горизонтальное оперение устанавливается в концевой хорде вертикального, и h_1 имеет минимальное значение.

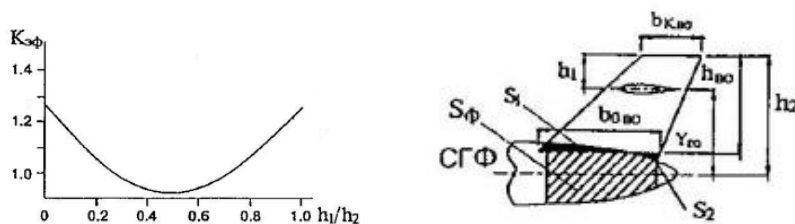


Рисунок 3-3 – Коэффициент эффективности вертикального оперения и пояснение значения величин h_1 и h_2 [1, стр. 156]

Согласно РДК [1, стр. 157], на всех эксплуатационных режимах должна быть обеспечена прямая реакция по крену на отклонение руля направления, то есть должно выполняться условие

$$\frac{m_x^{\beta}}{m_y^{\beta}} > \frac{m_y^{\delta_H}}{m_x^{\delta_H}} \quad (3-4)$$

Минимальное значение производной m_x^{β} определяется условием спиральной устойчивости самолета, а максимальное – исключением чрезмерного влияния движения рыскания на движение крена при возмущениях и при управлении самолетом. В РДК [1, стр. 158] указано, что для обеспечения небольшого влияния движения рыскания на движение крена необходимо выполнение условия

$$\frac{m_x^{\beta} J_y}{m_y^{\beta} J_x} \leq 3,5 \div 4,0. \quad (3-5)$$

Для самолетов с прямыми крыльями требуемые величины производной $m_{x\text{потр}}^{\beta}$ обеспечиваются, в основном, за счет придания крылу угла поперечного “V” и за счет компоновки вертикального оперения. Расчеты показали, что в текущей конфигурации при угле поперечного “V” обоих крыльев, равного нулю, $m_{x\text{кр}}^{\beta} = -0,00819$.

Влияние фюзеляжа на поперечную устойчивость определяется положением крыла по высоте фюзеляжа. Расчет для схемы с двумя крыльями показал, что суммарное значение $m_{x \text{ инт}}^\beta$ составляет около $(-0,000089)$.

Вертикальное оперение может оказывать заметное стабилизирующее влияние на поперечную устойчивость, если возникающая на вертикальном оперении при скольжении результирующая боковая сила, приложенная в фокусе вертикального оперения, имеет относительно продольной оси самолета некоторое плечо. При плече $Y_{\text{ВО}} = 0,13$ м имеем

$$m_{x \text{ ВО}}^\beta = -0,00017 .$$

Суммарный запас поперечной статической устойчивости в данном случае оказывается равен

$$m_x^\beta = m_{x \text{ кр}}^\beta + m_{x \text{ ВО}}^\beta + m_{x \text{ инт}}^\beta = -0,00845 \quad (3-6)$$

При величине путевой статической устойчивости $m_y^\beta = -0,0046$ и вычисленных с помощью программы NX моментах инерции $J_y = 696,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ и $J_x = 364,1 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$

$$\frac{m_x^\beta J_y}{m_y^\beta J_x} = 1,8.$$

В РДК [1, стр. 158] рекомендовано, чтобы располагаемая величина производной m_x^β была несколько меньше производной m_y^β , что в данном случае выполняется.

Путевая управляемость

Эффективность руля направления m_{δ_n} зависит от относительной хорды руля, его стреловидности и статического момента вертикального оперения самолета. Также на эффективность руля направления оказывает влияние хвостовая часть фюзеляжа и относительная высота расположения корневой хорды руля направления над фюзеляжем. При расположении рулей направления на расстоянии полуразмаха крыла от фюзеляжа влияние последнего представляется не слишком существенным. Расчет эффективности рулей направления был произведен по методике, предложенной в [1, стр. 156]. Расчет показал, что в рассматриваемой компоновке эффективность руля направления $m_{\delta_n \text{ расп}}$ составляет около $-0,0009$ при минимальной величине $m_{\delta_n \text{ потр}}$, равной $-0,0007$.

Поперечная управляемость

Известно, что для обеспечения безопасности полета на малых скоростях и удовлетворительной маневренности на всех эксплуатационных режимах полета самолеты общего назначения должны располагать достаточно высокой эффективностью элеронов, которая характеризуется величиной максимальной эффективности элеронов $\Delta m_x(\delta_{\text{э max}})$.

Основным расчетным случаем при определении потребной эффективности элеронов является режим захода на посадку [1, стр. 160]. Потребная эффективность элеронов была определена при скорости захода на посадку $V_{зп}$ по следующей формуле:

$$\Delta m_x(\delta_{э max}) \approx -2,1 \frac{m_x^{\bar{\omega}_x}}{T} \frac{l}{2V} [1, \text{стр. 160}], \quad (3-7)$$

где $m_x^{\bar{\omega}_x}$ – демпфирование крена;

l – размах крыла;

T – время маневра.

Требуемые размеры элеронов при известном значении $\Delta m_x(\delta_{э max})$ были найдены с помощью формулы И.В. Остославского:

$$\Delta m_x(\delta_{э max}) = -K_э C_y^a \frac{S_{об.э.}}{S} \frac{l_э}{2l} n_э \delta_э [1, \text{стр. 160}], \quad (3-8)$$

где $K_э = 0,6 + 0,066(\eta - 1)$;

$$n_э \approx \sqrt{\frac{S_э}{S_{об.э.}}}; \quad (3-9)$$

$S_э$ – площадь двух элеронов;

$S_{об.э.}$ – площадь части крыла, обслуживаемая элеронами;

$l_э$ – расстояние между элеронами, отсчитываемое от середины размаха элеронов.

Расчеты показали, что для обеспечения требуемой эффективности элеронов рассматриваемой компоновки достаточно четырех симметрично расположенных поверхностей на обоих крыльях суммарной площадью $0,32 \text{ м}^2$.

3.1.4.2 Продольная устойчивость самолета с крылом коробчатой схемы. Разбег центровок самолета с крылом коробчатой схемы.

Суммарная площадь рулей высоты при обеспечении минимальной потребной площади элеронов составляет $1,68 \text{ м}^2$.

Согласно РДК «Авиация общего назначения» [1, стр.139], положение предельных эксплуатационных центровок самолета и требуемую площадь горизонтального оперения при заданном диапазоне эксплуатационных центровок определяют из совместного выполнения следующих условий:

1. Обеспечение минимального запаса продольной статической устойчивости при предельно задней центровке.
2. Балансировка самолета как при заходе на посадку и на посадке, так и при уходе на второй круг с предельно передней центровкой.
3. Подъем носового колеса на заданной скорости при предельно передней центровке.

В Главе 2, разделе 2.3.2. была рассмотрена процедура определения предельно задней центровки самолета с крылом коробчатой схемы для обеспечения заданной степени продольной статической устойчивости (см. рисунок 2-12). В РДК «Авиация общего назначения» [1, стр. 139-140] указано, что, чтобы определить предельно заднее положение центра масс самолета, необходимо учесть также следующие возможные потери запаса продольной статической устойчивости:

Δ_1 - уменьшение запаса устойчивости при освобождении руля высоты, зависящее от соотношения производных шарнирных моментов руля $m_{\text{ШВ}}^{\alpha_{\text{ГО}}} / m_{\text{ШВ}}^{\delta_{\text{В}}}$ и для легких самолетов без

роговой компенсации руля высоты может достигать до $\Delta m_z^{C_y} = 0,08$;

Δ_2 – уменьшение запаса устойчивости за счет обдува струями от работающих винтов. Для винтомоторной группы, расположенной в носовой части фюзеляжа, потери $m_z^{C_y}$ могут составить на взлетном режиме работы двигателя $\Delta m_z^{C_y} \approx 0,05 \div 0,15$. В рассматриваемом случае, когда винтомоторная группа расположена в хвостовой части фюзеляжа, потерь продольной статической устойчивости за счет обдува струями от работающих винтов нет.

Δ_3 – уменьшение запаса продольной статической устойчивости за счет упругих деформаций конструкции.

В РДК указано, что для легких самолетов влияние упругости конструкции обычно мало. Для самолета с замкнутой схемой крыла влияние упругости конструкции должно быть еще менее существенно.

С учетом указанных поправок положение предельно задней центровки самолета с крылом коробчатой схемы смещается вперед на $\Delta m_z^{C_y} = 0,08$.

Расчетными случаями для определения предельно передней центровки являются режим посадки самолета, подъем переднего колеса при разбеге (взлетная центровка). При этом площадь рулей высоты определяется площадью задней кромки крыльев за вычетом площади элеронов.

Величину запаса руля при расчете предельно передней центровки самолета с носовым колесом принимаем $\Delta \delta_{\text{в зап}} \approx 0,1 \delta_{\text{в max}}$ [6, стр. 262].

Предельно переднюю центровку $\bar{x}_{\text{т пп}}$ на посадке для самолета коробчатой схемы определяем из условия $m_z^{\text{пос}} = 0$:

$$m_{z0}^{\text{зак}} + (\bar{x}_{\text{тпп}} - \bar{x}_F) C_{\text{уа пос}} + C_{\text{уа}1}^{\alpha} \frac{l_1}{b_{\text{САХ экв}}} K_1 (n_{\text{рв}1} \delta_{\text{рв пос}1} - \varepsilon_{\text{пос}1}) + C_{\text{уа}2}^{\alpha} \frac{l_2}{b_{\text{САХ экв}}} K_2 (n_{\text{рв}2} \delta_{\text{рв пос}2} - \varepsilon_{\text{пос}2}) = 0. \quad (3-10)$$

Решая это уравнение относительно $\bar{x}_{\text{тпп}}$, получим

$$\bar{x}_{\text{тпп пос}} = \bar{x}_F + \frac{1}{C_{\text{уа пос}}} \left[-m_{z0}^{\text{зак}} - C_{\text{уа}1}^{\alpha} \frac{l_1}{b_{\text{САХ экв}}} K_1 (n_{\text{рв}1} \delta_{\text{рв пос}1} - \varepsilon_{\text{пос}1}) - C_{\text{уа}2}^{\alpha} \frac{l_2}{b_{\text{САХ экв}}} K_2 (n_{\text{рв}2} \delta_{\text{рв пос}2} - \varepsilon_{\text{пос}2}) \right]. \quad (3-11)$$

Здесь

$$m_{z0}^{\text{зак}} = m_{z01}^{\text{зак}} + m_{z02}^{\text{зак}}. \quad (3-12)$$

$$m_{z01}^{\text{зак}} = m_{z0 \text{кр}1} + \Delta m_{z0 \phi} + \Delta m_{z0 \text{зак}1}. \quad (3-13)$$

$$\Delta m_{z0 \text{зак}} = m_z^{\delta_{\text{зак}}} \delta_{\text{зак}} = \mp C_{\text{у} \text{зак}}^{\alpha} n_{\text{зак}} \bar{L}_{\text{зак}} \delta_{\text{зак}}. \quad (3-14)$$

$$n_{\text{зак}} = 0,9 \sqrt{\frac{S_{\text{зак}}}{S_{\text{кр}}}} \cos \chi_0 \quad (3-15)$$

Для самолета с носовым колесом расчетным случаем для определения $\bar{x}_{\text{тпп}}$ может оказаться условие поднятия носовой стойки на скорости подъема носовой стойки $V_{\text{п.ст}} = 1,1 = V_{\text{mn}}$, где V_{mn} – минимальная скорость отрыва самолета во взлетной конфигурации. В выражении для m_z необходимо учесть момент от реакции колес главных опор N_{Γ} и силы их трения F_{Γ} , а также момент от тяги двигателей [15, стр. 652].

Условие продольной балансировки самолета с поднятой носовой стойкой ($N_{\text{н.с.}} = 0$) можно записать в виде

$$m_{z0}^{\text{зак}} + (\bar{x}_{\text{тпп}} - \bar{x}_F) C_{\text{уа взл}} + m_{z \text{рв}1 \text{взл}} + m_{z \text{рв}2 \text{взл}} + (C_{\text{уа гп}} - C_{\text{уа взл}}) (\bar{x}_{\text{тпп}} - \bar{x}_{\Gamma}) - (C_{\text{уа гп}} - C_{\text{уа взл}}) f_{\text{тр}} \bar{h}_{\text{у т}} - \frac{P_{\text{взл}}}{qS} \bar{h}_{\text{дв}} = 0. \quad (3-16)$$

Здесь $C_{\text{уа гп}} = \frac{G_{\text{взл}}}{qS}$,

$$m_{z \text{рв}1 \text{взл}} = C_{\text{уа}1}^{\alpha} \frac{l_1}{b_{\text{САХ экв}}} K_1 (n_{\text{рв}1} \delta_{\text{рв взл}1} - \varepsilon_{\text{взл}1}) \quad (3-17)$$

$$m_{z \text{рв}2 \text{взл}} = C_{\text{уа}1}^{\alpha} \frac{l_1}{b_{\text{САХ экв}}} K_1 (n_{\text{рв}2} \delta_{\text{рв взл}2} - \varepsilon_{\text{взл}2})$$

$\bar{h}_{\text{у т}} = \frac{h_{\text{у т}}}{b_{\text{САХ экв}}}$ – относительное расстояние от центра масс до ВПП,

$f_{\text{тр}}=0,1$ – коэффициент трения колес для грунта.

Разрешая это уравнение относительно $\bar{x}_{\text{т пп}}$, получим

$$\bar{x}_{\text{т пп вкл}} = \frac{\bar{x}_F C_{yа вкл}}{C_{yа гп}} + \bar{x}_Г \left(1 - \frac{C_{yа вкл}}{C_{yа гп}}\right) - \frac{m_{z0}^{\text{зак}} + m_{z \text{ рв1 вкл}} + m_{z \text{ рв2 вкл}}}{C_{yа гп}} + f_{\text{тр}} \bar{h}_{y \text{ т}} \left(1 - \frac{C_{yа вкл}}{C_{yа гп}}\right) + \bar{P}_{\text{вкл}} \bar{h}_{\text{дв}}, \quad (3-18)$$

где $\bar{P}_{\text{вкл}} = \frac{P_{\text{дв}}}{G}$.

Вместо элеронов можно использовать флапероны, которые будут работать как закрылки на режимах взлета и посадки. Размещение отклоняемых поверхностей на крыльях в этом случае представлено на *рисунке 3-4*. После рассмотрения ряда альтернативных вариантов именно эта компоновка была принята для дальнейшего исследования.

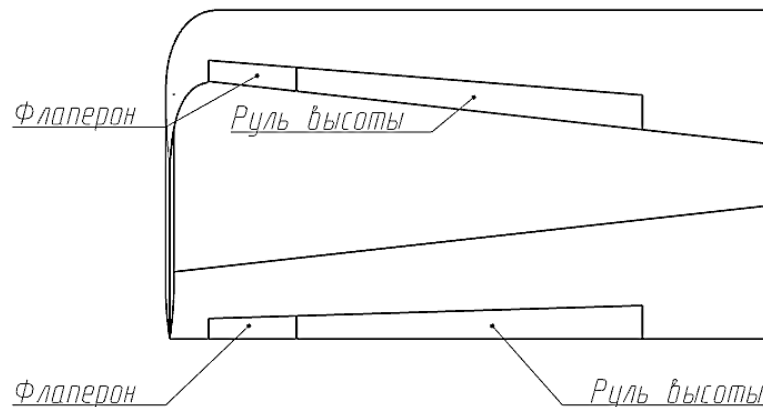


Рисунок 3-4– Возможное размещение отклоняемых поверхностей по размахам крыльев

В *таблице 3-2* указаны расчетные углы отклонения флаперонов и рулей высоты на режимах взлета и посадки.

Таблица 3-2 – Расчетные углы отклонения флаперонов и рулей высоты на режимах взлета и посадки самолета с крылом коробчатой схемы

Крыло	Отклоняемая поверхность	Углы отклонения	
		Взлет	Посадка
Переднее крыло	Флаперон	20	40
	Руль высоты	30	30
Заднее крыло	Флаперон	0	20
	Руль высоты	-30	-30

В *таблице 3-3* указана величина прироста коэффициента подъемной силы и момента тангажа самолета с крылом коробчатой схемы за счет отклонения флаперонов на $\delta_{\text{фл}} = 20^\circ$ при посадочном угле атаки $\alpha_{\text{пос}} = 7^\circ$.

Таблица 3-3 – Расчетная величина прироста коэффициента подъемной силы и момента тангажа самолета с крылом коробчатой схемы за счет отклонения флаперонов на $\delta_{\text{фл}} = 20^\circ$ при посадочном угле атаки $\alpha_{\text{пос}} = 7^\circ$

	$\Delta C_y (\delta=20^\circ)$	$\Delta m_z (\delta=20^\circ)$
Флаперон 1	0,442045616	0,295199208
Флаперон 2	0,439884072	-0,427262171

На *рисунке 3-5* представлен результат расчета положения предельно передней центровки на взлете и посадке проектируемого самолета с крылом коробчатой схемы с углами отклонения флаперонов и рулей высоты, указанными в таблице. Допустимый разбег центровок на посадке составляет $0,85 b_{\text{САХ экв}}$.

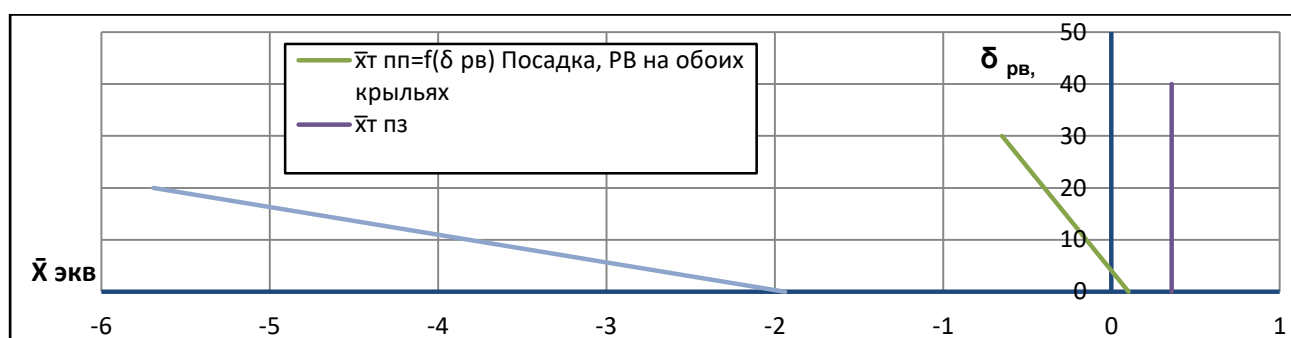


Рисунок 3-5 - Коробчатый самолет. Допустимый разбег центровок на взлете в зависимости от угла отклонения рулей высоты

Данные по устойчивости и управляемости самолета с крылом коробчатой схемы сведены в *таблицу 3-4*.

Таблица 3-4 - Обеспечение продольной, путевой и поперечной устойчивости и управляемости самолета с крылом коробчатой схемы (расчетные значения)

	Главным образом обеспечивается:	Суммарная площадь, м ²	Параметр	Потребное значение параметра	Располагаемое значение параметра
Продольная статическая устойчивость	Крылья	9,5	$m_z^{C_{ya}}$	-0,09	-0,09
Продольная статическая управляемость	Флапероны на обоих крыльях	0,84	$(m_z^{\delta_{\text{фл}}})_1$	-	0,5704
		0,84	$(m_z^{\delta_{\text{фл}}})_2$	-	-2,5376
Путевая статическая устойчивость	Вертикальные стабилизаторы	1,14	m_Y^β	-0,0045	-0,0046
Путевая статическая управляемость	Рули направления	0,2601	$m_Y^{\delta_n}$	-0,0007	-0,0009
Поперечная статическая устойчивость	Крылья, угол поперечного V	9,5	m_X^β	-	-0,0082
Поперечная статическая управляемость	Флапероны	0,3120	$\Delta m_X^{\delta_{\text{э max}}}$	-0,0376	-0,0425
Соотношение путевой и поперечной устойчивости	-	-	$\frac{m_X^\beta J_Y}{m_Y^\beta J_X}$	<3,5-4	3,4811

Статический момент эквивалентного моноплана был определен традиционным способом.

$$A_{ГО} \geq \frac{-m_{z\ min}^{C_y} + \bar{x}_{Т\ ПЗ} - \bar{x}_{F\ б\ ГО} C_{y\ а}^{\alpha}}{1 - \varepsilon^{\alpha}} \frac{C_{y\ а}^{\alpha}}{C_{y\ а\ ГО}^{\alpha}} \quad (2-81)$$

$$A_{ГО} \geq \frac{m_{z\ б\ ГО} + \Delta m_{z\ мех} + \Delta m_{z\ ДВ} + C_{y\ а}^{\alpha} (\bar{x}_{Т\ ПЗ} - \bar{x}_{F\ б\ ГО}) \alpha_{пос}}{k_{ГО} \alpha_{ГО} (\alpha_{пос} - \varepsilon_{б\ мех} - \varepsilon_{б\ мех}^{\alpha} \alpha_{пос} - \Delta \varepsilon_{мех} - \Delta \varepsilon_{зем} + \bar{S}_{ст} \varphi_{В} + n_{В} \delta_{В})} \quad (2-81)$$

$$\Delta m_{z\ ДВ} = \frac{P_{ДВ} y_{ДВ}}{q_{отр} b_A S} = \frac{C_p y_{ДВ}}{b_A} \quad (2-81)$$

В расчетном варианте при статическом моменте А, равном 0,5, разбег центровок моноплана при взлете составляет 0,31 $b_{САХ\ экв}$ (рисунок 3-6).

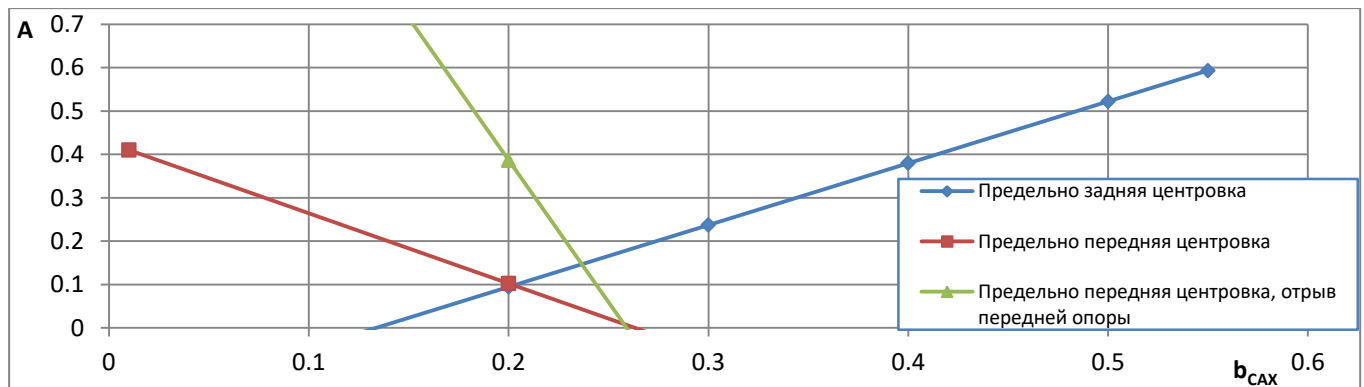


Рисунок 3-6 – Разбег центровок эквивалентного моноплана

3.1.5 Аэродинамические профили самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана

Разработанные в ЦАГИ профили для самолетов АОН имеют относительную толщину 15%, относительную кривизну 0,025...0,0335 [3, с. 278]. Приведем параметры аэродинамических профилей, рассчитанные по методике, изложенной в главе 2, а также обоснование выбора остальных параметров.

3.1.5.1 Аэродинамические профили эквивалентного моноплана

Подсчитанная по изложенной в главе 2 методике относительная кривизна для обеспечения потребного коэффициента подъемной силы на крейсерском режиме полета составляет $\bar{f}_{max} = 0,4$.

Была выбрана умеренная относительная толщина $\bar{c}_{max} = 15\%$ для сохранения достаточной строительной высоты и обеспечения высокого $C_{y\ а\ max\ пр}$ при удовлетворительном значении $C_{x\ а\ min}$ и K_{max} .

Было выбрано умеренное положение *максимальной кривизны* $\bar{X}_f=0,4$ для обеспечения удовлетворительного значения $C_{y_{a \max}}$, малого профильного сопротивления, плавного срыва.

Известно, что чем дальше по хорде располагается точка максимальной толщины профиля, тем меньше минимальное сопротивление профиля, тем меньше $C_{y_{a \max \text{пр}}}$ и больше профильное сопротивление на больших углах атаки; в данном случае выбрано $\bar{X}_c=0,3$.

3.1.5.2 Аэродинамические профили крыльев самолета с крылом коробчатой схемы

Подсчитанная по теории тонкого профиля *относительная кривизна* для обеспечения необходимого коэффициента подъемной силы на крейсерском режиме полета: $\bar{f}_{\max} = 0,4$.

В случае коробчатой схемы большая строительная высота сечений не требуется; однако необходимо помнить, что при уменьшении *относительной толщины* снижается несущая способность профиля; для обеспечения высокого $C_{y_{a \max \text{пр}}}$ при удовлетворительном значении $C_{x_{a \min}}$ и K_{\max} выбираем $\bar{c}=15\%$.

Дополнительно следует учесть малые числа Рейнольдса. Преимущественно ламинарное обтекание, характерное для малых чисел Рейнольдса, является ограничивающим фактором при выборе относительной толщины и максимального значения коэффициента подъемной силы профиля. В случае ламинарного отрыва потока с поверхности профиля существенно снижается его несущая способность и увеличивается сопротивление. Для уменьшения вероятности преждевременного ламинарного отрыва целесообразно, например, сместить несколько назад по хорде положение *максимальной кривизны*. Решение о необходимости уменьшения относительной толщины профилей будет принято на основе результатов численного расчета модели самолета.

Выбираем *положение максимальной толщины* $\bar{X}_c=0,3$.

Применять аэродинамическую или геометрическую крутку нет необходимости, поскольку требуемые коэффициенты подъемной силы по размаху крыла различаются примерно на 0,1; жесткая статически неопределимая схема крыла обеспечивает относительно малые деформации конструкции под нагрузкой. Предварительно выбираем для заднего крыла профиль NASA 4415.

Для обеспечения безопасного срыва угол начала срыва переднего крыла должен быть меньшим, чем для заднего крыла. Для обеспечения устойчивости в горизонтальном полете необходимо, чтобы заднее крыло создавало подъемную силу, несколько большую, чем переднее крыло. Если на переднее и заднее крыло устанавливать одинаковые профили, то для выполнения первого условия необходимо, чтобы переднее крыло имело больший угол установки, чем заднее. В таком случае в горизонтальном полете переднее крыло будет создавать подъемную силу, большую, чем заднее крыло. Альтернативой является установка на

переднее крыло профиля с меньшим $C_{y\max}$, возможно, под тем же установочным углом, что и заднее крыло.

В таком случае следует либо увеличить несущую способность заднего крыла, либо уменьшить несущую способность переднего крыла. Несущую способность профиля можно увеличить за счет увеличения относительной толщины до 16%, смещения точки максимальной толщины ближе к носку профиля, увеличения относительной кривизны, расположением точки максимальной кривизны в диапазоне $(0,2...0,3)b$. У предварительно выбранного профиля NASA 4415 большая относительная кривизна и заднее положение точки максимальной кривизны, умеренная относительная толщина. Смещение точки максимальной толщины профиля NASA 4415 нельзя считать рациональным при малых числах Рейнольдса; альтернативой является некоторое увеличение относительной толщины профиля. Участок зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ в районе $C_{ya\max\text{пр}}$ для профилей NASA 2415 ($\bar{c} = 15\%$, $\bar{f}_{\max} = 2\%$), NASA 3415 ($\bar{c} = 15\%$, $\bar{f}_{\max} = 3\%$), NASA 4415 ($\bar{c} = 15\%$, $\bar{f}_{\max} = 4\%$), NASA 4417 ($\bar{c} = 17\%$, $\bar{f}_{\max} = 4\%$) показан на рисунке 3-3. Расчеты были проведены в программе XFLR5.

По рисункам 3-7 и 3-8 видно, что увеличение толщины исходного профиля $\Delta C_{ya\max\text{пр}}$ NASA 4415 на 1% и 2% хорды увеличивает $C_{ya\max\text{пр}}$ незначительно, а качество модифицированных профилей ниже качества исходного профиля на всех расчетных углах атаки. По данным, полученным в главе 2, видно, что для достижения приемлемого уровня устойчивости необходима разница в коэффициентах подъемной силы крыльев, составляющая около 0,05.

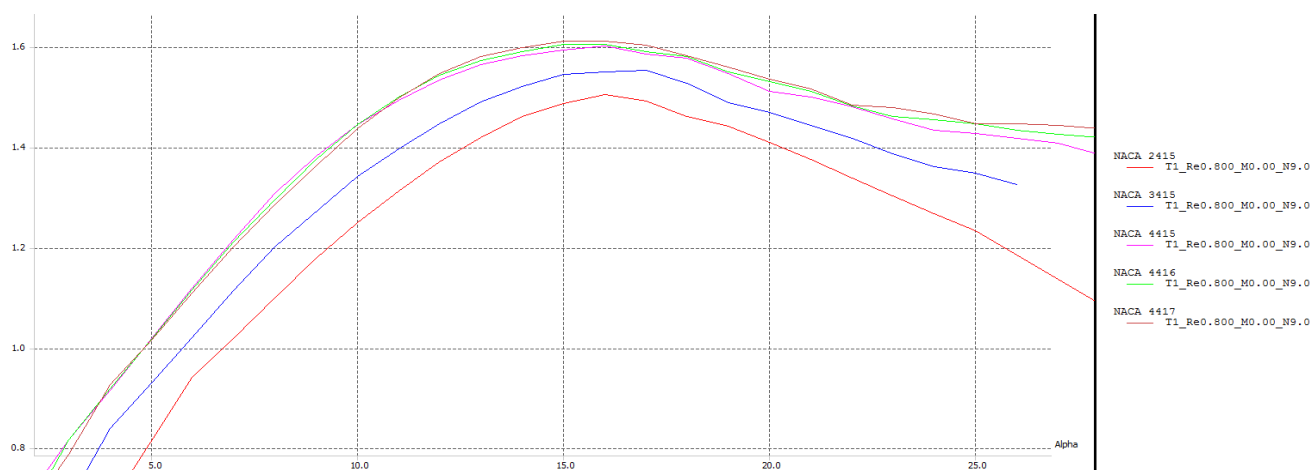


Рисунок 3-7 – Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ для профилей NASA 2415, NASA 3415, NASA 4415, NASA 4417 (на больших углах атаки)

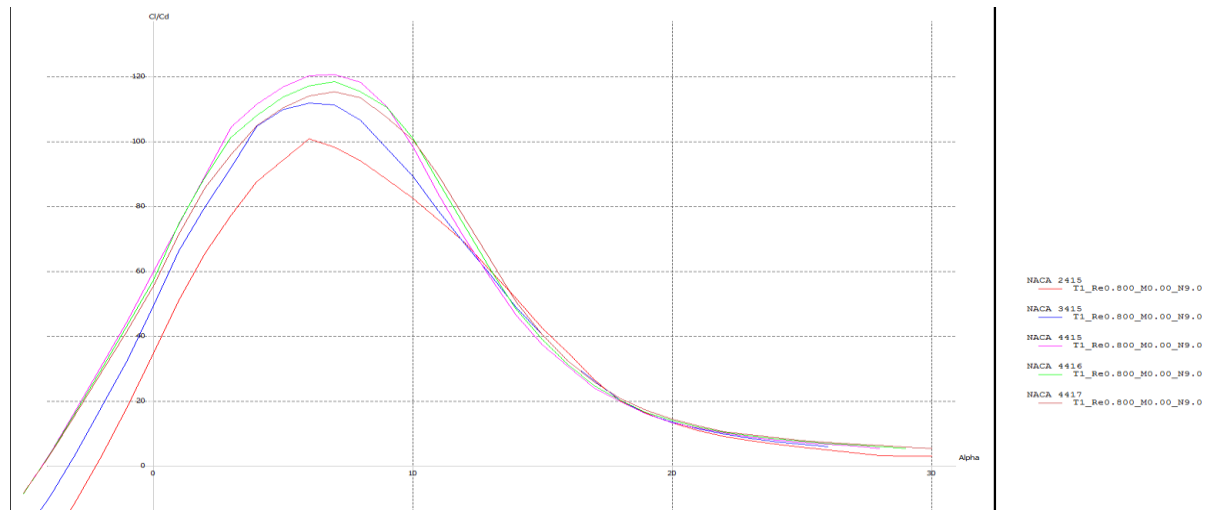


Рисунок 3-8 - Зависимость $K = f(\alpha)$ для профилей NACA 2415, NACA 3415, NACA 4415, NACA 4417

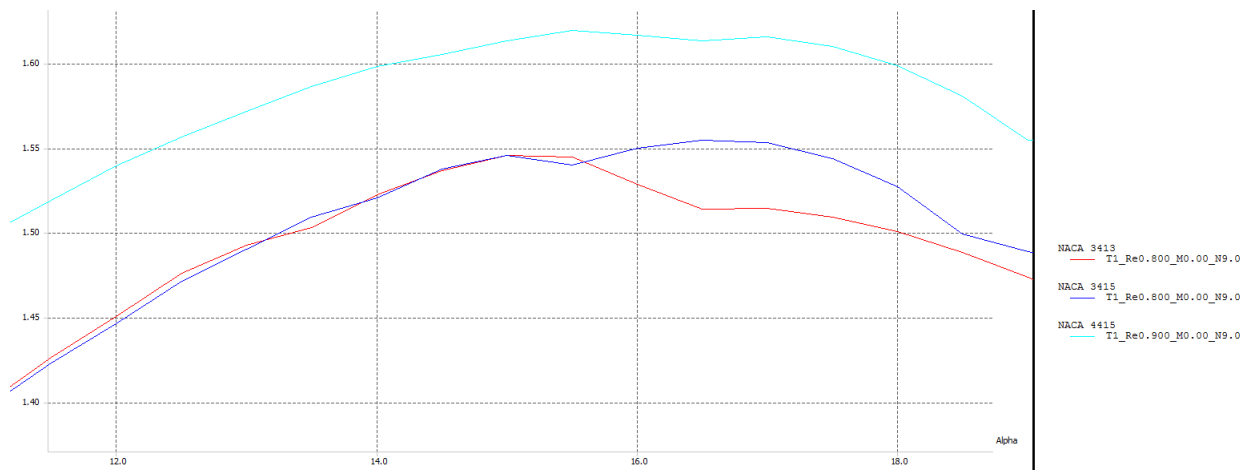


Рисунок 3-9 - Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ для профилей NACA 3413, NACA 3415, NACA 4415, (на больших углах атаки)

Снижение относительной толщины на 2% и относительной кривизны на 1% (профиль NACA 3413) позволяет получить разницу $\Delta\alpha_{кр пр} \approx 1 \dots 1,5^\circ$ (рисунок 3-9).

По рисунку 3-11 видно, что при одинаковом угле установки разница в C_{ya} для переднего (NACA 3413) и заднего крыла (NACA 4415) составляет почти 0,1, в то время как при установке переднего крыла под углом 1° к заднему разницы практически нет. При одинаковом угле установки, как было указано, разница $\Delta\alpha_{кр пр} \approx 1 \dots 1,5^\circ$. Для обеспечения условий безопасного срыва и устойчивости была выбрана конфигурация, представленная в таблице 3-5.

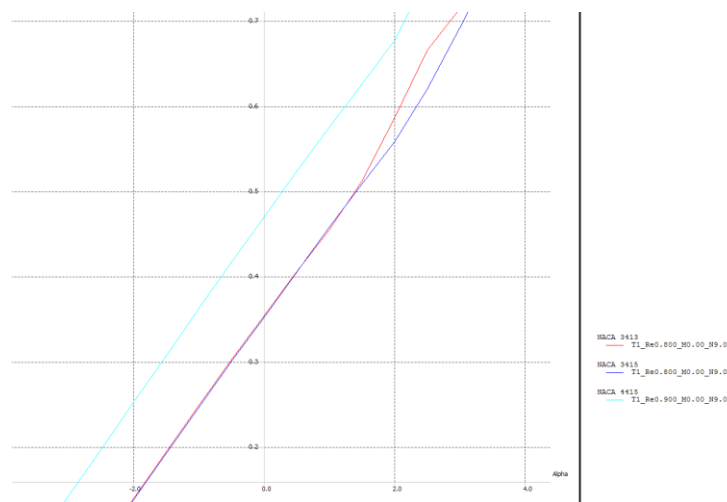


Рисунок 3-11 - Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ для профилей NACA 3413, NACA 3415, NACA 4415

Таблица 3-5 – Аэродинамические профили и разница в углах установки крыльев самолетов коробчатой схемы

Переднее крыло	NACA 3413
Заднее крыло	NACA 4415
Разница в углах установки крыльев	0,5°

Такая конфигурация обеспечивает требуемую разницу подъемной силы $n = \frac{C_{ya1}}{C_{ya2}} = 0,9$ и разницу $\Delta\alpha_{кр пр} \approx 1,5^\circ$.

3.2 Численное моделирование и верификация предложенных методик расчета

На рынке программного обеспечения представлено много продуктов, позволяющих оценивать аэродинамические характеристики расчетных моделей произвольной формы. Выбор той или иной программы зависит, в частности, от степени проработанности проекта, располагаемых расчетных мощностей и от решаемых задач. В рамках диссертации используется несколько таких программ. Для проектировочных расчетов были выбраны XFLR5 и FLZ-Vortex, которые позволяют быстро получить характеристики начального приближения. Для поверочного расчета была выбрана программа FloEFD.

И численные, и натурные эксперименты всегда связаны с разного рода ограничениями, погрешностями, упрощениями и допущениями.

А.А. Дядькин к проблемам компьютерного моделирования относит следующие [17]:

- ограниченные вычислительные ресурсы;
- неполная адекватность математических моделей исследуемым физическим процессам (применение моделей турбулентности);
- зависимость получаемых результатов от опыта расчетчиков.

Также он отмечает следующие проблемы модельных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах:

- влияние подвесных устройств;
 - несоблюдение подобия по числу Рейнольдса;
 - индивидуальные особенности аэродинамических труб;
 - необходимость пересчета результатов экспериментальных исследований на условия полета.
- Всего свыше 18 источников погрешностей.

Наличие многочисленных источников погрешностей как в численных, так и в натурных экспериментах требует определения ширины полосы разброса номинальных значений и величины отклонений с нормальным законом распределения при анализе достоверности результатов. Оба понятия проиллюстрированы на *рисунке 3-12*.

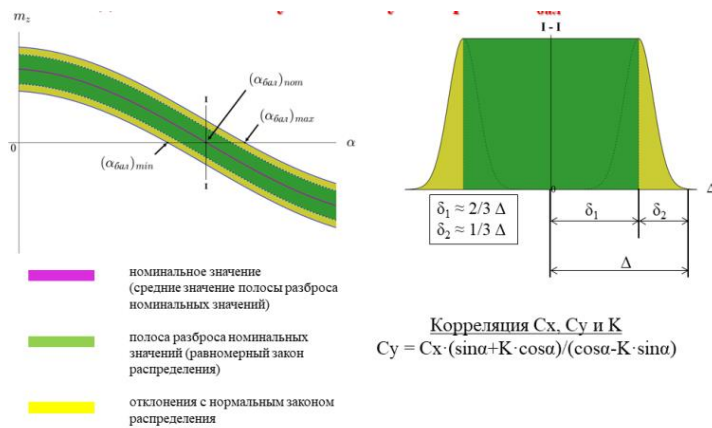


Рисунок 3-12 - Номинальное значение аэродинамических коэффициентов и полосы разброса [17]

Согласно [17], погрешности определения аэродинамических характеристик назначаются на основе экспертных оценок.

С целью верификации предлагаемых в диссертации инженерных методик расчета аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и балансировки самолета с крылом коробчатой схемы были проведены численные расчеты и трубные испытания весовой модели коробчатого самолета. Такой же комплекс исследований был применен к модели самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом (*рисунок 3-13*).



Рисунок 3-13 – Весовая модель самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом в аэродинамической трубе МАИ Т-1

В таблице 3-6 представлены выполненные в рамках диссертации виды экспериментальной работы.

Таблица 3-6 - Экспериментальная часть диссертации

	<i>Вид исследования</i>	<i>Объект исследования</i>	<i>Предмет исследования</i>	<i>Цель исследования</i>
<i>Численный расчет</i>	<i>XFLR5</i>	Аэродинамические профили	Аэродинамические характеристики профилей	Верификация используемой модели расчета формы профиля под заданные характеристики; подбор профилей из ряда четырехзначных профилей НАСА под заданные характеристики
	<i>FLZ-Vortex</i>	Упрощенная модель самолета с крылом коробчатой схемы в первом приближении	Аэродинамические характеристики компоновки первого приближения	Получение данных для расчета ЛТХ в первом приближении
		Упрощенная модель эквивалентного моноплана в первом приближении	Аэродинамические характеристики компоновки первого приближения	Получение данных для расчета ЛТХ в первом приближении
	<i>FloEFD</i>	Модель самолета с крылом коробчатой схемы	Аэродинамические характеристики расчетной модели самолета	Получение данных для поверочного расчета ЛТХ
		Модель эквивалентного моноплана	Аэродинамические характеристики расчетной модели самолета	Получение данных для поверочного расчета ЛТХ
		Модель модифицированного самолета По-2 с сочлененным крылом	Аэродинамические характеристики расчетной модели самолета	Получение данных для поверочного расчета ЛТХ
<i>Продувки в Т-1</i>	Модель самолета с крылом коробчатой схемы	Аэродинамические характеристики весовой модели самолета	Получение данных для поверочного расчета ЛТХ; сравнение с результатами численного расчета, верификация инженерного расчета	
	Продувочная модель модифицированного самолета По-2 с сочлененным крылом	Аэродинамические характеристики весовой модели самолета	Получение данных для поверочного расчета ЛТХ; сравнение с результатами численного расчета, верификация инженерного расчета	

3.2.1 Численное моделирование

3.2.1.1 Моделирование в программе XFLR5

Программа XFLR5 позволяет исследовать внешнюю аэродинамику профилей и крыльев, обтекаемых при малых числах Рейнольдса. Результаты работы алгоритмов, заложенных в программу, были верифицированы с помощью опубликованных данных по трубным экспериментам, и, по словам разработчиков, могут считаться удовлетворительными в рамках поставленных задач и ограничений. Эта программа позволяет, в частности, проводить расчет обтекания профиля с учетом и без учета вязкости среды (прямая задача), а также подбирать форму профиля под заданные характеристики (обратная задача). Для расчета распределения сил давления без учета сил трения в XFLR5 применяется один из панельных методов; для учета сжимаемости вводится поправка Кармана-Цзяна; используется ряд инструментов для моделирования погранслоя и спутной струи [62].

В рамках диссертационной работы эта программа использовалась для верификации аналитических методов построения аэродинамических профилей под заданные характеристики, а также для поиска профилей с заданными характеристиками из ряда четырехзначных профилей NASA.

3.2.1.2 Моделирование в программе FLZ-Vortex

В рамках диссертации первым этапом численных экспериментов стала работа в программе FLZ-Vortex.

Программа FLZ-Vortex, реализующая метод вихревых решеток, используется для анализа распределения нагрузки и расчета моментов, возникающих на несущих поверхностях сложной конфигурации. Допущениями для данной модели обтекания являются [59]:

- несжимаемый, установившийся, невязкий, безвихревой поток;
- малые относительные толщина и кривизна профиля;
- малый угол атаки.

В рамках метода вихревых решеток крыло разбивается на ряд областей, каждая из которых представляется в виде подковообразного вихря. Такой вихрь состоит из трех сегментов: центрального, проходящего по четверти хорд участка, и боковых, стекающих с его концов (*рисунок 3-14*)

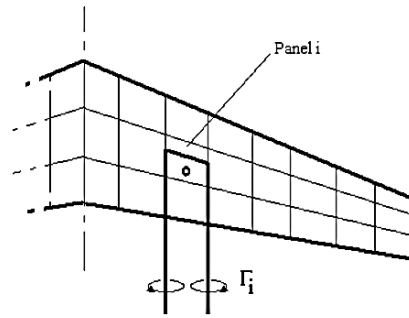


Рисунок 3-14 - Расчетная модель крыла в методе вихревых решеток [59].

Граничным условием для расчета циркуляции каждого вихря является условие нулевой скорости по нормали к поверхности крыла в точке каждого участка, находящейся на пересечении линии $\frac{3}{4}$ хорд участка и его центральной линии. Для вычисления циркуляции на данном участке необходимо значение величины скорости невозмущенного потока, угла скоса потока, а также коэффициент, показывающий взаимное влияние близлежащих участков (зависит от скорости невозмущенного потока, угла атаки крыла и кривизны профиля) [59]. Циркуляция позволяет найти подъемную силу и индуктивное сопротивление на каждом участке.

В качестве исходных данных для работы программы используется геометрия проектируемого аппарата и условия полета.

На *рисунках 3-15 и 3-16* показано, как в программе FLZ-Vortex можно визуализировать исходные данные и результаты расчета.

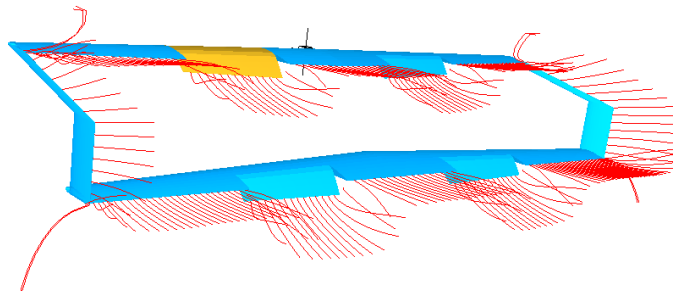


Рисунок 3-15 – Модель крыла коробчатой схемы, построенная в программе FLZ

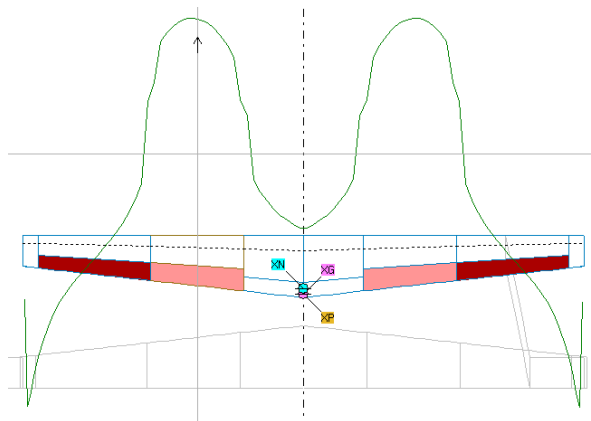


Рисунок 3-16 – Вариант представления расчетных данных в программе FLZ

3.2.1.3. Моделирование в программе FloEFD

Программа FloEFD решает систему алгебраических уравнений, полученных из дифференциальных уравнений движения жидкости или газа. В отличие от ANSYS Fluent во FloEFD для моделирования турбулентных течений применяется только одна полуэмпирическая модель турбулентности (k-ε), которая замыкает систему осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса [62]. В программе используются два подхода к разрешению погранслоя. Первый подход («толстый погранслои») применяется в случае, если в пределах толщины погранслоя лежит 6 ячеек расчетной сетки и больше; второй («тонкий погранслои») – применяется на грубой сетке, когда ячеек по толщине погранслоя 4 или меньше. В первом случае применяются методики, близкие к классическим пристеночным функциям; во втором случае применяется уравнение Прандтля [61, стр. 9]. Расчетная сетка, используемая во FloEFD, существенно отличается от сеток, которые применяются в других решателях. Вдали от границ тела ячейки сетки представляют собой прямоугольные параллелепипеды. Ячейки, которые пересекаются с границей тела, обрезаются этим телом и становятся многогранниками. Такой подход позволяет совместить достоинства структурированной сетки с возможностью точно разрешать расчетную геометрию [62, стр. 91-93].

В рамках диссертации FloEFD был выбран в качестве основного инструмента численных экспериментов по следующим причинам:

- для успешной работы в этой программе от инженера не требуется высокая квалификация в области вычислительной аэрогидродинамики;
- время, необходимое на настройку решения, несопоставимо по сравнению с аналогичным временем при работе, например, во Fluent;
- возможность работать с решателем не выходя из среды трехмерного моделирования NX; напротив, работа в рамках ANSYS Workbench связана с цепочкой экспорта данных из одного приложения в другое, что на практике исключает возможность быстрого пересчета решения в случае изменения исходной геометрии, а значит, и автоматизированную оптимизацию этой геометрии;
- возможность создания шаблонов решения при наличии ряда однотипных задач;
- высокая степень автоматизации построения сетки;
- гибкость и адаптивность сетки, что исключает какие-либо проблемы с ее качеством; напротив, в ANSYS бывает довольно сложно достичь требуемого качества сетки, которое существенным образом влияет на качество решения задачи;
- механизм адаптации сетки, позволяющий сгущать сетку только в тех зонах расчетной области, где в ходе расчета программа выявляет большие градиенты расчетных параметров

- инструмент, который сокращает не только время настройки решения, генерации сетки, но и время работы решателя, поскольку исключает переразмеривание сетки;
- широкие возможности по оптимизации геометрии – к сожалению, к настоящему времени я не применяла и не исследовала их на практике.

Очевидно, замена более точных методик решения задач аэродинамики инженерными методиками и применение только одной модели турбулентности должны ограничивать достижимый FloEFD предел сходимости с экспериментами. Однако в условиях недостатка времени и квалификации в области вычислительной аэрогидродинамики, недостаточных вычислительных мощностей, а также с учетом того, что задачи инженера при работе с этой программой не сводятся к расчету полей сил давления и трения, а, как правило, являются проектировочными и оптимизационными задачами первого приближения – FloEFD показал себя как чрезвычайно перспективный и эффективный инструмент. К сожалению, в данный момент сложно говорить с уверенностью о том, в каком диапазоне может лежать погрешность решения FloEFD для конкретного типа задач в случае отсутствия экспериментальных данных. Однако материалы по валидации, предоставленные разработчиками, данные, полученные более опытными пользователями программы, и личный небольшой опыт работы во FloEFD позволяет полагать эту погрешность приемлемой в случае правильной настройки решения, корректного моделирования условий обтекания и использования всех возможностей программы по уточнению результата расчета [24, стр.6].

Основные настройки, обеспечивающие решение задачи по численному расчету обтекания модели самолета с крылом коробчатой схемы в программе FloEFD, приведены в *Приложении 1*.

На *рисунках 3-17, 3-18* для примера представлены различные варианты визуализации во FloEFD обтекания модели самолета с крылом коробчатой схемы при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и скорости невозмущенного потока $V_\infty = 65$ м/с.

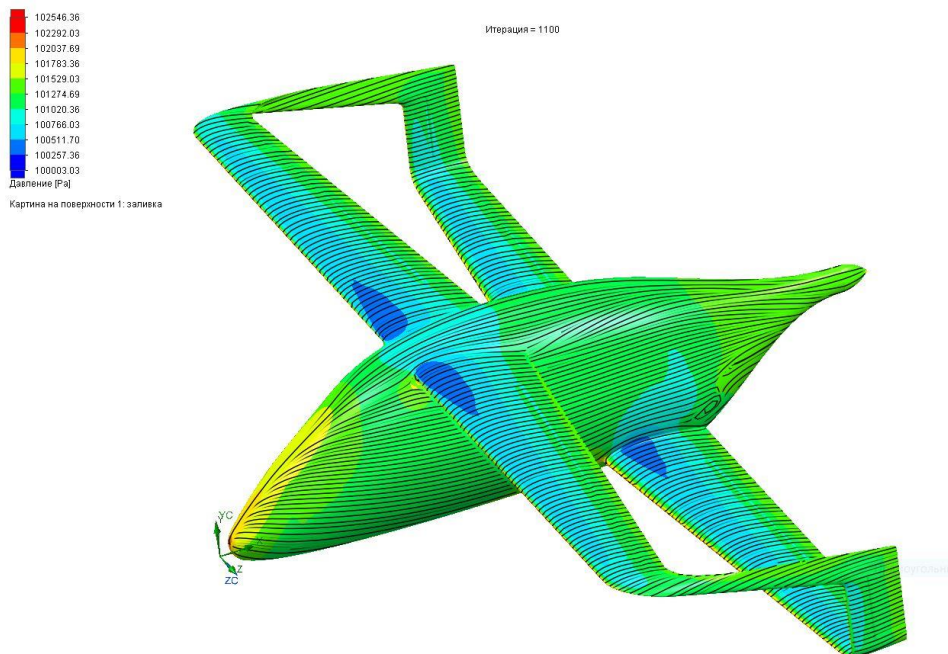


Рисунок 3-17 – Поля давления и линии тока на поверхности самолета с крылом коробчатой схемы при $\alpha = 0^\circ$ и $V_\infty = 65$ м/с.

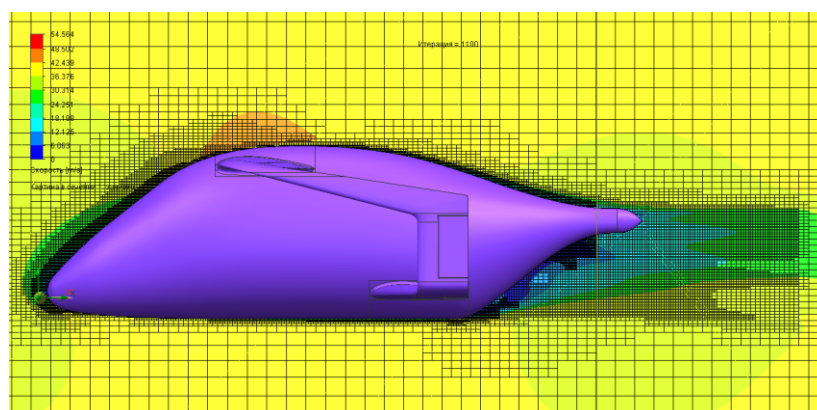


Рисунок 3-18 – Расчетная сетка вокруг модели после серии автоматической адаптации при $\alpha = 0^\circ$ и $V_\infty = 65$ м/с.

3.2.2 Продувки модели легкого самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1

Результаты любого численного эксперимента нуждаются в валидации с помощью натурального эксперимента. В рамках диссертации натурные испытания были осуществлены в аэродинамической трубе Т-1 МАИ. Продувки провели сотрудники 105 кафедры МАИ А.В. Кузнецов и Н.С. Кочурова.

Аэродинамическая труба Т-1 МАИ представляет собой трубу замкнутого типа с открытой рабочей частью. В *Приложении 2* представлены основные параметры и характеристики этой установки.

При испытаниях моделей в АДТ Т-1 на весах БКТ-1 используется проволочная подвеска, представляющая систему несущих проволочных звеньев (тяг), соединенных между собой и связывающих модель с весовыми элементами, жесткими опорами и контргрузами.

Случайные погрешности измерительного комплекса трубы Т-1 оцениваются, как правило, по результатам испытаний контрольного крыла, являющегося типовым по своим размерам для трубы Т-1.

Средняя относительная погрешность измерений при определении аэродинамических коэффициентов модели не выходит из пределов 3% ... 5%.

Продувочная модель

Продувочная модель самолета с крылом коробчатой схемы была изготовлена из пластика методом послойного наплавления (FDM, Fused Deposition Modeling) в ОСКБЭС (Отраслевое специальное конструкторское бюро) МАИ, и собрана студентом 105 кафедры МАИ Дамиром Вруцким. Силовой каркас модели состоит из металлической трубы прямоугольного сечения и алюминиевых лонжеронов. Поверхность модели обработана с помощью шпаклевки. Общий вид собранной модели представлен на *рисунке 3-19*, а сборочный чертеж – на *рисунке 3-20*.

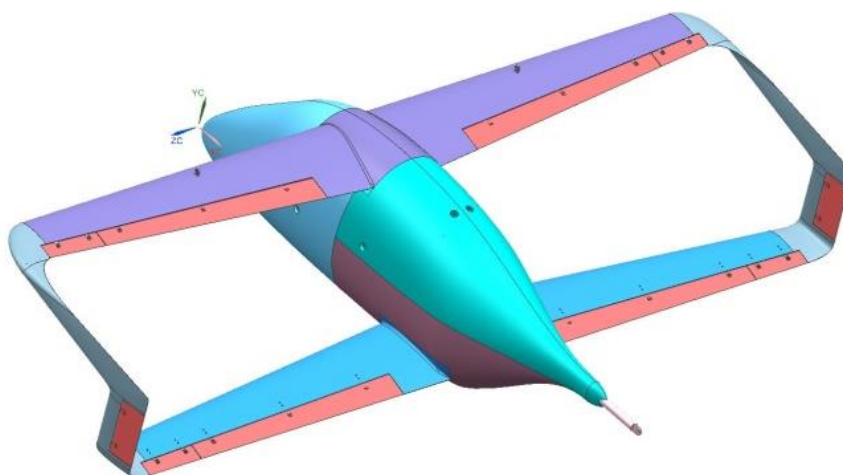


Рисунок 3-19 – Общий вид продувочной модели самолета с крылом коробчатой схемы

Описание эксперимента

Условия проведения эксперимента приведены в *таблице 3-7*.

Таблица 3-7 - Условия проведения эксперимента

Скорость, V_∞	37 м/с
Давление, P_∞	100500 Па
Температура, T_∞	293 К
Интенсивность турбулентности, ε	0,35%

Программа испытаний модели самолета с крылом коробчатой схемы представлена в *Приложении 3*.

Анализ результатов испытаний модели самолета с крылом коробчатой схемы представлен в *Приложении 4*.

На рисунке 3-20 представлена продувочная модель самолета с крылом коробчатой схемы, установленная в аэродинамической трубе МАИ Т-1.

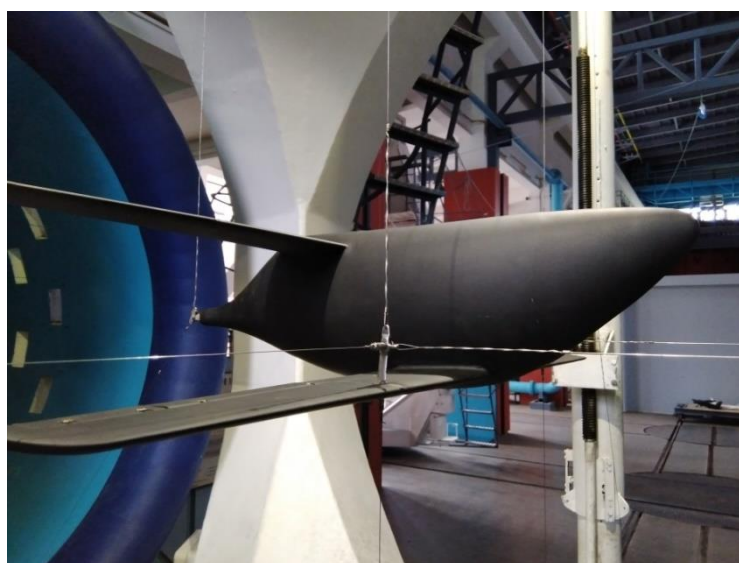
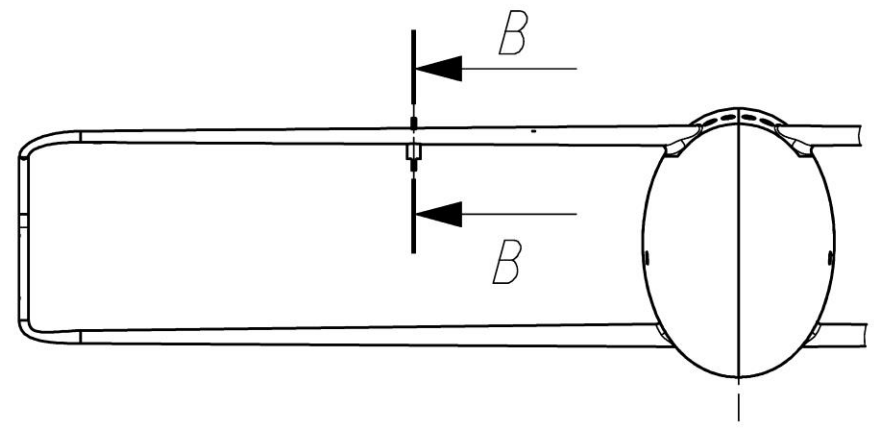
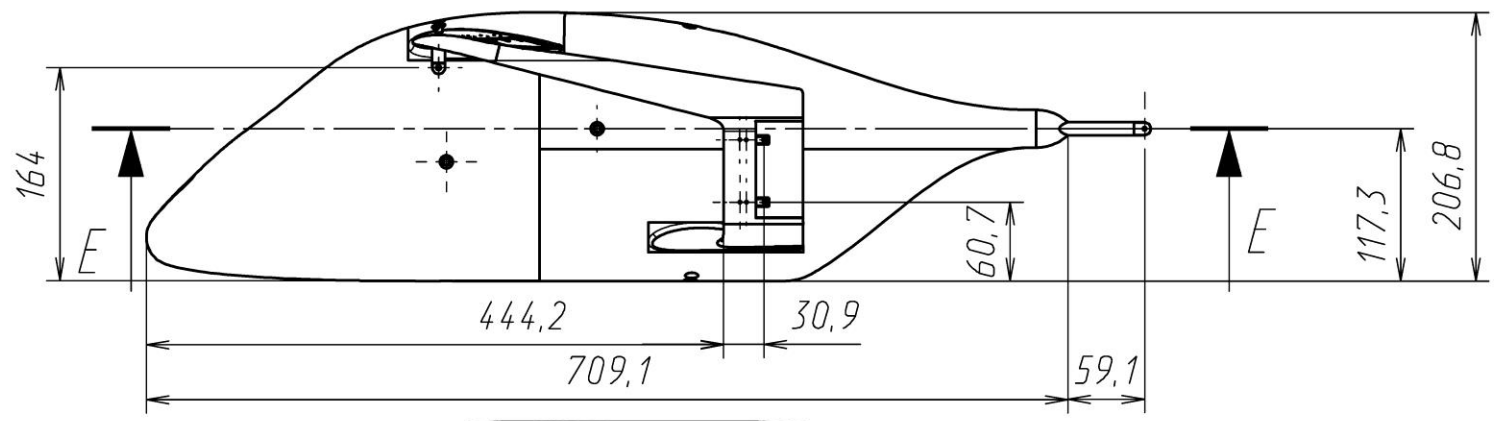


Рисунок 3-20 - Продувочная модель самолета с крылом коробчатой схемы, установленная в аэродинамической трубе МАИ Т-1

3.2.3 Сравнение расчетных и экспериментальных данных по легкому самолету с крылом коробчатой схемы

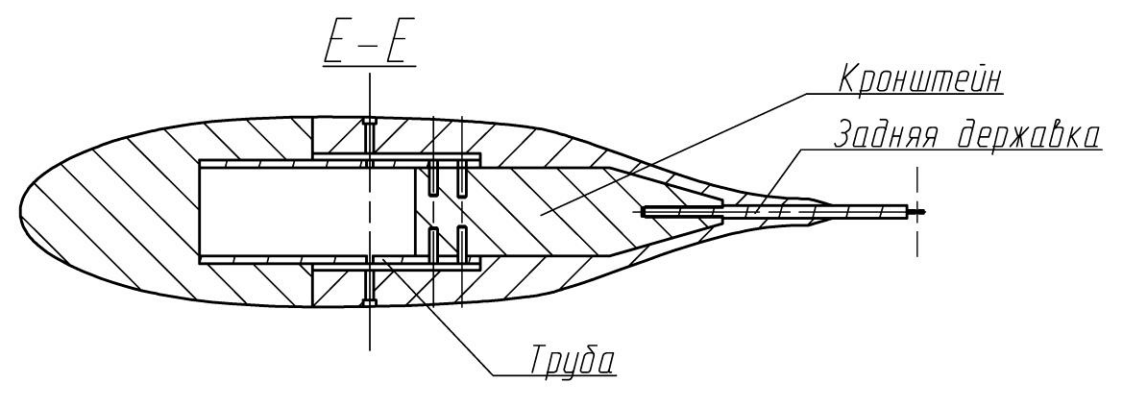
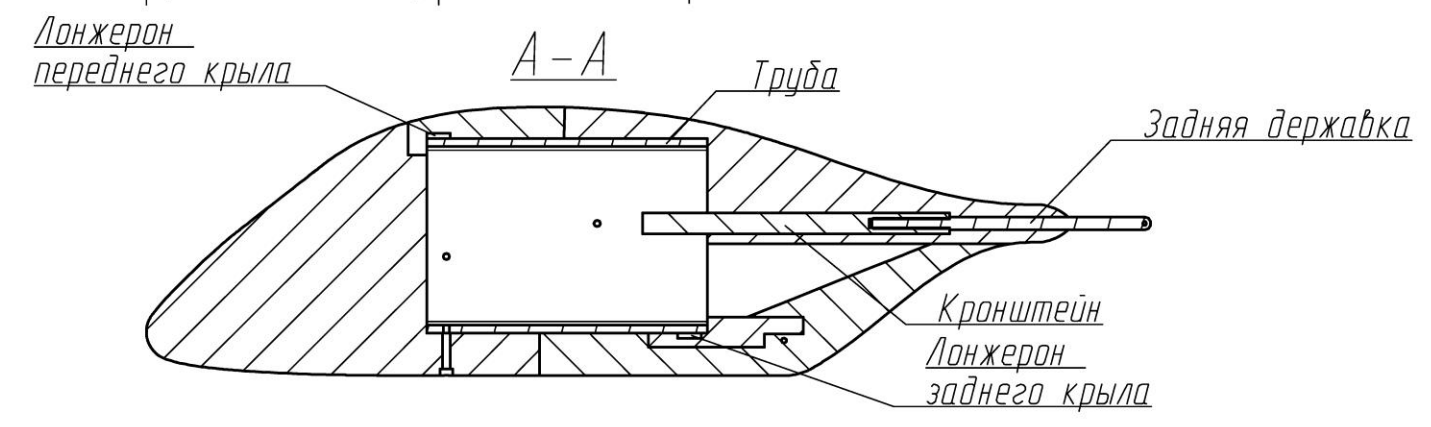
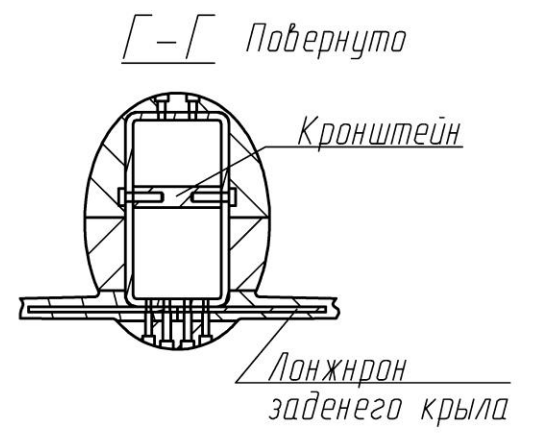
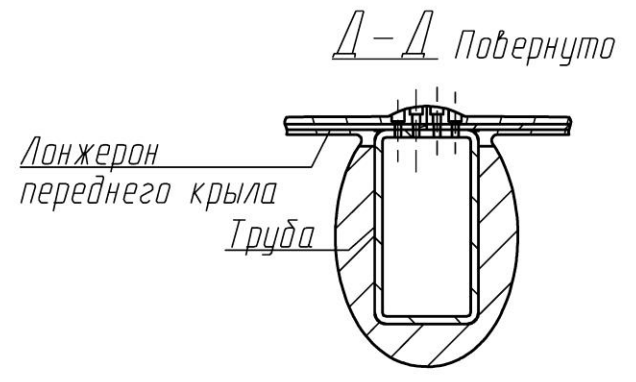
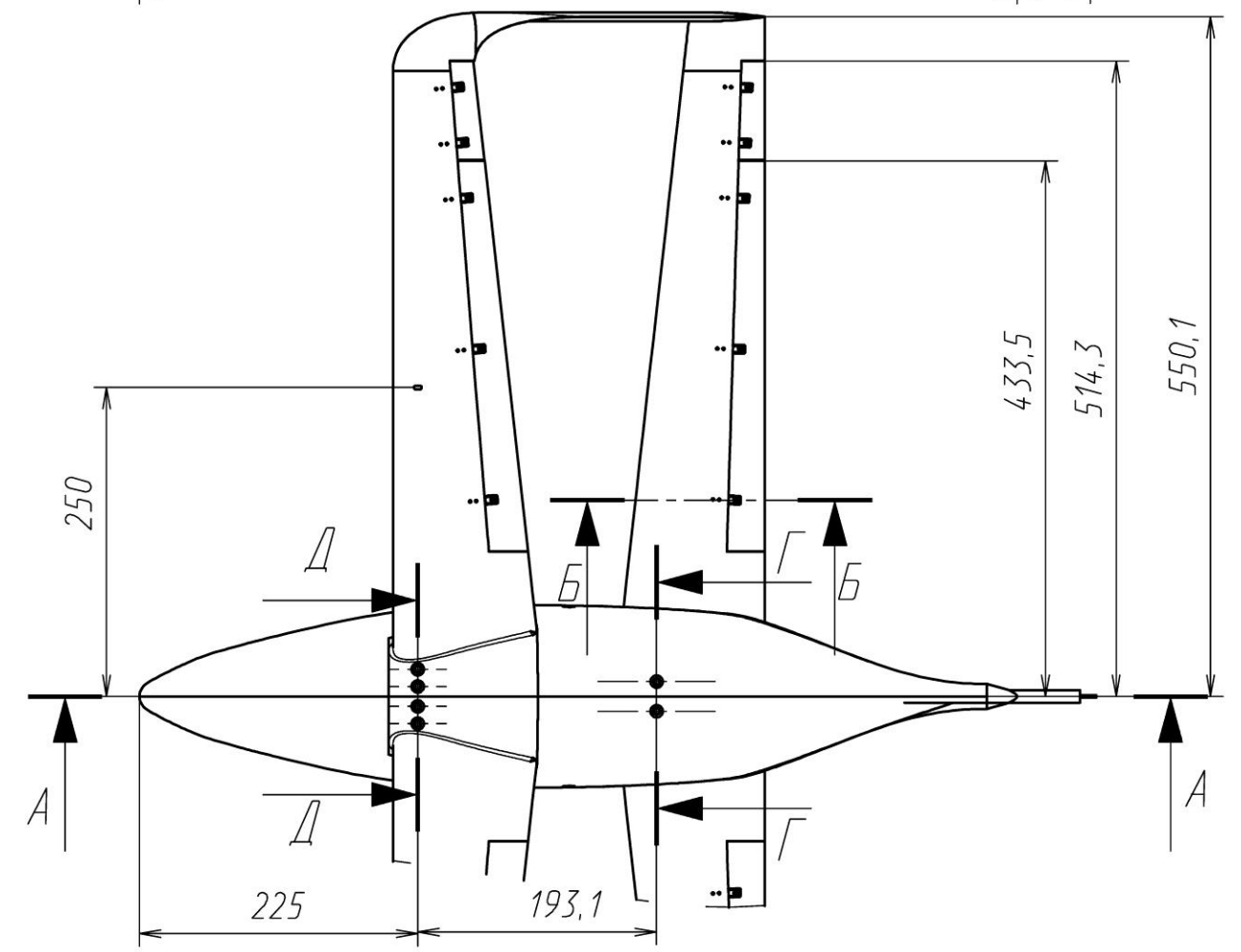
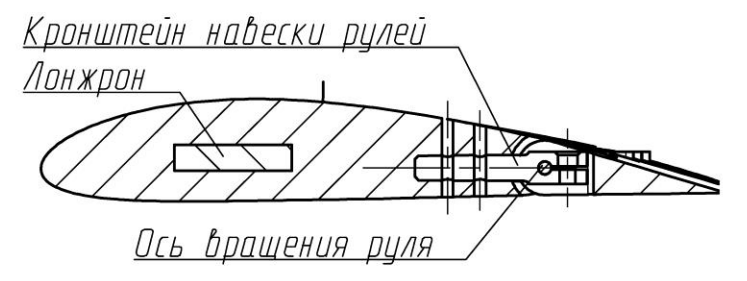
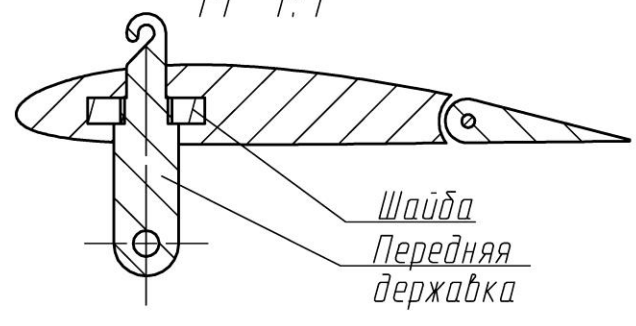
В качестве примера, позволяющего оценить степень достоверности результатов расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы, на *рисунках 3-21 – 3-23* представлены зависимости $C_{ya}=f(\alpha)$ и $C_{xa}=f(\alpha)$, полученные с помощью аналитического расчета (в том числе по схеме С.М. Белоцерковского для решетчатого крыла), численного расчета (FloEFD), метода вихревых решеток (FLZ-Vortex), а также экспериментальные данные.



*B-B
M 1:1*

Б-Б M 1:1

Типовое сечение узла набески рулей



*M1:5
Крепёж условно не показан*

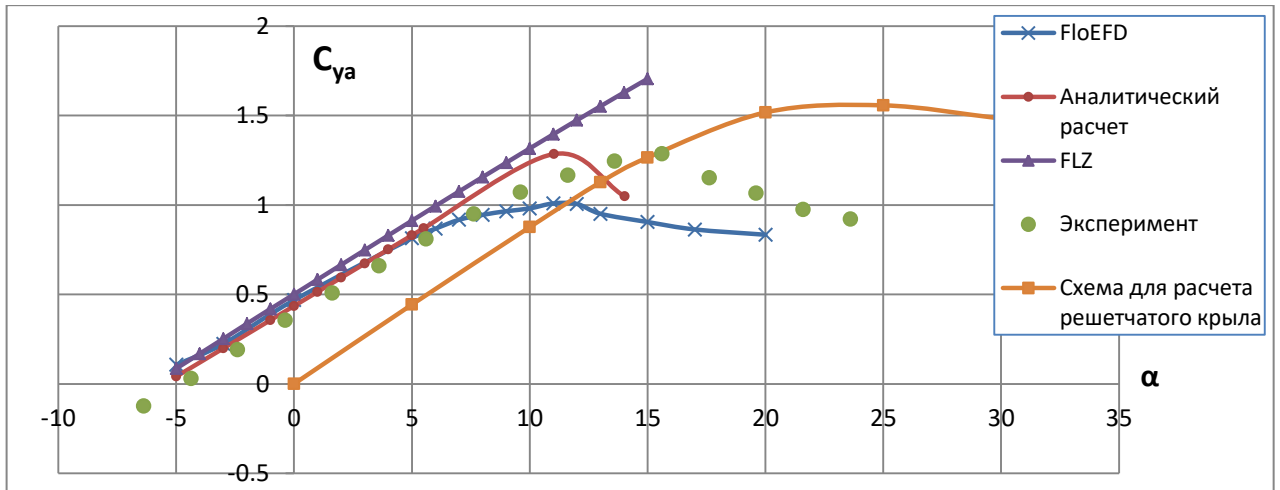


Рисунок 3-21– Зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$ для самолета с крылом коробчатой схемы

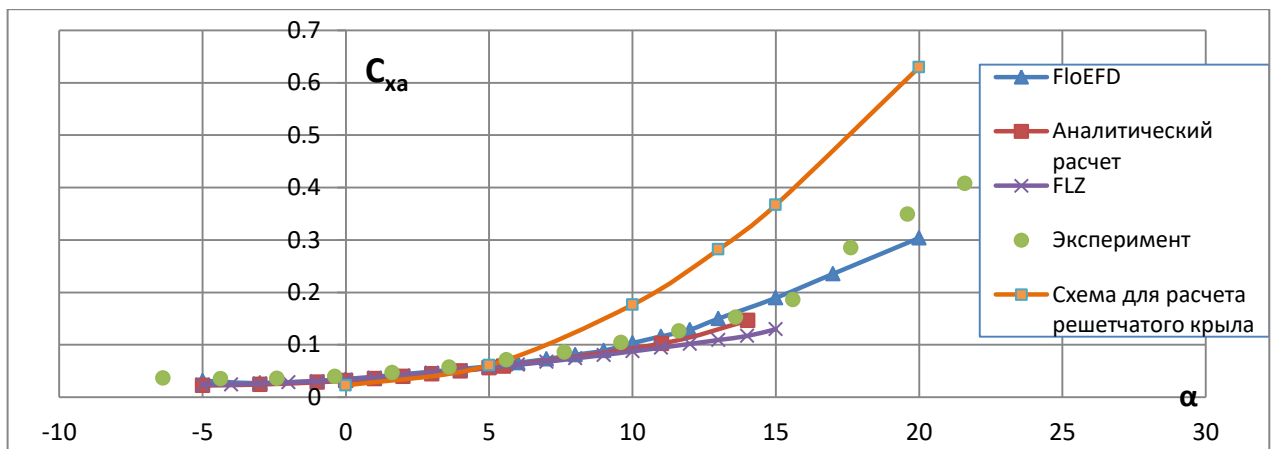


Рисунок 3-22 – Зависимость $C_{xa}=f(\alpha)$ для самолета с крылом коробчатой схемы

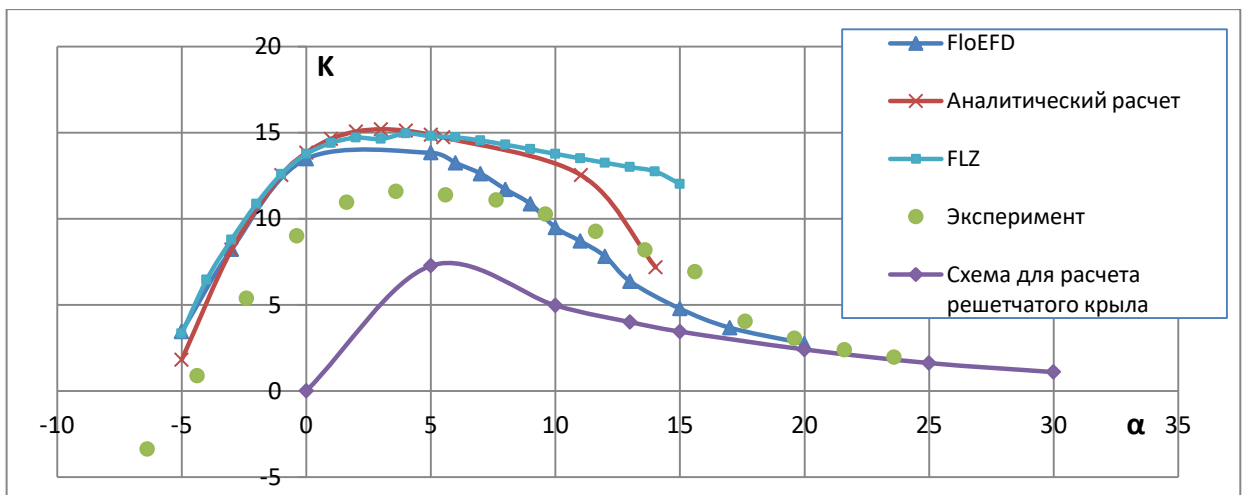


Рисунок 3-23– Зависимость $K=f(\alpha)$ для самолета с крылом коробчатой схемы

3.2.4. Сравнение расчетных и экспериментальных данных самолету По-2 с модифицированным сочлененным крылом

Как было указано ранее, с целью верификации предлагаемых в диссертации инженерных методик расчета аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и

балансировки самолета с крылом коробчатой схемы были проведены численные расчеты и трубные испытания весовой модели коробчатого самолета. Такой же комплекс исследований был применен к модели самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом (рисунки 3-24). Программа испытаний модели По-2 представлена в Приложении 5.



Рисунок 3-24 – Весовая модель самолета По-2 с модифицированным сочлененным крылом в аэродинамической трубе МАИ Т-1

На рисунках 3-25 и 3-26 представлены расчетные и экспериментальные аэродинамические характеристики модели самолета По-2 с сочлененным крылом.

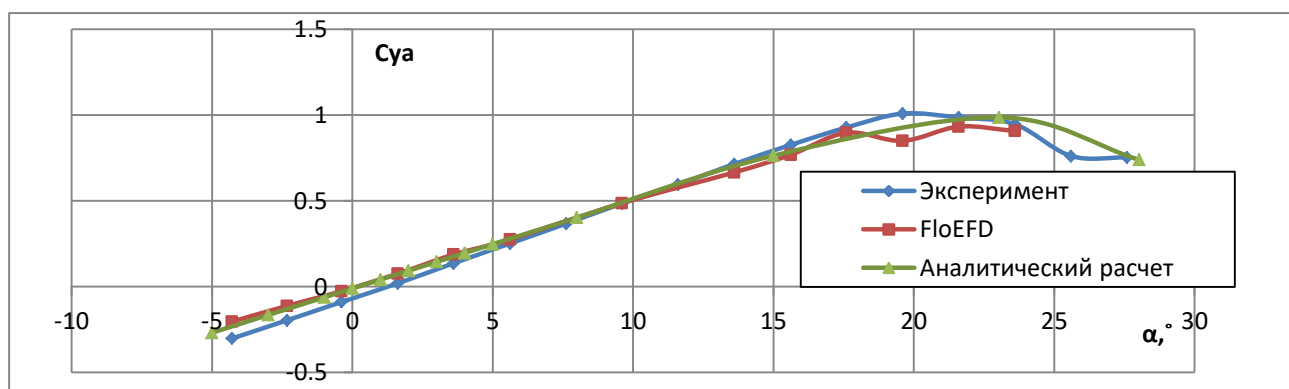


Рисунок 3-25 - Продувочная модель По-2, зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$

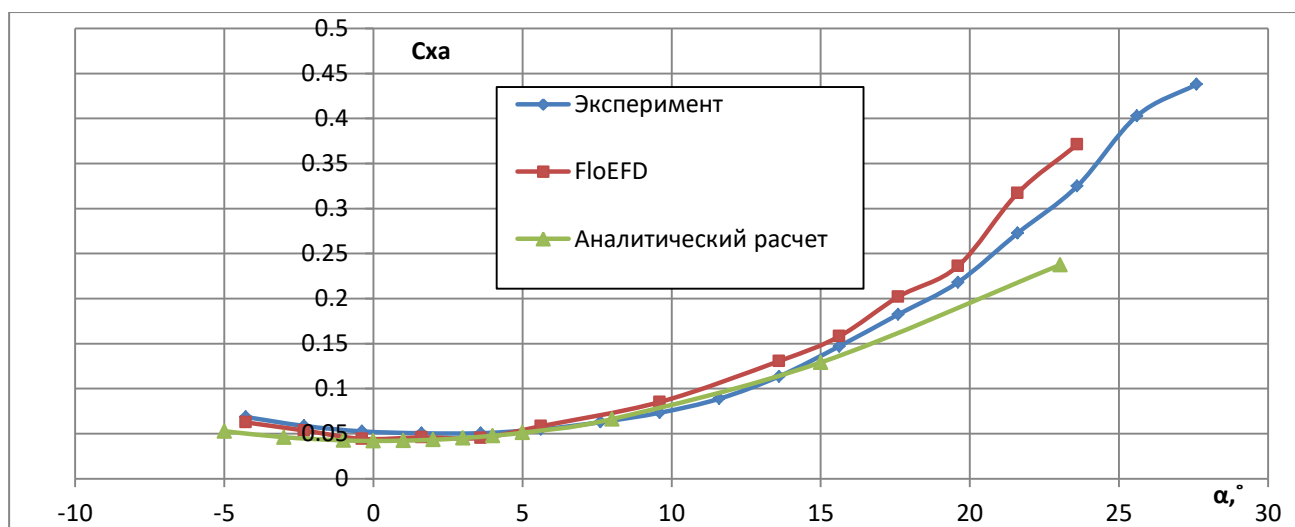


Рисунок 3-26- Продувочная модель По-2, зависимость $C_{xa}=f(\alpha)$

Достоверность результатов аналитического расчета для диапазона углов атаки $\alpha = (-2...10^\circ)$ для модели самолета с крылом коробчатой схемы, а также модели самолета По-2 с сочлененным крылом можно оценить с помощью таблицы 3-8.

Таблица 3-8 – Расхождения в результатах аналитического расчета и эксперимента

	$\Delta(C_{ya})$	$\Delta(C_{xa})$
Самолет с крылом кор. схемы	4-9 %	1-3 %
По-2 с сочлененным крылом	1-7 %	1-6 %

В пределах безотрывного обтекания предлагаемая методика расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы в крейсерской конфигурации демонстрирует удовлетворительную сходимость с экспериментом.

Следует отметить расхождение расчетов и эксперимента по C_{x0} , $\alpha_{кр}$ и $C_{ya\max}$ (для FloEFD и эксперимента).

Заключение к главе 3

В рамках третьей главы разработанные ранее модули научно-методического обеспечения были внедрены в процесс проектирования самолета с крылом коробчатой схемы. В третьей главе было приведено обоснование выбора категории самолета для исследования и сформировано техническое задание на проектирование. Обоснованы компоновочные решения, проанализирована боковая устойчивость и управляемость, выбрана геометрия вертикальных стабилизаторов, рулей, элеронов, угол поперечного “V” крыла. Проанализирована продольная устойчивость самолета с крылом коробчатой схемы, рассчитан разбег центровок. Определены параметры аэродинамических профилей обоих крыльев, обеспечивающие потребный запас устойчивости и требуемое поведение самолета на больших углах атаки.

Предлагаемый метод упрощенного расчета аэродинамических характеристик самолета с крылом коробчатой схемы был верифицирован путем сравнения полученных с помощью него результатов с расчетными данными FLZ-Vortex и FloEFD, а также экспериментальными данными.

В пределах безотрывного обтекания предлагаемая методика расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы в крейсерской конфигурации демонстрирует хорошую сходимость с численным расчетом.

Глава 4: Сравнение характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана

4.1 Сравнение легкого самолета с крылом коробчатой схемы с эквивалентным монопланом по частным критериям эффективности

В таблице 4-1 приведен ряд частных критериев, отражающих относительную эффективность легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана [40].

Таблица 4-1– Частные критерии эффективности самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана

Критерий	Формула	Самолет с крылом коробчатой схемы	Эквивалентный моноплан
Коэффициент Освальда	$e_{\text{мон}} = 1 - 0,208\lambda$ $e_{\text{кор}} = \frac{1,04 + 2,81 \frac{G}{L}}{1 + 0,45 \frac{G}{L}}$	0.85	0.74
Приведенное лобовое сопротивление	$C_{fe} = \frac{C_{x0}S}{S_{\text{ом}}}$	0.0058	0.0066
Критерий совершенства несущих свойств	$U_{\text{НС}} = \lambda \frac{S}{S_{\text{ом}}}$	2.08	1.59
Критерий совершенства аэродинамической компоновки самолета	$U_{\text{АК}} = \frac{e}{C_{fe}}$	146.86	129.65
Критерий взлетных характеристик самолета	$U_{\text{взл}} = \frac{\bar{P}_0}{p_0} \sqrt{e\lambda} C_{y \text{отр max}}$	0.0124	0.0112
Критерий экономической целесообразности самолета	$U_{\text{ТЭ}} = \frac{m_{\text{т}}}{N_{\text{пас}}L}$	0.0653	0.0579
Площадь омываемой поверхности	Оценена с помощью инструментов NX	36.6 м ²	39.6 м ²

Замкнутая схема крыла (дающее высокое значение коэффициента Освальда) и малая омываемая поверхность обеспечивают коробчатому самолету относительно высокую степень аэродинамической эффективности.

4.2 Сравнение аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана на основании аналитического расчета

На *рисунках 4-1- 4-9* представлены результаты аналитического расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях.

4.2.1 Крейсерская конфигурация (рисунки 4-1 – 4-5)

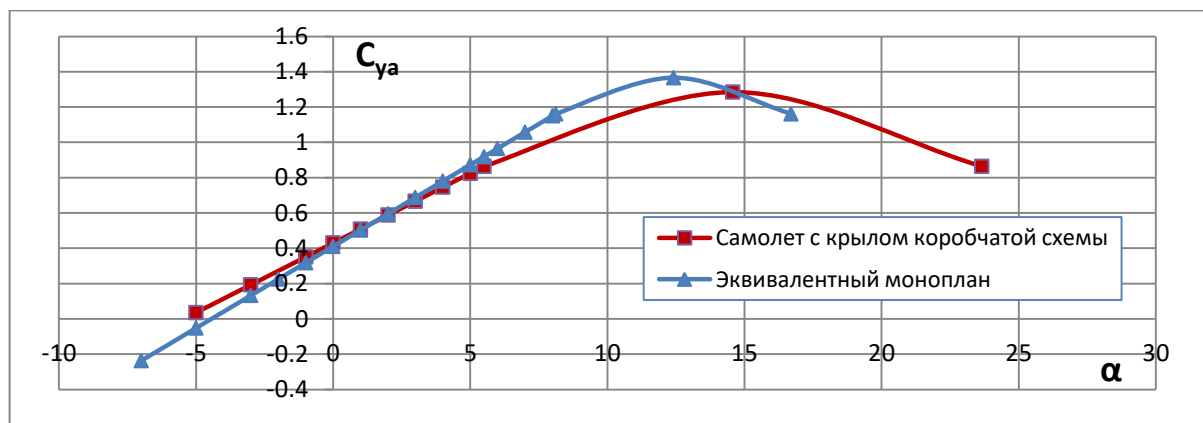


Рисунок 4-1– Зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$

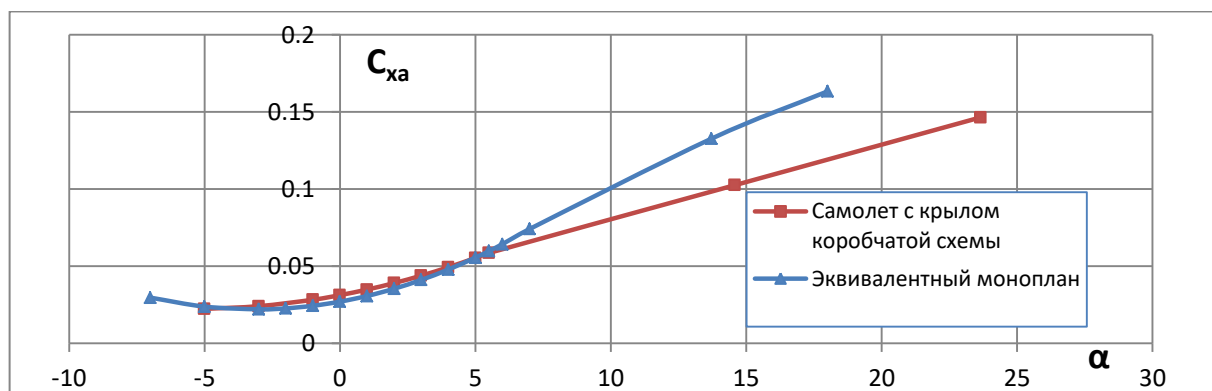


Рисунок 4-2– Зависимость $C_{xa}=f(\alpha)$

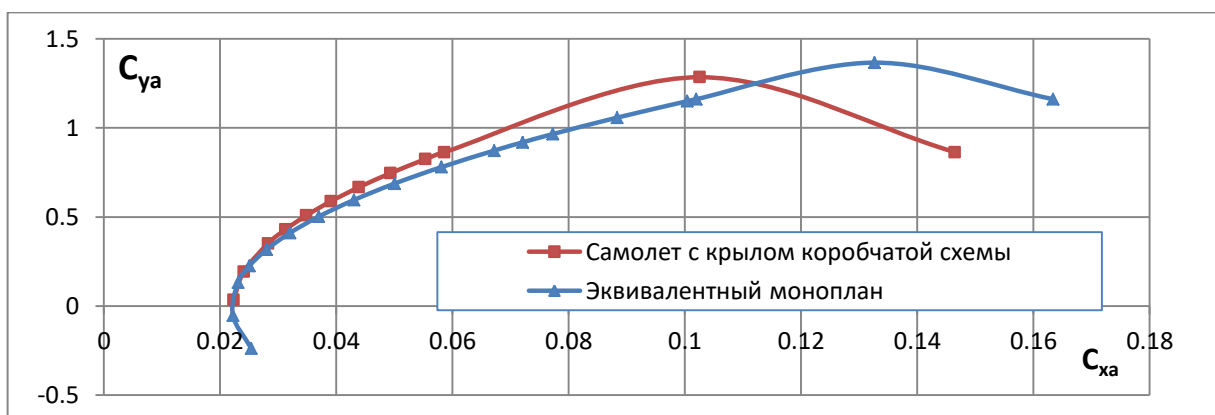


Рисунок 4-3 – Зависимость $C_y=f(C_x)$

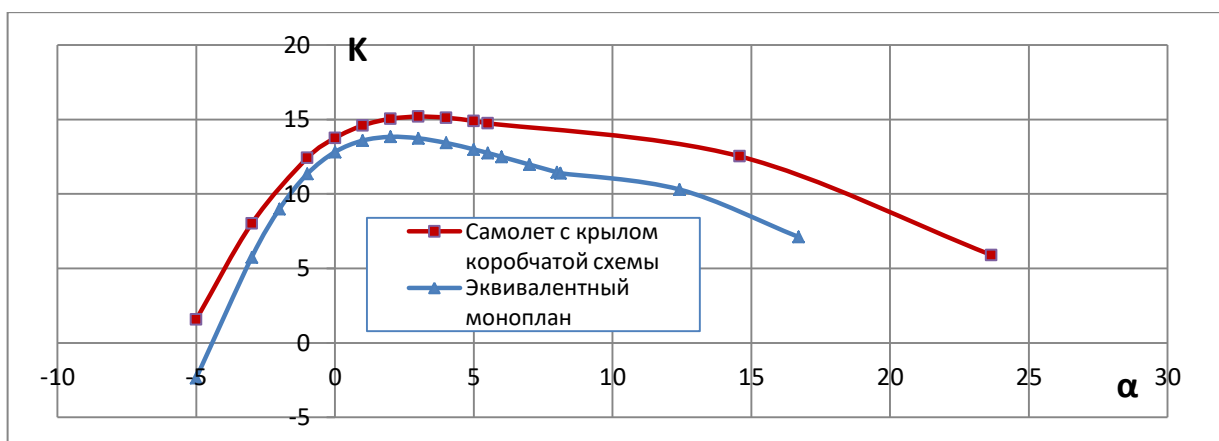


Рисунок 4-4 – Зависимость $K=f(\alpha)$

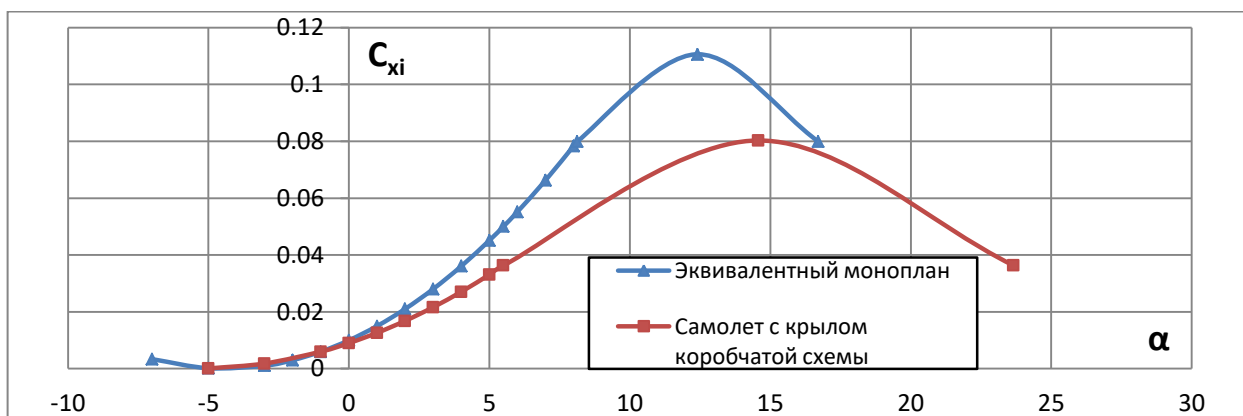


Рисунок 4-5 – Зависимость $C_{xi}=f(\alpha)$

Максимальный коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки выше у эквивалентного моноплана. За счет меньшего индуктивного сопротивления на больших углах атаки коэффициент лобового сопротивления самолета с крылом коробчатой схемы ниже, чем эквивалентного моноплана. Аэродинамическое качество самолета с крылом коробчатой схемы несколько выше качества эквивалентного моноплана во всем диапазоне расчетных углов атаки.

4.2.2 Взлетная конфигурация (рисунки 4-6 – 4-7)

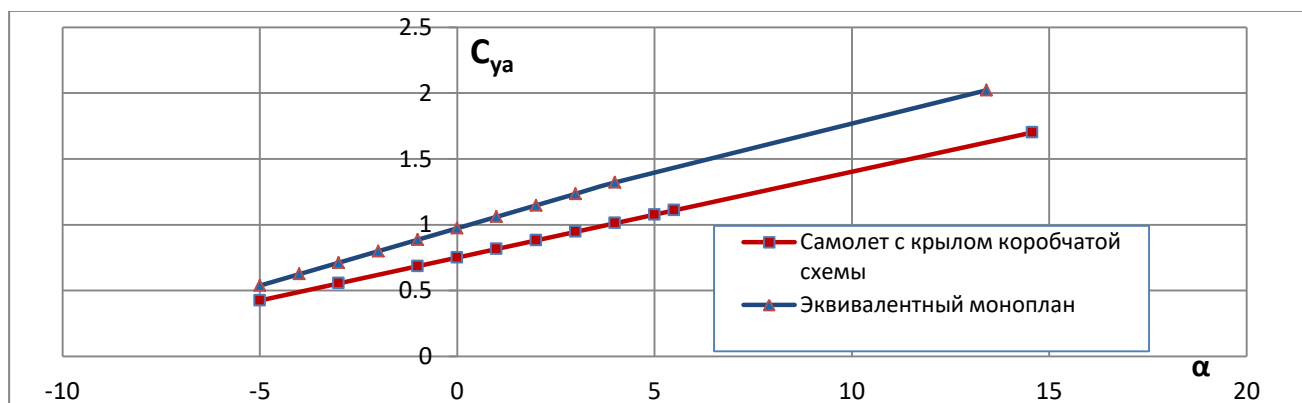


Рисунок 4-6 – Зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$, взлетная конфигурация

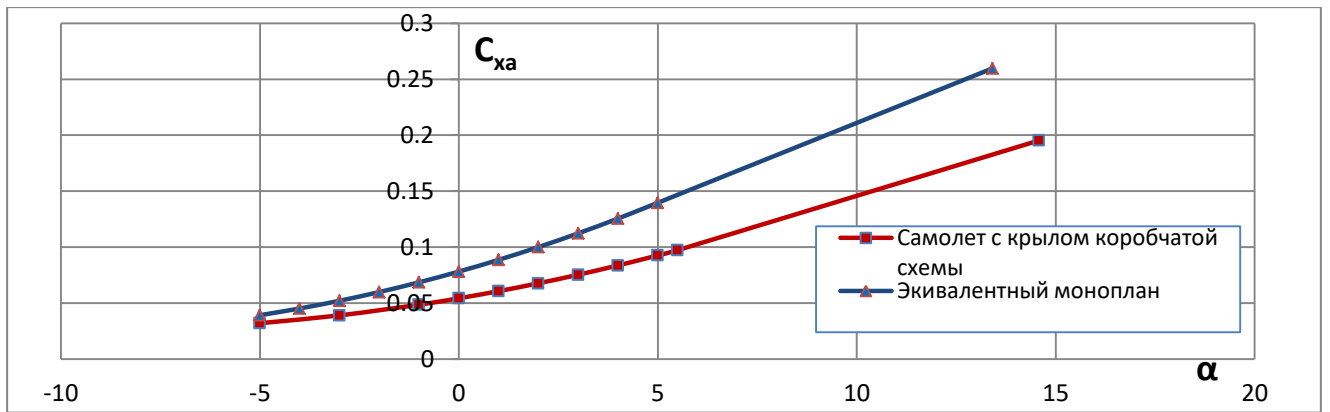


Рисунок 4-7 – Зависимость $C_{x_a}=f(\alpha)$, взлетная конфигурация

4.2.3 Посадочная конфигурация (рисунки 4-8 – 4-9)

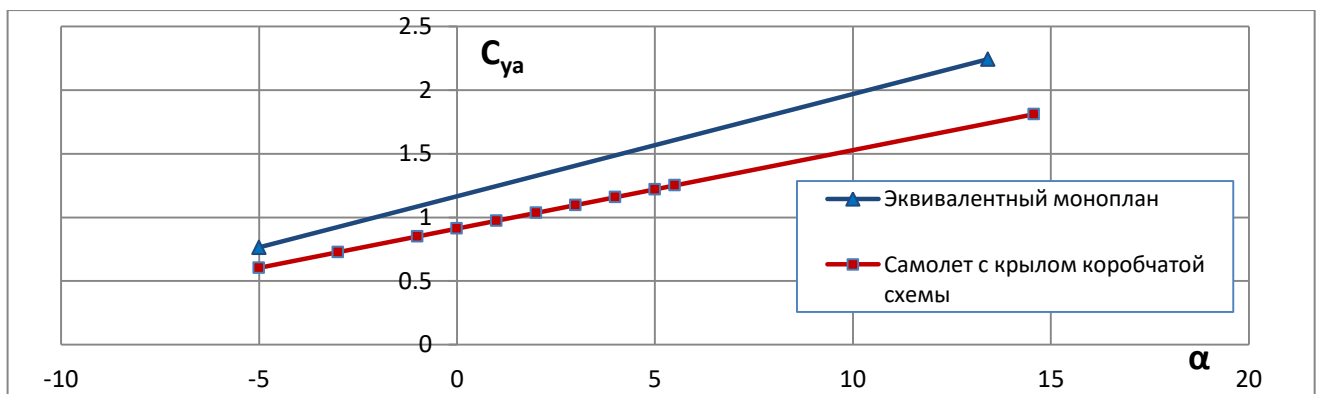


Рисунок 4-8 – Зависимость $C_{y_a}=f(\alpha)$, посадочная конфигурация

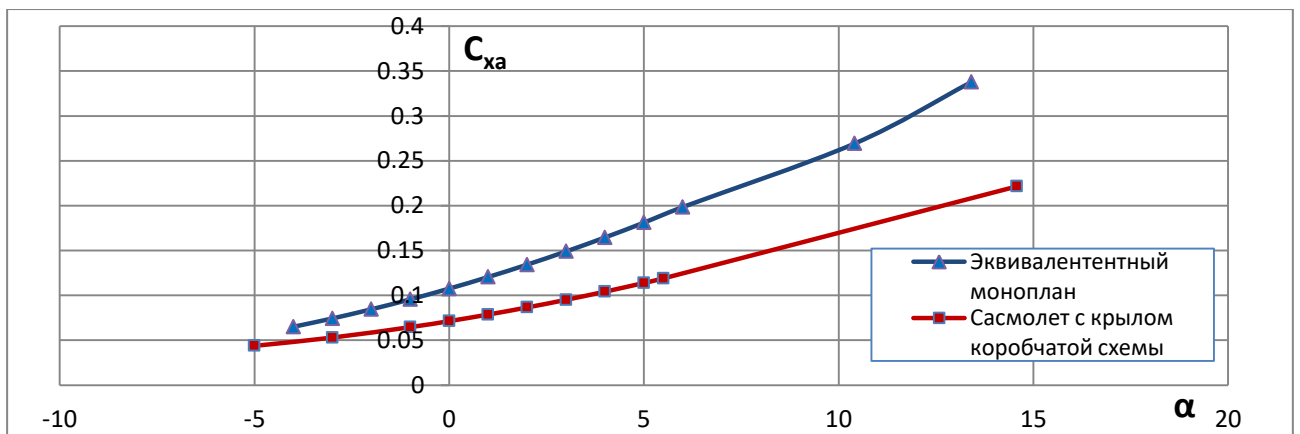


Рисунок 4-9 – Зависимость $C_{y_a}=f(\alpha)$, посадочная конфигурация

Результаты аналитического расчета показывают меньшую эффективность флаперонов самолета с крылом коробчатой схемы по сравнению с закрылками эквивалентного моноплана как на режиме взлета, так и на режиме посадки.

4.3 Вес топлива, потребный для выполнения полета по типичному для аппарата данного класса профилю

В качестве одного из критериев эффективности летательного аппарата при сравнении двух проектов, сформированных по одному техническому заданию, можно использовать вес топлива, потребный для выполнения полета по типичному для аппарата данного класса профилю.

Самолет с крылом коробчатой схемы может наиболее полно реализовать свое преимущество в низком индуктивном сопротивлении на тех режимах, где реализуется большая подъемная сила и велик расход топлива. Для легкого самолета общего назначения таким режимом является взлет.

4.3.1 Вес топлива: взлет

Рассмотрим отдельно расход топлива на разбеге и воздушном участке взлета легкого самолета. Для анализа характеристик взлета использовались теоретические зависимости, основанные на среднем значении ускорения [3, с. 532-539].

Разбег

Приблизительно длина разбега легкого самолета может быть рассчитана по формуле

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2a_{\text{ср.п}}}, \quad (4-1)$$

где $a_{\text{ср.п}}$ – среднее значение ускорения при разбеге.

В этой формуле $V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G_0}{S\rho C_{y\text{отр}}}}$. Полагая, что для двух эквивалентных проектов самолетов $S = \text{const}$, $\rho = \text{const}$, можно записать, что

$$V_{\text{отр}} \sim \sqrt{\frac{G_0}{C_{y\text{отр}}}}. \quad (4-2)$$

Величину среднего ускорения при разбеге можно найти по формуле

$$a_{\text{ср.п}} = 9,81 \left[\frac{R_{\text{разб}}}{G_0} - \frac{2f_{\text{тр}}}{3} - \frac{1}{3K_{\text{отр}}} \right], \quad (4-3)$$

где $R_{\text{разб}}$ – тяга двигателя на скорости разбега $V_{\text{разб}}$;

$f_{\text{тр}}$ – коэффициент трения колес при взлете;

$K_{\text{отр}}$ – аэродинамическое качество самолета при скорости $V_{\text{отр}}$.

Полагая для двух эквивалентных проектов $R_{\text{разб}} = \text{const}$, $f_{\text{тр}} = \text{const}$, запишем, что

$$a_{\text{ср.п}} \sim \left[\frac{1}{G_0} - \frac{1}{K_{\text{отр}}} \right]. \quad (4-4)$$

Следовательно,

$$L_{\text{разб}} \sim \sqrt{\frac{G_0}{C_{y \text{ отр}}}}^2 \frac{1}{\left[\frac{1}{G_0} - \frac{1}{K_{\text{отр}}}\right]} = \frac{G_0^2}{C_{y \text{ отр}} - C_x G_0}. \quad (4-5)$$

Вес топлива на разбеге прямо пропорционален длине разбега и обратно пропорционален скорости разбега:

$$G_{\text{т разб}} \sim \frac{L_{\text{разб}}}{V_{\text{разб}}}. \quad (4-6)$$

$$V_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}}{\sqrt{2}}, \text{ следовательно,} \quad (4-7)$$

$$G_{\text{т разб}} \sim \frac{G_0^2}{C_{y \text{ отр}} - C_x G_0} \frac{C_{y \text{ отр}}^{1/2}}{G_0^{1/2}} = \frac{G_0^{3/2} C_{y \text{ отр}}^{1/2}}{C_{y \text{ отр}} - C_x G_0}. \quad (4-8)$$

Разницу в весе топлива, потребного на разбег самолету с крылом коробчатой схемы и самолету с традиционным консольным крылом, можно вычислить, найдя отношение

$$\frac{G_{\text{т разб кор}}}{G_{\text{т разб кон}}} = \frac{G_0^{3/2} C_{y \text{ отр кор}}^{1/2}}{C_{y \text{ отр кор}} - C_x \text{ отр кор } G_0} \frac{C_{y \text{ отр кон}} - C_x \text{ отр кон } G_0 \text{ кон}}{G_0^{3/2} C_{y \text{ отр кон}}^{1/2}}. \quad (4-9)$$

Воздушный участок взлета

На воздушном участке взлета до $H_{\text{без}} = 10$ м потребный вес топлива обратно пропорционален скорости набора высоты:

$$G_{\text{т ву}} \sim \frac{1}{V_y}. \quad (4-10)$$

Скорость набора высоты для самолета с винтомоторной установкой

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{G_0}, \quad (4-11)$$

где $\Delta N = N_p - N_{\text{п}}$.

Потребную мощность вычисляют по формуле

$$N_{\text{п}} = \frac{G_0 V_{\text{вв}}}{75 K_{\text{вв}}} \sim \frac{G_0 \sqrt{\frac{G_0}{C_{y \text{ вв}}}}}{K_{\text{вв}}}. \quad (4-12)$$

Располагаемая мощность

$$N_p = N_{\text{вн}} \eta = \text{const}. \quad (4-13)$$

Следовательно,

$$V_y \sim \frac{K_{\text{вв}} G_0}{G_0 \sqrt{\frac{G_0}{C_{y \text{ вв}}}}} = \frac{C_{y \text{ вв}}^{3/2}}{G_0^{1/2} C_{x \text{ вв}}}. \quad (4-14)$$

Тогда

$$G_{\text{т ву}} \sim \frac{G_0^{1/2} C_x}{C_{y \text{ вв}}^{3/2}}. \quad (4-15)$$

Разницу в весе топлива, потребного на воздушный участок взлета самолета с крылом коробчатой схемы и самолета с традиционным консольным крылом, можно вычислить, найдя отношение

$$\frac{G_{T \text{ в у кор}}}{G_{T \text{ в у кон}}} = \frac{G_{0 \text{ кор}}^{1/2} C_{x \text{ в у кор}}}{C_{y \text{ в у кор}}^{3/2}} \frac{C_{y \text{ в у кон}}^{3/2}}{G_{0 \text{ кон}}^{1/2} C_{x \text{ в у кон}}} \quad (4-16)$$

4.3.2 Вес топлива: крейсерский полет, посадка; суммарный вес топлива

Вес топлива, необходимый для полета на заданную дальность, был найден по уравнению Бреге [57, стр. 15].

Вес топлива, потребный для осуществления посадки, был найден по статистическим данным [57, стр. 16].

Результаты расчета суммарного веса топлива, потребного для типового полета, представлены в таблице 4-2.

Таблица 4-2 - Расход топлива в даН, типовой профиль полета

	Разбег	Воздушный участок взлета	Набор высоты	Крейсерский полет	Посадка	Суммарный вес топлива	
						даН	% от взлетного веса самолета
Самолет с крылом коробчатой схемы	4.93	4.93	7.43	25.12	11.11	53.63	11.83
Эквивалентный моноплан	5.05	5.90	7.67	27.83	9.84	57.23	11.74

4.4 Модуль расчета веса крыла коробчатого самолета

В [14, стр. 17] показано, что примерная зависимость плотности авиационных конструкционных материалов от их предела прочности может быть записана следующим образом:

$$\rho \approx 0,007\sigma_B, \quad (4-15)$$

При запасе прочности $n = \frac{\sigma_B}{\sigma_{max}} = 1,15$

$$\rho \approx 0,008\sigma_{max}, \quad (4-15)$$

откуда масса элементарного объема крыла в 1 см^3

$$m_{кр 1 \text{ см}^3} \approx 0,008\sigma_{max}. \quad (4-15)$$

Допустим, что конструкция крыльев коробчатого самолета и эквивалентного моноплана спроектирована оптимальным образом. В этом случае распределение материала по размаху крыла будет пропорционально действующим нагрузкам. Такое допущение позволяет

смоделировать напряженно-деформированное состояние крыльев под нагрузкой в упрощенном виде – без проработки конструкции крыльев. Подобный подход не позволяет оценить абсолютный вес крыльев, однако позволяет рассчитать коэффициент для пересчета веса консольного крыла на вес эквивалентного ему коробчатого крыла.

Разделив крыло на n объемов V_i с массой каждого из них

$$m_i = 0,008\sigma_{\max} V_i, \quad (4-15)$$

можно получить общий вес крыла

$$m_{\text{кр}} = \sum_{i=1}^n m_i. \quad (4-15)$$

Прирост веса крыла коробчатой схемы (с учетом вертикальных несущих поверхностей) относительно консольного крыла можно оценить следующим образом:

$$\Delta m_{\text{кр}} = \frac{m_{\text{кр кон}} - m_{\text{кр кор}}}{m_{\text{кр кон}}} 100\%. \quad (4-15)$$

Вычислив вес консольного крыла моноплана по одной из статистических формул, можно оценить абсолютную величину прироста веса крыла коробчатой схемы.

Для вычисления напряженно-деформированного состояния крыльев расчетных моделей был использован модуль NX Nastran. Воздушная нагрузка для расчета была получена с помощью программы FloEFD. В работе были рассмотрены следующие случаи нагружения [44, стр. 31]:

- случай А (криволинейный полет самолета на угле атаки $\alpha_{\text{кр}}$, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы $C_{y \max}$);
- случай А' (криволинейный полет самолета на малых положительных углах атаки $\alpha = 4 \dots 6^\circ$ при $q_{A'} = q_{\max \max}$);
- случай D (криволинейный полет с углом атаки, соответствующим отрицательному $C_{y \max}$ при $q_D = q_A$, $n_D^3 = -0,5n_A^3 = -0,5n_{\max}^3$);
- случай D' (криволинейный полет самолета на малых отрицательных углах атаки $\alpha = 4 \dots 6^\circ$ при $q_{D'} = q_{\max \max}$, $n_{D'}^3 = -0,5n_A^3 = n_D^3$).

Согласно [19, стр. 33], для некоторых типов самолетов наиболее тяжелым режимом является А' (смещенный назад центр давления является причиной значительных крутящих моментов на крыле). Однако расчеты показали, что наибольшие напряжения в крыле эквивалентного моноплана возникают в расчетном случае А. Для коробчатого крыла наиболее тяжелым режимом оказался А'. Эпюры максимальных напряжений по размаху крыльев самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана для наиболее тяжелых случаев нагружения представлены на *рисунках 4-9 и 4-10*.

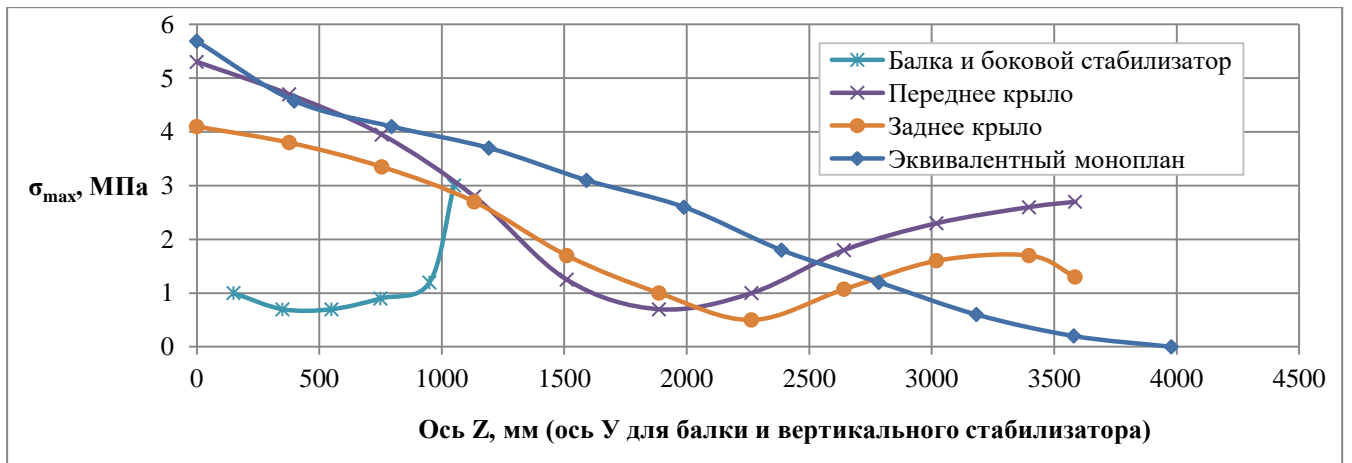


Рисунок 4-9– Расчетный случай A

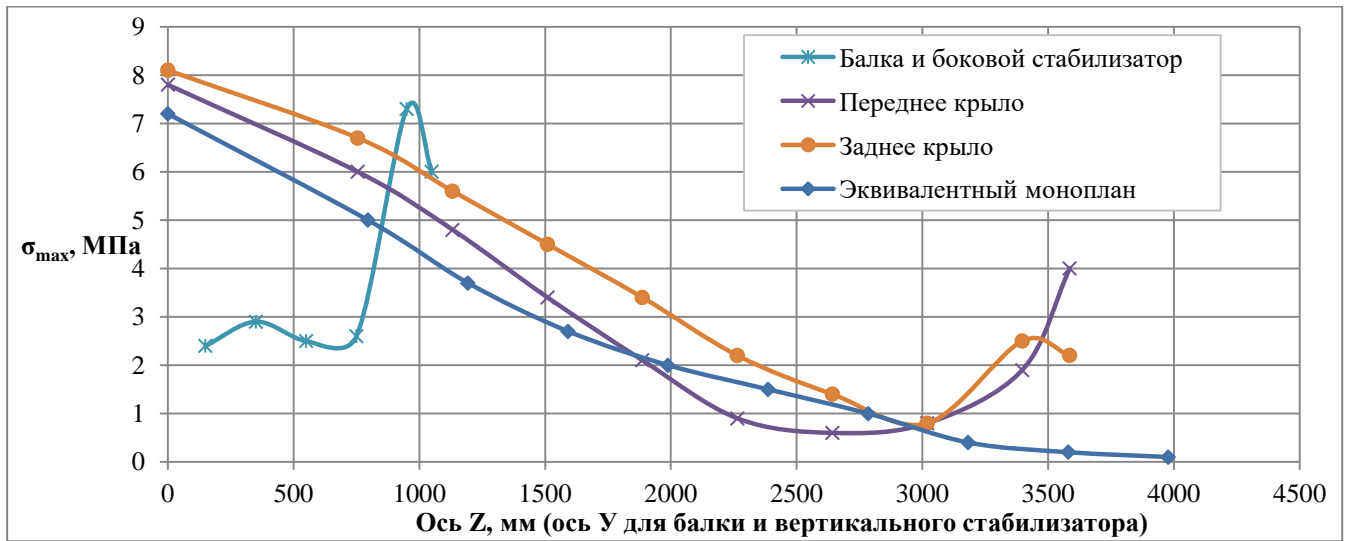


Рисунок 4-10– Расчетный случай A'

На *рисунках 4-11 и 4-12* представлена визуализация напряженно-деформированного состояния расчетных моделей крыльев (NX Advanced Simulation).

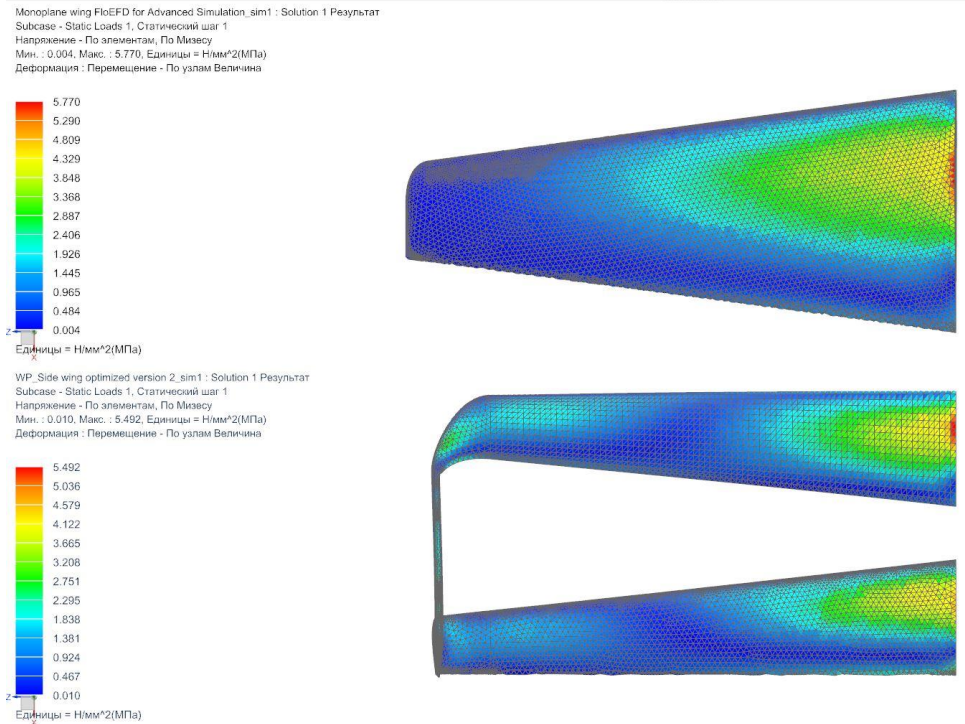


Рисунок 4-11 – Напряженно-деформированное состояние расчетных моделей; визуализация напряжения



Рисунок 4-12 – Напряженно-деформированное состояние расчетных моделей; визуализация деформации

Расчеты по формуле 4-15 показали, что условная масса консольного крыла при самом тяжелом случае нагружения (А) больше массы крыла самолета с крылом коробчатой схемы при самом тяжелом случае нагружения (А') на 4,87 %.

Вес крыла эквивалентного моноплана в первом приближении был определен как среднее арифметическое веса крыла, полученного по трем статистическим формулам (16.4.5, 16.4.9, 16.11), описанным в [3, стр. 478-482]. Для оценки веса крыла коробчатого самолета (с учетом вертикальной балки и бокового стабилизатора) полученная величина была уменьшена на 4,87 %.

Вес остальных компонентов был оценен по стандартным методикам, предложенным в [3].

Весовая сводка по компонентам взлетного веса самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана представлена в *таблице 4-3*.

Таблица 4-3 – Весовая сводка для самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана

Компонент			Значение веса, даН	
			Самолет с крылом коробчатой схемы	Эквивалентный моноплан
Пустой самолет	Конструкция	Крыло+оперение	38.7	50.7
		Фюзеляж	81.3	81.3
		Шасси	49.7	50.2
	Силовая установка		96.6	96.6
	Оборудование и управление		25.1	24.8
Полезная нагрузка	Целевая нагрузка		90.0	90.0
	Топливо		53.6	57.2
	Снаряжение		97.2	97.2
Взлетный вес			532.4	548.1

На основании описанной выше схемы аэродинамического расчета (глава 2) и стандартных схем расчета взлетного веса и летно-технических характеристик была сформирована *таблица 4-5*, позволяющая сравнить проекты легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана по основным техническим параметрам и характеристикам.

Таблица 4-5 – Основные параметры и характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана

<i>Характеристики и параметры самолетов, их размерность</i>	<i>Самолет с крылом коробчатой схемы</i>	<i>Эквивалентный моноплан</i>
Весовые характеристики		
Расчетная масса целевой нагрузки, кг	90	90
Расчетная взлетная масса m_0	532.4	548.1
Масса снаряжения	97.2	97.2
Масса пустого снаряженного самолета $m_{пуст}$	340.8	354.7
Относительная масса конструкции (для композитов)	0.25	0.27
Относительная масса оборудования и управления	0.050	0.050
Относительная масса СУ	0.193	0.193
Относительная масса топлива	0.127	0.120
Летно-технические характеристики		
Расчетная дальность полета, км	800	800
Крейсерская скорость полета, км/ч	234	223
Максимальная скорость полета, км/ч	263	245
Взлетно-посадочные характеристики		
Длина ВПП, м	409	377
Длина разбега, м	137	143
Длина пробега, м	174	135
Взлетная дистанция, м	463	494
Посадочная дистанция, м	443	393
Скорость сваливания, м/с	22	22
Характеристики силовой установки		
Тип и количество двигателей	1xRotax 912	1xRotax 913
Стартовая мощность, л.с.	100	100
Масса, кг	56.6	56.6
Стартовый удельный расход топлива, л/час	27	27
Крейсерский удельный расход топлива, л/час	25	25
Относительные параметры		
Стартовая энерговооруженность, лс/даН	0.19	0.18
Стартовая удельная нагрузка на крыло, даН/м ²	57	58
Геометрические параметры		
Площадь крыла, м ²	9.5	9.5
Размах крыла, м	7.55	7.94
Углы стреловидности по 1/4 хорд	0	0
Сужение крыла	2.0	2.6
Относительная толщина профиля крыла	0.14	0.14

Заключение к главе 4

1. По представленным в четвертой главе графикам можно сделать следующие выводы:

- максимальный коэффициент подъемной силы и производная коэффициента по углу атаки у моноплана выше, чем у самолета с крылом коробчатой схемы;
- за счет индуктивного сопротивления общее сопротивление эквивалентного моноплана выше на умеренных и больших углах атаки (даже с учетом того, что на нерасчетных режимах балансирующее сопротивление самолета с крылом коробчатой схемы растет существенно быстрее, чем у моноплана, *рисунок 2-21*);
- взлетно-посадочные устройства текущей конфигурации самолета с крылом коробчатой схемы менее эффективны, чем закрылки моноплана, но и создают меньшее сопротивление.

2. Расчет веса крыла, основанный на допущении, что конструкция крыла спроектирована оптимальным образом, и отражающий перераспределение аэродинамической нагрузки при переходе от консольной балки к статически неопределимой системе, показал разницу в весе крыльев рассматриваемых моделей, составляющую 4,7%.

3. Уточненный расчет потребного количества топлива на типовой полет показал, что за счет преимуществ в весе крыла и аэродинамическому качеству самолету с крылом коробчатой схемы требуется на 6,29 % меньше топлива на осуществление типового полета, чем эквивалентному моноплану.

4. Взлетный вес самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана, спроектированных по одному техническому заданию, различается на 2,94%.

5. Самолету с крылом коробчатой схемы текущей конфигурации требуется ВПП на 10,7 % длиннее, чем эквивалентному моноплану.

Заключение к диссертации

Разработанное научно-методическое обеспечение, основанное на проектировании «от эквивалентного моноплана», включает ряд модулей, позволяющих сформировать облик и рассчитать характеристики легкого самолета с крылом коробчатой схемы:

- аэродинамический модуль;
- модуль устойчивости и балансировки;
- модуль расчета веса крыла.

Разработанные алгоритмы были применены для проектирования и расчета легкого многоцелевого самолета с крылом коробчатой схемы.

Достоверность разработанных методов проверена путем сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе МАИ Т-1. В пределах безотрывного обтекания предлагаемая методика расчета аэродинамических характеристик легкого самолета с крылом коробчатой схемы в крейсерской конфигурации демонстрирует хорошую сходимость с численным расчетом.

Проектирование и расчет легкого самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана позволили сделать следующие выводы:

- максимальный коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки у моноплана выше, чем у самолета с крылом коробчатой схемы;
- за счет индуктивного сопротивления общее сопротивление эквивалентного моноплана выше на умеренных и больших углах атаки (даже с учетом того, что на нерасчетных режимах балансировочное сопротивление самолета с крылом коробчатой схемы растет существенно быстрее, чем у моноплана, *рисунок 2-21*);
- взлетно-посадочные устройства текущей конфигурации самолета с крылом коробчатой схемы менее эффективны, чем закрылки моноплана, но и создают меньшее сопротивление.

Расчет веса крыла, основанный на допущении, что конструкция крыла спроектирована оптимальным образом, и отражающий перераспределение аэродинамической нагрузки при переходе от консольной балки к статически неопределимой системе, показал разницу в весе крыльев рассматриваемых моделей, составляющую 4,7%.

Уточненный расчет потребного количества топлива на типовой полет показал, что за счет преимуществ в весе крыла и аэродинамическому качеству самолету с крылом коробчатой схемы требуется на 6,29% меньше топлива на осуществление типового полета, чем эквивалентному моноплану.

Взлетный вес самолета с крылом коробчатой схемы и эквивалентного моноплана, спроектированных по одному техническому заданию, различается на 2,94 %.

Самолету с крылом коробчатой схемы текущей конфигурации требуется ВПП на 10,7 % длиннее, чем эквивалентному моноплану.

Представленные результаты предназначены для применения в тех случаях, когда необходимо оперативно оценить характеристики самолета с крылом коробчатой схемы - при разработке ТТЗ, формировании облика самолета, уточнении геометрических параметров крыльев, а также в тех случаях, когда при сравнении нескольких концепций требуется выбрать оптимальную схему крыла.

Список использованной литературы

1. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов под редакцией доктора технических наук, профессора В.Г. Микеладзе. – Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, 1996. – 299 с.
2. Арепьев, А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и параметров. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 136 с.
3. Арепьев, А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.
4. Аржаников, Н.С., Садекова, Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов. - М.: Высшая школа, 1983. – 359 с.
5. Артамонова, Л.Г. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета: учеб. пособие / Л.Г. Артамонова, А.В. Кузнецов, Н.Н. Песецкая. – М., 2007. – 141 с.
6. Аэромеханика самолета: учебник для авиационных вузов / под ред. канд. тех. наук доц. А. Ф. Бочкарева. - М.: «Машиностроение», 1977. – 415 с.
7. Бадулина, А.В. Современное состояние и перспективы развития международного рынка малой авиации / А.В. Бадулина // Российский внешнеэкономический вестник. – 2014. – № 5. - С. 68-78.
8. Белоцерковский, С.М. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях / С.М. Белоцерковский, Б.К. Скрипач. - М.: Наука, 1975. - 424 с.
9. Болонкин, А.А. Теория полета летающих моделей. – М.: Издательство ДОСААФ, 1962. – 326 с.
10. Бурого, С.Г. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их частей: учеб. пособие / С.Г. Бурого — М.: МАИ, 1979. – 95 с.
11. Бурого, С.Г. Выбор аэродинамической компоновки дозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов: учеб. пособие / С.Г. Бурого — М.: Издательство МАИ, 1989. -72 с.
12. Федоренко, Г.А. Влияние числа Рейнольдса, начальной степени турбулентности потока и шероховатости поверхности на $c_{ya \max}$ моделей в АДТ и летательных аппаратов в полете / Г. А. Федоренко (ЦАГИ) // ТВФ. – 2011. - № 4. – С. 1-14.
13. Гончаров, П.Н. NX Advanced Simulation: практич. пособие / И.А. Артамонов, Т.Ф. Халитов, С.В. Денисихин, Д.Е. Сотник. – М.: ДМК Пресс, 2014. – 112 с.
14. Гуереш, Джахид. Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров законцовок крыльев магистральных самолетов: дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук: 05.07.02 / Гуереш Джахид – М.: МАИ, 2018.

15. Динамика полета: учебник для студентов высших учебных заведений. Изд. 2-е, испр. и доп. / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др. – М.: Машиностроение – Полет, 2017. - С. 652.
16. Динамика полета летательных аппаратов: учеб. пособие / С.В. Богословский, А.Д. Дорофеев. – СПб.: СПбГУАП, 2002. - 64 с.
17. Дядькин, А.А. Проблемы промышленной аэродинамики в КБ // Презентация на конференции FloEFD Users' Day. – М.: 2019 г.
18. Егер, В.С. Легкий многоцелевой самолет с «коробчатым» крылом: Пат. США 5,503,352. Int. Cl. B64C 3/10; US Cl. 244,45 R; ном. заявл. 238,707; 2.05.1996 г.12 с.
19. Зотов, А.А. Расчет самолета на прочность: Внешние нагрузки. Конструкционно-силовые схемы. Конструкционные материалы: учеб. пособие. – М.: Вузовская книга, 2014. – 68 с.
20. Ильинский, Н.Б., Абзалилов, Д.Ф. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики: учеб. пособие к курсу “Обратные краевые задачи механики жидкости и газа”, часть II. – Казань: КГУ, 2006 г. – 62 с.
21. Инженерные расчеты с помощью программного комплекса NX: учеб. пособие / А.Н. Унянин; под ред. Л.В. Худобина. – Ульяновск: УлГТУ, 2017. – 126 с.
22. Иродов, Р.Д., Старкова, Э.В. Статистическая формула для расчета несущих свойств крыла при дозвуковых скоростях потока / Р.Д. Иродов, Э.В. Старкова. - М. : ЦАГИ, 1982. - 25 с.
23. Калинин, А.И. Суммарные и распределённые аэродинамические характеристики изолированных поверхностей при малых дозвуковых скоростях /А.И. Калинин // Труды ЦАГИ, вып. 1503, М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1973. - 354 с.
24. Карпович, Е.А. Расчет обтекания механизированного профиля NLR 7301 в программе FloEFD: научно-технический отчет, вып. в ПАО «Корпорация «Иркут»»: М., 2019 – 10 с.
25. Кашафутдинов, С.Т., Лушин, В.Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. - Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина: 1994. – 78 с.
26. Колесников, Г. А., Сорокин, Ю.С., Терликов, В.В. Расчет аэродинамических характеристик самолета: учебное пособие к курсовой работе. - М.: МАИ, 2001. – 74 с.
27. Кощеев, А.Б., Артамонова, Л.Г. Аэродинамическое проектирование при создании самолета. – М.: Изд-во МАИ, 2015. – 163 с.
28. Куприков, М.Ю. Структурно – параметрический синтез геометрического облика самолёта при «жёстких» ограничениях: учеб. пособие. / М.Ю. Куприков. - М.: МАИ, 2003. – 63 с.
29. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 623 с.

30. Льюис, Р. Миранда. Коробчатое крыло и самолет: Пат. США 3,834,654. Int. Cl.: 244/13, US Cl.: B64c3/06; ном. заявл. 342,823; 10.09.1974 г. 10 с.
31. Ляскин, А.С. Расчёт аэродинамических характеристик крыльев летательных аппаратов по моделям идеального и вязкого газа [Электронный ресурс]: электрон, учеб. пособие /А.С. Ляскин В.А. Фролов; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм, ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон, текстовые и граф. дан. (1,12 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
32. Мартынов, А. К. Прикладная аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1972. – 446 с.
33. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, В.А. Подобедов, В.М. Попов; под ред. В.А. Подобедова. М.: Машиностроение-Полет, 2005. – 496 с.
34. Оливер Гарроу. Самолет вертикального взлета с сочлененным крылом: пат. США US D724,001. US. Cl.: D12/331; ном. заявл. 29/477,889; 10.03.1915 г. 6 с.
35. Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты) / П.П. Афанасьев, и др. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 528 с.
36. Остославский, Н.В., Титов В.М. Аэродинамический расчет самолетов: под ред. проф. д.т.н. А. И. Журавченко. – М.: Главная редакция авиационной литературы, 1938. – 474 с.
37. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978 г. – 208 с.
38. Расчёт аэродинамических характеристик дозвуковых самолётов [Электронный ресурс]: электрон, учеб. пособие /В.В. Васильев, А.Н. Никитин, В.А. Фролов, В.Г. Шахов; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм, ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон, текстовые и граф. дан. (2,315 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
39. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / П.И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко. – М.: Патриот, 1991. – 238 с.
40. Самойлович, О.С. Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров: учеб. пособие / О. С. Самойлович; Моск. гос. авиац. ин-т (техн. ун-т). - М. : Изд-во МАИ, 1994. - 55 с.
41. Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики / Е.Д. Икрянников, А.С. Исько, С.В. Левицкий и др.; под ред. В.А. Подобедова и К.Ф. Поповича. - М.: Машиностроение, 2015. – 348 с.

42. Снижение вязкостного трения: сб. докладов симпозиума по снижению сопротивления трения в вязком потоке, состоявшегося в ноябре 1979 г. в г. Далласе / под ред. Г.Р. Хью. – М.: Машиностроение, 1984. – 464 с.
43. Спенс, Е. Петерс. Самолетная схема с улучшенной путевой устойчивостью: пат. США 6,098,923. Int.Cl.: B64C3/00. US Cl.: 244/45 R: ном. заявл. 09/042,278; 8.09. 2000 г. 9 с.
44. Стригунов, В.М. Расчет самолета на прочность: учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 324 с.
45. Т. фон Карман. Аэродинамика. Избранные темы в их историческом развитии. - Ижевск: РХД, 2001. - С. 58-59.
46. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов. /Пер. с англ. под ред. Е.П. Голубкова. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
47. Addoms, R.B., Spaid, F.W. Aerodynamic Design of High-Performance Biplane Wings // Journal of Aircraft. - 1975. - Vol. 12. - №. 8. - P. 629–630.
48. Aircraft aerodynamic design geometry and optimization / A. Sobester, A.I. J. Forrester. - Southampton, UK.: Wiley, 2015. - 450 p.
49. Aircraft Design: A Conceptual Approach / D.P. Raymer. - Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. – 391 p.
50. Andrews, S. A., Perez, R. E. Analytic Study of the Conditions Required for Longitudinal Stability of Dual-Wing Aircraft // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. - 2017. –Vol. 232. - № 5. - P. 958-972.
51. Andrews, S. A. Multidisciplinary analysis of closed, nonplanar wing configurations for transport aircraft: A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, Mechanical Engineering. – Kingston, Ontario: Royal Military College of Canada, 2016. – 188 p.
52. Blackwell, J. A Finite-Step Method for Calculation of Theoretical Load Distributions for Arbitrary Lifting - Surface Arrangements at Subsonic Speeds: NASA Technical Note 5335. - Washington, D.C.: NASA, 1992. – 43 p.
53. Blair, M., Canfield, R. A. A joined wing structural weight modelling study [electronic source] // Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Denver, Colorado. - 2002. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2002-1337> (дата обращения 24.08.20).
54. Cahill, J. F. and Stead, D. H. Preliminary Investigation at Subsonic and Transonic Speeds and the Aerodynamic Characteristics of a Biplane Composed of a Sweptback and a Sweptforward Wing

- Joined at the Tips: NACA Research Memorandum L53L24b. - Washington, D.C.: NACA, 1954. – 21 p.
55. Conceptual design of a medium range box wing aircraft: A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy / D. Schiktanz. – Hamburg: Hamburg University of applied sciences, 2011. – 205 p.
 56. Ginneken, D. A. J., et al. Automated Control Surface Design and Sizing for the Prandtl Plane [electronic source] // Proceedings of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. - Orlando, Florida, 2010. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2010-3060> (дата обращения: 24.08.2020).
 57. Raymer, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. - Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995. – 391 p.
 58. Schiktanz, D. Conceptual design of a medium range box wing aircraft: A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Master's Degree. – Hamburg: Hamburg University of applied sciences, 2011. – 205 p.
 59. Darmofal, D., Drela, M., Uranga, A. Introduction to Aerodynamics: edX Course. - Massachusetts: MIT, 2016. – 515 p.
 60. Fahad, A.K. Preliminary aerodynamic investigation of box-wing configuration using low fidelity code: A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Master's Degree. – Sweden: Lulea University of Technology, 2010. – 74 p.
 61. FloEFD Best Practice Guide: How to simulate the External Aerodynamics. Part 1. Subsonic and Transonic flows for Aerospace/ Software version 14.0 (2015) (техническая документация, поставляемая вместе с программным обеспечением).
 62. FloEFD for NX: Technical reference. Software Version 16 (2015) (техническая документация, поставляемая вместе с программным обеспечением).
 63. Frediani, A. et al. Development of PrandtlPlane aircraft configuration [electronic source]. – Pisa: Pisa University, 2012. – 14 p. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/6ec0/b11d9d309171fed9d174860a3fb30e3fbaa9.pdf> (дата обращения 24.08.2020).
 64. Frediani, A. et al. Development of ULM PrandtlPlane aircraft and flight tests on scaled models // Proceedings of XIX Congresso Nazionale AIDAA. - 2007. - P. 2.
 65. Frediani, A. The PrandtlWing: Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft // VKI Lecture Series. - Sint-Genesius-Rode: Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2005. – 3 p.

66. Howe, D. Aircraft conceptual design synthesis. - UK: Professional engineering publishing limited, 2000. – 447 p.
67. Hicken, J.E, Zingg, D.W. Aerodynamic Optimization Algorithm with Integrated Geometry Parameterization and Mesh Movement // AIAA Journal. – 2010. - Vol. 48. - №2. - P. 400–413.
68. XFOIL 6.9: User Primer [electronic source] / M. Drela. - MIT AeroAstro Harold Youngren, Aircraft, Inc. URL: https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt (дата обращения 24.08.2020).
69. Introduction to ANSYS Fluent. Module 07: Turbulence [electronic source] (техническая документация, поставляемая вместе с программным обеспечением). URL: <https://ru.scribd.com/document/396503536/Fluent-Intro-17-0-Module07-Turbulence> (дата обращения: 25.08.2020).
70. Ishan, R. S. Multidisciplinary Analysis and Parametric Optimization of Box-Wing Aircraft for Reduced Fuel Burn: A thesis submitted in fulfilment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy. – Melbourne: RMIT University, 2015. – 179 p.
71. Jacobs, E. N. The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel: NACA Report No. 460 / E. N. Jacobs, K. E. Ward, R. M. Pinkerton. – Washington, D.C.: NACA, 1933
72. John, D. A. Aircraft Performance and Design. – Maryland: University of Maryland, 1999. – 580 p.
73. John, D. A. Fundamentals of aerodynamics. – Maryland: University of Maryland, 1985. – 792 p.
74. Kalinowski, M. J. Structural optimization of box wing aircraft // Archive of mechanical engineering. - 2015. - Vol. LXII. - N.1.
75. Kroo, I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction [electronic source] // Annual Review of Fluid Mechanics. - 2001. - Vol. 33. - P. 587-617. URL: <https://www.annualreviews.org/doi/abs/10.1146/annurev.fluid.33.1.587> (дата обращения 25.08.20).
76. Kroo, I. Nonplanar wing concept for increased aircraft efficiency [electronic source] // Proceedings of VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft. – Stanford: Stanford University, 2005. URL: <https://ru.scribd.com/document/138100269/NONPLANAR-WING-CONCEPTS-FOR-INCREASED-AIRCRAFT-EFFICIENCY> (дата обращения 25.08.2020).
77. Lange, R.H., et al. Feasibility Study of the Transonic Biplane Concept for Transport Aircraft Application. - Washington, DC: NASA, 1974. – 128 p.
78. Mangler, W. The Lift Distribution of Wings With End Plates. - Washington, DC: NACA, 1938. – 21 p.

79. Lundry, J.L. A numerical solution for the minimum induced drag, and the corresponding loading, of nonplanar wings. - Washington, D.C.: NASA, 1968. – 37 p.
80. Lunge, R. H., et al. Study of the Application of Advanced Technologies to Long-Range Transport Aircraft: Final Report. - Georgia: NASA, 1972. – 71 p.
81. Mason, W.H. Applied computational aerodynamics text/notes [electronic source]. URL: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/CAtxtTop.html (дата обращения: 25.08.2020).
82. Miranda, L. R. Boxplane Configuration - Conceptual Analysis and Initial Experimental Investigation [electronic resource] // Journal of Aircraft. - 2016. - Vol. 53. - №. 4. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C033592> (дата обращения: 25.08.2020).
83. Munk, M. M. The minimum induced drag of airfoils: Tech. Report NACATR.121 [electronic source]. URL: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19800006779/mode/2up (дата обращения: 25.08.2020).
84. Panel methods – an introduction: NASA technical paper № 2995 [electronic source]/ L. L. Erickson. – California: Ames Research Center, 1990. – 62 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/24324480_Panel_methods_An_introduction (дата обращения: 25.08.2020).
85. Paul, O. J. Conceptual design and optimization methodology for box wing aircraft: A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy. – Cranfield: Cranfield University, 2012. – 210 p.
86. Peter, W. J., et. al. Aerostructural Optimization of Nonplanar Lifting Surfaces [electronic source] // Journal of Aircraft. - 2010. - Vol. 47. - №. 5. URL: <https://doi.org/10.2514/1.44727> (дата обращения: 25.08.2020).
87. Pinsker, W.J.G. The control characteristics of aircraft employing direct lift control. - London: Her majesty's stationery office, 1970. – 60 p.
88. Prandtl, L. Induced drag of multipanes [electronic source] // Technische Berichte. - 1924. - Vol. III, No. 7. URL: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19930080964/mode/2up (дата обращения: 25.08.2020).
89. Rethorst, S., Saffman, P., Fujita, T. Induced Drag Elimination on Subsonic Aircraft: Technical Report № 66-115. - Ohio: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1966.
90. Rousseau, R.N.J. Semi-analytical closed-wing weight estimation during conceptual design: A Thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. - Delft: Delft University of Technology, 2017. – 84 p.
91. Samuels, M. F. Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing // Journal of Aircraft. - 1982. - Vol. 19. - №. 6. - P. 485-491.

92. Schiktanz, D., Scholts, D. Maximum glide ratio of box wing aircraft – fundamental considerations [electronic source]. – Hamburg: Hamburg University of applied sciences, 2001. – 18 p. URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Airport2030/Airport2030_M_BoxWing_E_max_12-06-14.pdf (дата обращения: 25.08.2020).
93. Schiktanz, D., Scholts, D. The conflict of aerodynamic and static longitudinal stability of box wing aircraft [electronic source] // Proceedings of the Third International Conference of the European Aerospace Societies. - 2001. URL: https://pdfs.semanticscholar.org/4bc4/2b99fd97cb5523d5b906a9b0dc2455c74fc5.pdf?_ga=2.101918017.190766229.1598271280-1956243953.1598271280 (дата обращения: 25.08.2020).
94. Rizzo, E., Frediani, A. Application of Optimization Algorithms to Aircraft Aerodynamics // Variational Analysis and Aerospace Engineering. - 2009 - Vol.33. - P.419–446.
95. Spohr, A., Schirra, J., Hoefling, J., Schedl, A. Wing weight estimation methodology for highly non-planar lifting systems [electronic source] // Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. - 2013. URL: [10.13140/2.1.2337.9841](https://doi.org/10.13140/2.1.2337.9841)(дата обращения: 25.08.2020).
96. Steven, A., et. al. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. - Colorado: AIAA Education Series, 1993. – 413 p.
97. Stinton, D. The design of the airplane. – Oxford: BSP Professional books, 1993. – 643 p.
98. Van G., et. al. Automated Control Surface Design and Sizing for the Prandtl Plane [electronic source] // Proceedings of the 51-st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. - 2010. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2010-3060> (дата обращения: 25.08.2020).
99. Von Karman T., Burgers, J. M. General Aerodynamics Theory - Perfect Fluids [electronic source]: in Vol. II of Aerodynamic Theory / ed. by W. F. Durand. – Berlin: Julius Springer, 1935. – 371 p. URL: <https://archive.org/details/in.ernet.dli.2015.20041> (дата обращения: 25.08.2020).
100. Wolkovitch, J. The Joined Wing: An Overview // Journal of Aircraft. - 1986. - Vol. 23. - No. 3. - P. 161-178.
101. Zohlandt, C.N. Conceptual design of high subsonic Prandtl Planes analysis and performance comparison with conventional configurations in the high subsonic transport category: Thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. - Delft: Delft University of Technology, 2016. – 141 p.
102. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К вопросу о продольной балансировке и устойчивости самолета с крылом коробчатой схемы // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 56. – С.29-44. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.56.03

103. Карпович, Е.А., Лисейцев, Н.К. К аналитическому определению аэродинамических характеристик самолета с крылом коробчатой схемы на ранних этапах проектирования // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2019. – № 3.

Приложение 1. Основные настройки, обеспечивающие решение задачи по численному расчету обтекания модели самолета с крылом коробчатой схемы и модели эквивалентного моноплана в программе FloEFD

Настройки глобальной сетки

Автоматическая начальная сетка: Выключено

Размеры базовой сетки

Число ячеек по X	41
Число ячеек по Y	42
Число ячеек по Z	26

Контрольные плоскости

Контрольные плоскости в направлении X

Имя	Минимум	Максимум	Число ячеек	Разбег сетки
X1	-2.700	-0.074	-	10.4040000
X2	-0.074	0.398	-	1.0000000
X3	0.398	1.513	-	1.0000000
X4	1.513	3.200	-	0.1192363

Контрольные плоскости в направлении Y

Имя	Минимум	Максимум	Число ячеек	Разбег сетки
Y1	-3.000	-0.235	-	11.6050000
Y2	-0.235	0.017	-	1.0000000
Y3	0.017	0.264	-	1.0000000
Y4	0.264	3.000	-	0.0867030

Контрольные плоскости в направлении Z

Имя	Минимум	Максимум	Число ячеек	Разбег сетки
Z1	-1.000e-004	0.510	-	1.0000000
Z2	0.510	4.500	-	0.0731805

Поверхность раздела твердых тел с текучей средой

Уровень разрешения сеткой мелких особенностей модели	1
Уровень разрешения сеткой кривизны поверхности	0
Критерий разрешения сеткой кривизны поверхности	18.195 °
Уровень разрешения сеткой выступов поверхности	0
Критерий разрешения сеткой выступов поверхности	0.088 m

Дробление ячеек

Дробить все ячейки в текучей среде	Выключено
Дробить все частичные ячейки	Выключено
Дробить все ячейки в твердом теле	Выключено

Узкие каналы

Улучшить разрешение узких каналов	Включено
Характерное число ячеек поперек узкого канала	3
Максимальный уровень дробления каналов	1
Минимальная ширина канала	Выключено
Максимальная ширина канала	Выключено

Настройки локальной сетки

Локальная сетка 1

Компоненты	
Поверхность раздела твердых тел с текучей средой	Уровень разрешения сеткой мелких особенностей модели: 1 Уровень разрешения сеткой кривизны поверхности: 2 Критерий разрешения сеткой кривизны поверхности: 3.000 ° Уровень разрешения сеткой выступов поверхности: 0 Критерий разрешения сеткой выступов поверхности: 0.088 m
Дробление ячеек	Дробить все ячейки в текучей среде: Выключено Дробить все ячейки в твердом теле: Выключено Дробить все частичные ячейки: Выключено
Узкие каналы	Улучшить разрешение узких каналов: Включено Характерное число ячеек поперек узкого канала: 5 Максимальный уровень дробления каналов: 1 Минимальная ширина канала: Выключено Максимальная ширина канала: Выключено

Расчетная область

Размер

X min	-2.700 m
X max	3.200 m
Y min	-3.000 m
Y max	3.000 m
Z min	-1.000e-004 m
Z max	4.500 m

Граничные условия

Двумерное течение	Не задан
По X min	По умолчанию
По X max	По умолчанию
По Y min	По умолчанию
По Y max	По умолчанию
По Z min	Симметрия
По Z max	По умолчанию

Физические модели

Теплопроводность в твердых телах: Выключено

Нестационарность: Включено

Гравитационные эффекты: Выключено

Вращение: Выключено

Тип течения: Ламинарное и турбулентное

Течение с большим числом Маха: Выключено

Влажность: Выключено

Шероховатость по умолчанию: 0 micrometer

Условия на стенках по умолчанию: Адиабатическая стенка

Внешние условия

Термодинамические параметры	Статическое давление: 101325.00 Pa Температура: 293.20 K
Параметры скорости	Определено через: Аэродинамические углы Скорость: 37.000 m/s Базовая плоскость: XY Продольная ось: X Угол атаки: 13.600 ° Угол скольжения: 0 °
Параметры турбулентности	

Настройки материала

Текущая среда

Air

Цели

Глобальные цели

ГЦ Сила (X) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Сила (X)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N
Использовать в сходимости	Включено

ГЦ Сила (Y) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Сила (Y)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N
Использовать в сходимости	Включено

ГЦ Сила (Z) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Сила (Z)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N

Использовать в сходимости	Включено
---------------------------	----------

ГЦ Момент (X) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Момент (X)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N*m
Использовать в сходимости	Включено

ГЦ Момент (Y) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Момент (Y)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N*m
Использовать в сходимости	Включено

ГЦ Момент (Z) 1

Тип	Глобальная цель
Тип цели	Момент (Z)
Система координат	Базовая система координат(12)
Критерии	1.000 N*m
Использовать в сходимости	Включено

Точечные цели

ТЦ Статическое давление 1

Тип	Точечная цель
Тип цели	Статическое давление
Система координат	Глобальная система координат
X	-2.500 m
Y	2.900 m
Z	2.500 m
Критерии	1.00 Pa
Использовать в сходимости	Включено

ТЦ Полное давление 1

Тип	Точечная цель
Тип цели	Полное давление
Система координат	Глобальная система координат
X	-2.500 m
Y	2.900 m
Z	2.500 m
Критерии	1.00 Pa
Использовать в сходимости	Включено

ТЦ Динамическое давление 1

Тип	Точечная цель
Тип цели	Динамическое давление
Система координат	Глобальная система координат
X	-2.500 m

Y	2.900 m
Z	2.500 m
Критерии	1.00 Pa
Использовать в сходимости	Включено

Цели-выражения

Ха

Тип	Цель-выражение
Формула	ГЦ Сила (X) $1 \cdot \cos(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1222:}\}) + \text{ГЦ Сила (Y) } 1 \cdot \sin(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1222:}\})$
Размерность	Сила
Критерии	1.000 N
Использовать в сходимости	Включено

Ya

Тип	Цель-выражение
Формула	ГЦ Сила (Y) $1 \cdot \cos(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1222:}\}) - \text{ГЦ Сила (X) } 1 \cdot \sin(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1222:}\})$
Размерность	Сила
Критерии	1.000 N
Использовать в сходимости	Включено

Za($\alpha=0$)

Тип	Цель-выражение
Формула	$-\text{ГЦ Сила (X) } 1 \cdot \sin(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1223:}\}) + \text{ГЦ Сила (Z) } 1 \cdot \cos(\{139:\text{Начальные и внешние условия:1223:}\})$
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

Сха

Тип	Цель-выражение
Формула	Ха/ГЦ Динамическое давление 1/0.149
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

Суа

Тип	Цель-выражение
Формула	Ya/ГЦ Динамическое давление 1/0.149
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

К

Тип	Цель-выражение
-----	----------------

Формула	Ya/Ха
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

mz

Тип	Цель-выражение
Формула	ГЦ Момент (Z) 1/ТЦ Динамическое давление 1/0.149/0.21
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

mх

Тип	Цель-выражение
Формула	ГЦ Момент (X) 1/ТЦ Динамическое давление 1/0.149/0.21
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

my

Тип	Цель-выражение
Формула	ГЦ Момент (Y) 1/ТЦ Динамическое давление 1/0.149/0.21
Размерность	Безразмерный
Критерии	1.0000000
Использовать в сходимости	Включено

Опции управления расчетом

Условия завершения

Условия завершения	Если один из критериев удовлетворен
Сходимость целей	Интервал анализа: 5.000000e-001

Адаптация сетки в солвере

Уровень дробления	4
Максимально допустимое число ячеек	3000000
Единицы измерения	Итерации
Интервал релаксации	40

Приложение 2. Основные параметры и характеристики аэродинамической трубы Т-1

Скорость потока в рабочей части	50 м/сек
Мощность мотора	280 кВт
Диаметр рабочей части	2,25 м
Площадь сечения рабочей части	3,98 м ²
Длина рабочей части	3,4 м
Калибр рабочей части	1,51
Высота оси трубы над полом	2,44 м
Расстояние от обреза сопла до оси весов	1,5 м
Площадь сечения форкамеры (квадрат 5,0 х 5,0 м)	25 м ²
Длина форкамеры	3,0 м
Калибр форкамеры	0,6
Диаметр сопла на выходе	2,25 м
Длина сопла	5,45 м
Калибр сопла	2,22
Степень поджатия	6,28
Диаметр диффузора на входе	2,5 м
Диаметр диффузора на выходе	3,5 м
Длина диффузора	7,0 м
Калибр диффузора	2,8
Угол раствора диффузора	8°04'
Диаметр в плоскости вентилятора	3,5 м
Размер обратного канала на входе	3,5×3,9 м
Размер обратного канала на выходе	5×4,2 м
Угол раствора обратного канала	2°20'
Расстояние между вертикальными осями трубы	25,9 м
Расстояние между горизонтальными осями трубы	9 м
Полная длина трубы	37 м
Полная высота трубы	30 м

**Приложение 3. Программа испытаний модели самолета с крылом
коробчатой схемы в аэродинамической трубе Т-1 МАИ**

№	№ 0	$\delta_{2,4}(PB)$	$\delta_{прз}/\delta_{левз}$ (ЭЛ)	δ_{PH}	$\delta_I(\text{закр})$	V, м/с	$\alpha, ^\circ$	$\beta, ^\circ$	Примечание
1	1	0	0	0	0	10... 47	0	0	$\alpha_{уст} = -8^\circ 2'$
2	2	0	0	0	0	10... 47	10	0	
3	3	0	0	0	0	37	-4...+30	0	Пятикратные испытания
4	4	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
5	5	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
6	6	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
7	7	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
8	8	0	0	0	0	37	-4...+30	5	Серия по углу скольжения
9	8	0	0	0	0	37	-4...+30	10	
10	8	0	0	0	0	37	-4...+30	20	
11	8	0	0	0	0	37	-4...+30	30	
12	12	0	-10	0	0	37	-4...+30	0	Элерон
13	12	0	10	0	0	37	-4...+30	0	
14	12	0	20	0	0	37	-4...+30	0	
15	12	0	30	0	0	37	-4...+30	0	
16	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	0	
17	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	5	
18	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	10	
19	19	0	-1	0	0	37	-4...+30	20	
20	19	0	-1	0	0	37	-4...+30	30	
21	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	0	
22	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	5	
23	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	10	
24	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	20	
25	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	30	
26	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	0	PB
27	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	5	
28	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	10	
29	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	20	
30	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	30	
31	21	10	0	0	0	37	-4...+30	0	
32	21	20	0	0	0	37	-4...+30	0	
33	33	0	0	10	0	37	-4...+30	0	PH
34	33	0	0	10	0	37	-4...+30	5	
35	33	0	0	10	0	37	-4...+30	10	
36	33	0	0	10	0	37	-4...+30	20	

37	33	0	0	10	0	37	-4...+30	30	
38	33	0	0	20	0	37	-4...+30	0	
39	33	0	0	20	0	37	-4...+30	5	РН
40	33	0	0	20	0	37	-4...+30	10	
41	33	0	0	20	0	37	-4...+30	20	
42	33	0	0	20	0	37	-4...+30	30	
43	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	0	
44	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	5	
45	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	10	
46	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	20	
47	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	30	
48	48	0	0	0	10	37	-4...+30	0	
49	48	0	0	0	10	37	-4...+30	5	
50	48	0	0	0	10	37	-4...+30	10	
51	48	0	0	0	10	37	-4...+30	20	
52	48	0	0	0	10	37	-4...+30	30	
53	48	0	0	0	20	37	-4...+30	0	
54	48	0	0	0	30	37	-4...+30	0	

Приложение 4. Анализ результатов продувок модели самолета с крылом коробчатой схемы в аэродинамической трубе МАИ Т-1

Пятикратные испытания

Пятикратные испытания продемонстрировали малое влияние случайных погрешностей на результаты измерений (рисунок П4-1).

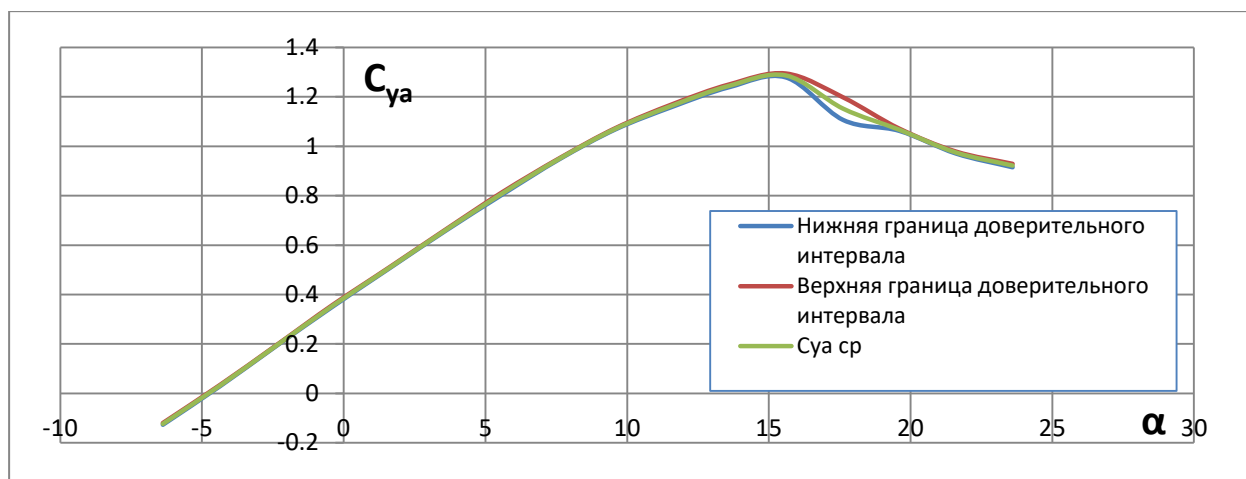


Рисунок П4-1 - Самолет с крылом коробчатой схемы, пятикратные испытания

Испытания на автомодельность

Согласно испытаниям, начало зоны автомодельности соответствует 40 м/с (рисунок П4-2).

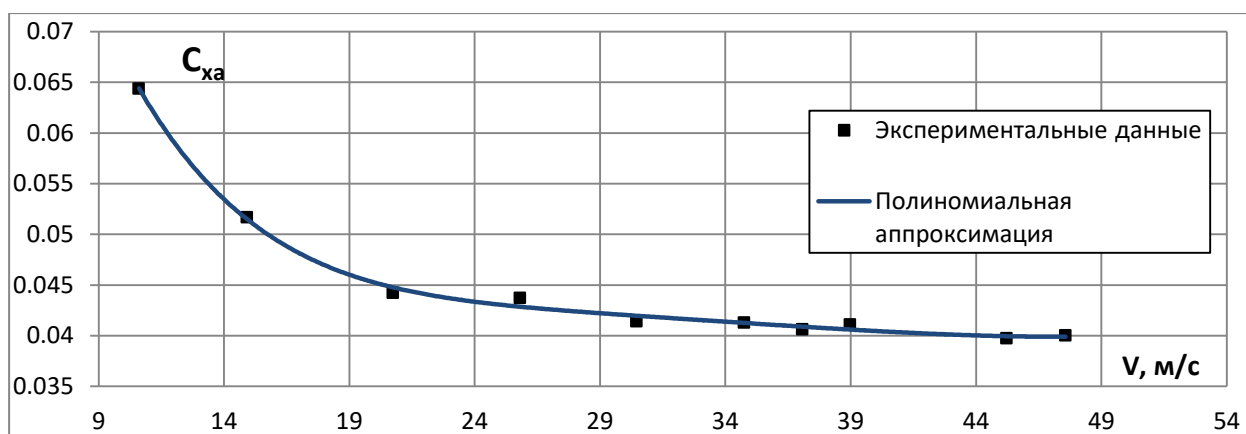


Рисунок П4-2 - Самолет с крылом коробчатой схемы, испытания на автомодельность

Продольные характеристики при крейсерской конфигурации

Продольные характеристики самолета с крылом коробчатой схемы в крейсерской конфигурации приведены на рисунках П4-3 – П4-7. Для сравнения приведены результаты инженерного расчета, а также расчетов в программах FloEFD и FLZ.

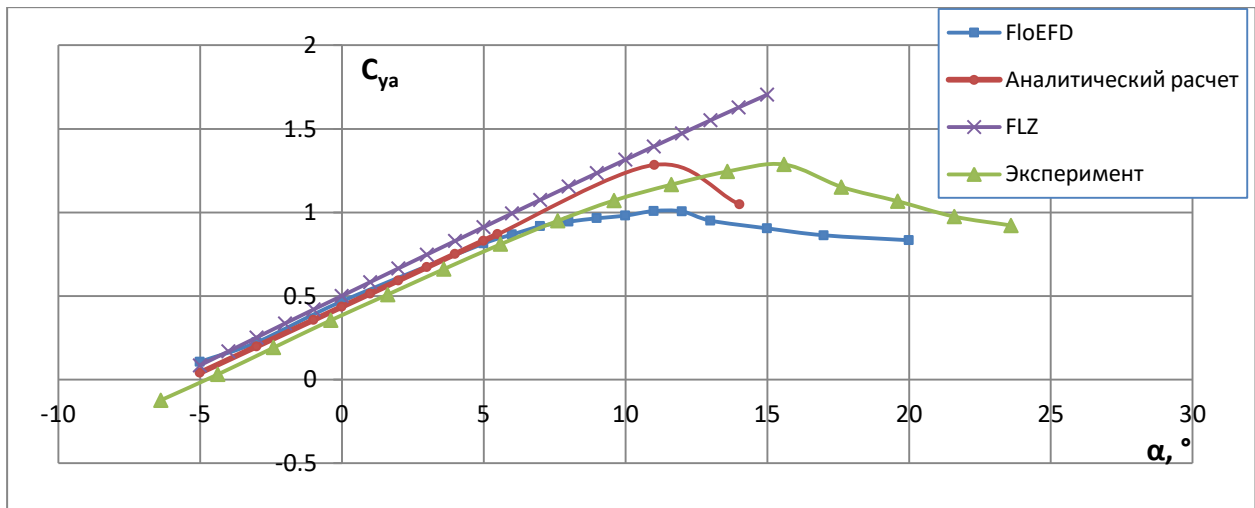


Рисунок П4-3 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{ya}(\alpha)$. Расчетные и экспериментальные данные

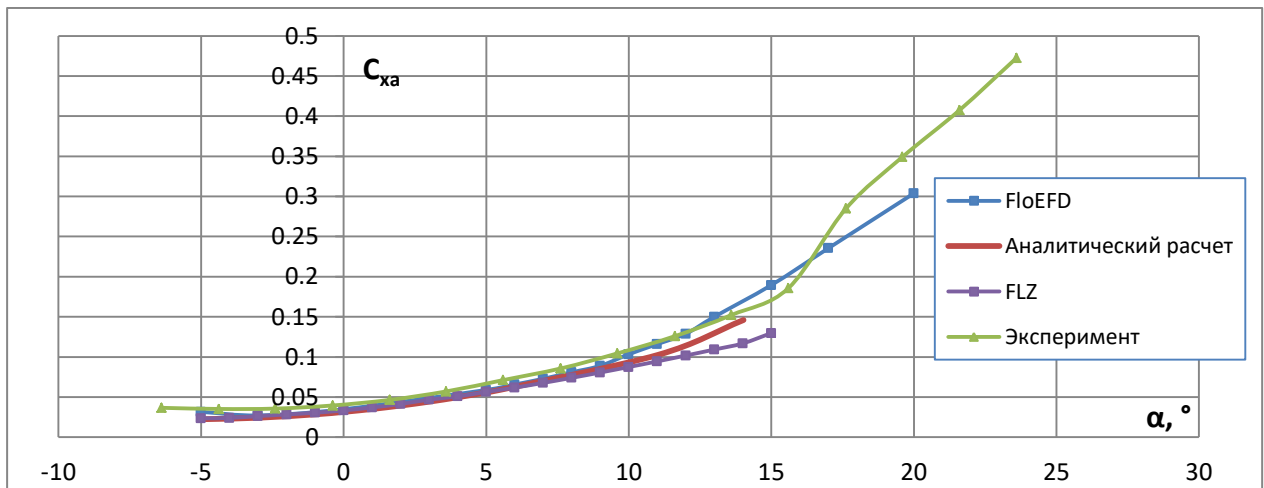


Рисунок П4-4 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{xa}(\alpha)$. Расчетные и экспериментальные данные

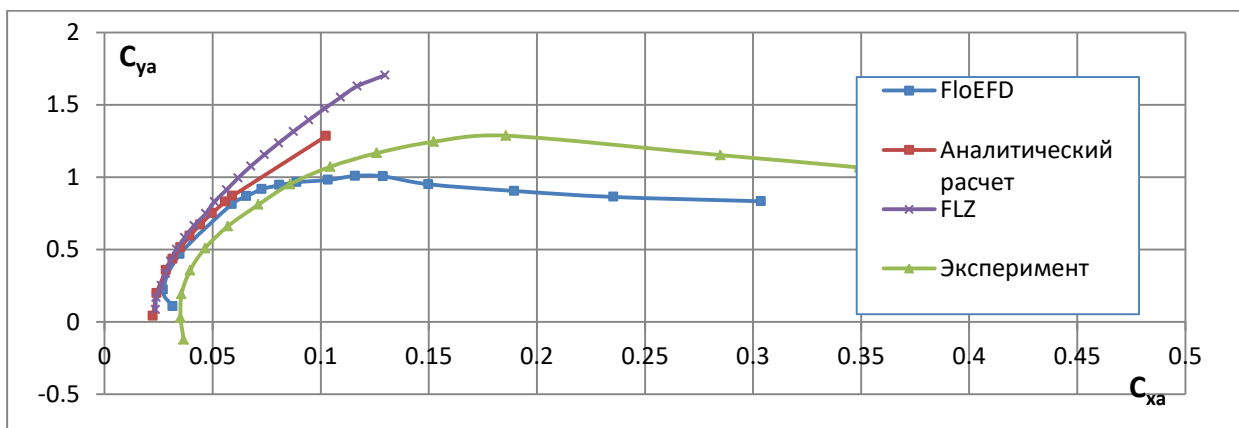


Рисунок П4-5 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{xa}(C_{ya})$. Расчетные и экспериментальные данные

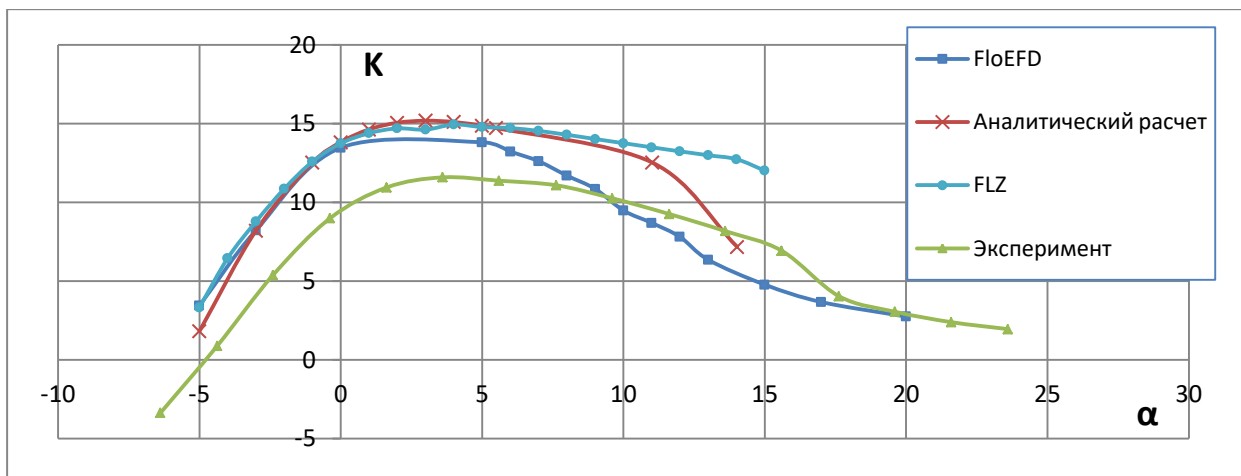


Рисунок П4- 6 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $K=f(\alpha)$. Расчетные и экспериментальные данные

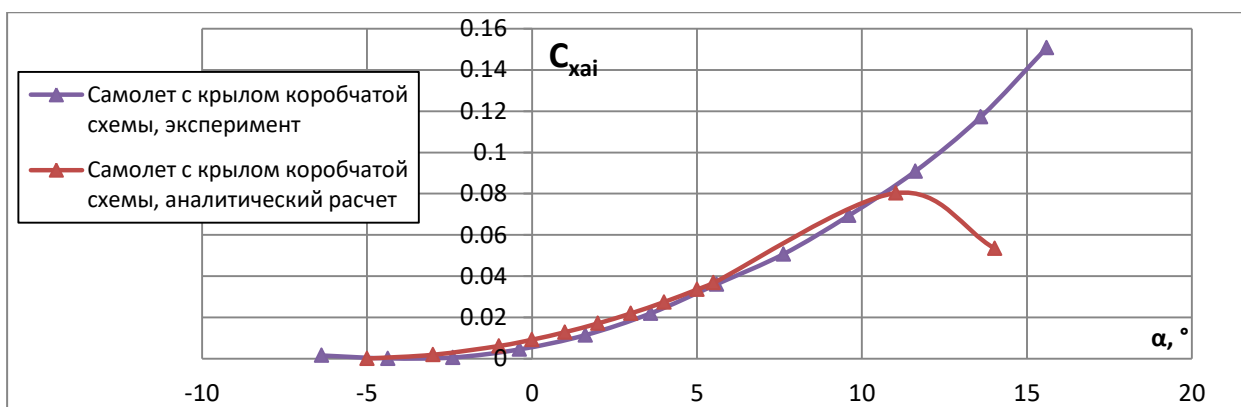


Рисунок П4-7 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{xai}=f(\alpha)$. Расчетные и экспериментальные данные

На рисунке П4-8 приведена зависимость $m_{za}(C_{ya})$ для самолета с крылом коробчатой схемы. Представлены результаты эксперимента и параметрического исследования для снижения балансировочного сопротивления.

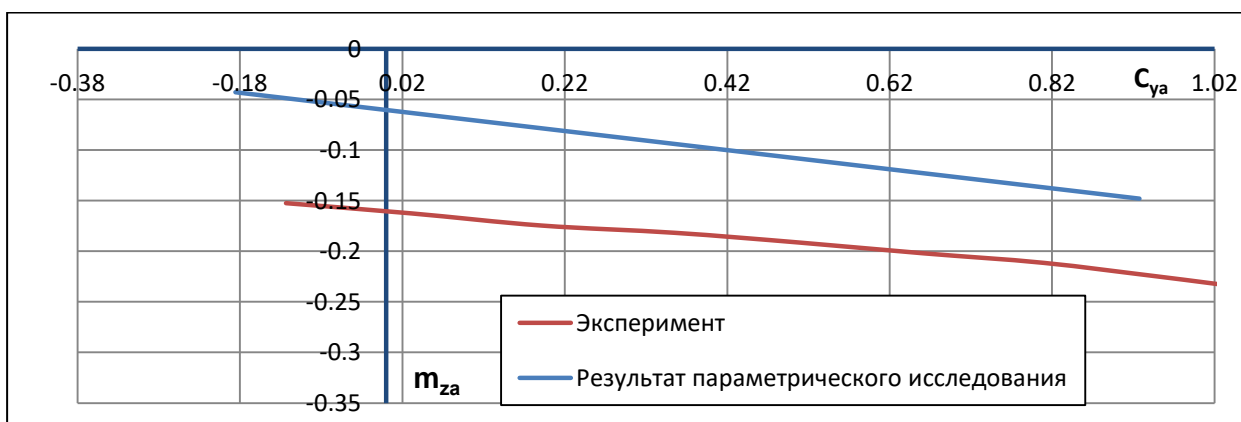


Рисунок П4-8 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{za}(C_{ya})$. Представлены результаты эксперимента и параметрического исследования для снижения балансировочного сопротивления

Анализ графиков позволяет сделать следующие выводы:

- полученное в эксперименте значение $\alpha(K_{max}) = 3^\circ$, что близко к расчетному крейсерскому углу атаки ($\approx 0^\circ$)
- форма зависимости $C_{ya}(\alpha)$ в области больших углов атаки обеспечивает плавный срыв;
- полученное в эксперименте значение $K_{крейс} = 10$ (расчетное значение 13);
- полученное в эксперименте значение $C_{ya\text{ крейс}} = 0.36$ (расчетное значение 0.3)
- при текущем положении ЦМ ($\bar{X}_T = 0,165 \text{ САХ экв.}$) самолет статически устойчив в продольном канале ($m_z^\alpha = -0.07$);
- полученное в эксперименте значение $m_{z0} = -0.16$;
- расчетные значения C_{xai} до $\alpha=11^\circ$ хорошо совпадают с экспериментом;
- расчет во FloEFD показал большую ошибку по $C_{ya\text{ max}}$ и $\alpha_{кр}$; инженерный расчет расходится с экспериментом по $\alpha_{кр}$;
- все методики расчета дают заниженное значение C_{x0} по сравнению с экспериментом.

Боковые характеристики при крейсерской конфигурации

Характеристики путевой статической устойчивости для крейсерской конфигурации в виде зависимостей $m_y(\beta)$ и $m_y^\beta(\alpha)$ представлены на рисунках П4-9 и П4-10.

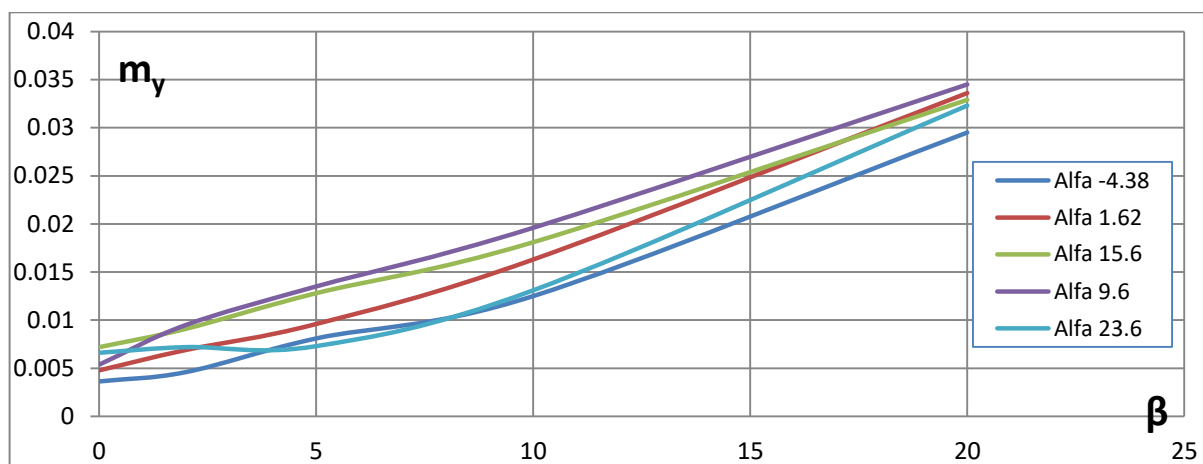


Рисунок П4-9 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_y(\beta)$ для ряда углов атаки

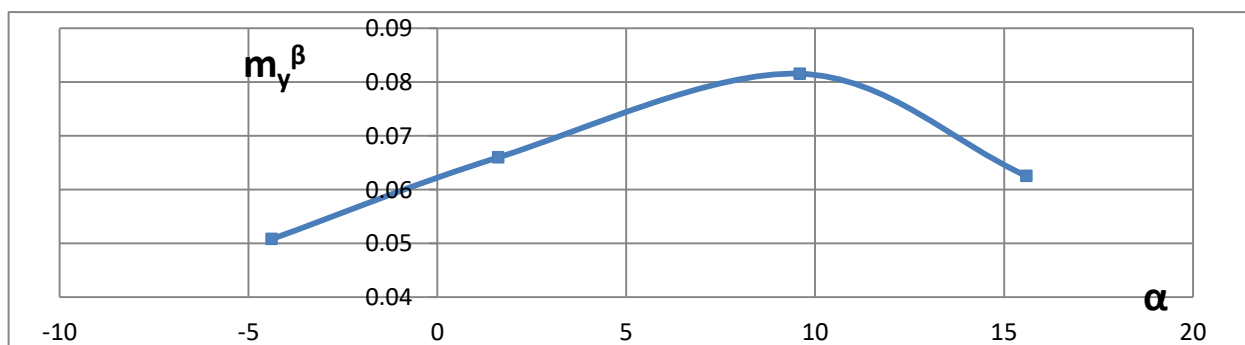


Рисунок П4-10 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_y^\beta(\alpha)$

При текущем центре масс самолет с крылом коробчатой схемы неустойчив в путевом канале.

Расчетное потребное значение запаса путевой статической устойчивости равно $m_{y\min}^{\beta} = -0.0034$. Согласно РДК «Авиация общего назначения», степень устойчивости пути одномоторного самолета зависит от степени устойчивости, вносимой фюзеляжем, вертикальными несущими поверхностями и интерференцией. Для увеличения степени устойчивости пути, вносимой фюзеляжем, необходимо уменьшать площадь боковой проекции и длину части фюзеляжа перед центром тяжести и уменьшать соотношение квадрата высоты и ширины фюзеляжа. Для увеличения степени устойчивости пути, вносимой вертикальными несущими поверхностями, необходимо уменьшать торможение потока перед ними и неравномерность распределения нагрузки по их размаху, увеличивать (по модулю) производную коэффициента боковой силы по углу скольжения $C_{z\beta}^{\beta}$, зависящую от геометрии ВО (эффективного удлинения и угла стреловидности ВО). В текущей конфигурации самолета с крылом коробчатой схемы ВО не имеет стреловидности, ограничено со стороны концевой и корневой сечения боковой балкой и нижним крылом, вынесено из зоны влияния фюзеляжа, что теоретически должно было обеспечить его высокую эффективность. Возможно, недостаточная эффективность вертикальных несущих поверхностей связана с влиянием переднего крыла.

Смещение бокового фокуса по углу атаки представлено на рисунке П4-11.

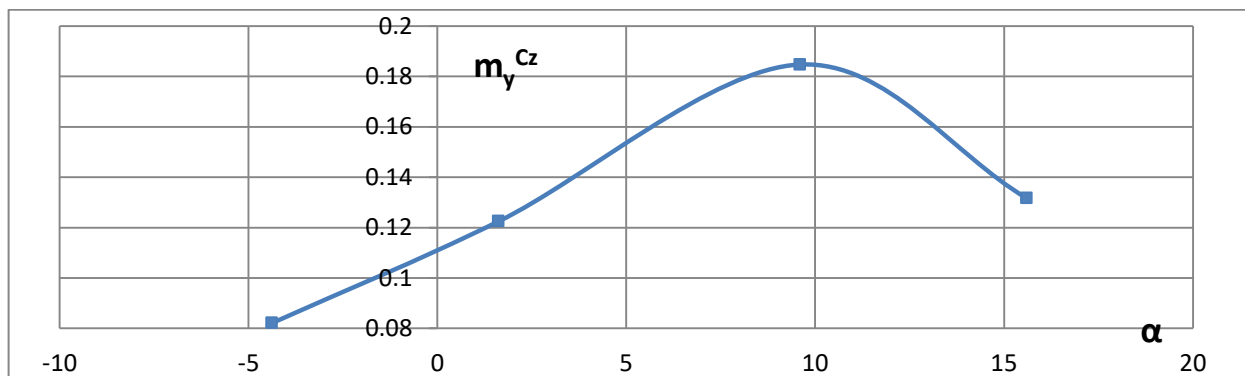


Рисунок П4-11 - Самолет с крылом коробчатой схемы, смещение бокового фокуса самолета с крылом коробчатой схемы по углу атаки

Характеристики поперечной статической устойчивости для крейсерской конфигурации в виде зависимостей $m_x(\beta)$ и $m_x^{\beta}(\alpha)$ представлены на рисунках П4-12 и П4-13.

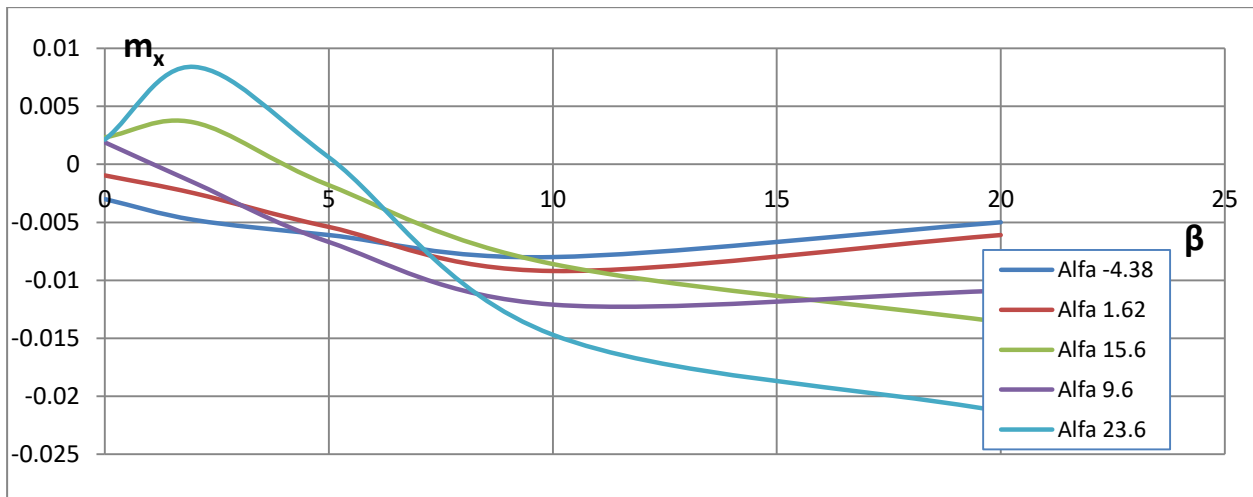


Рисунок П4-12 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_x(\beta)$ для ряда углов атаки

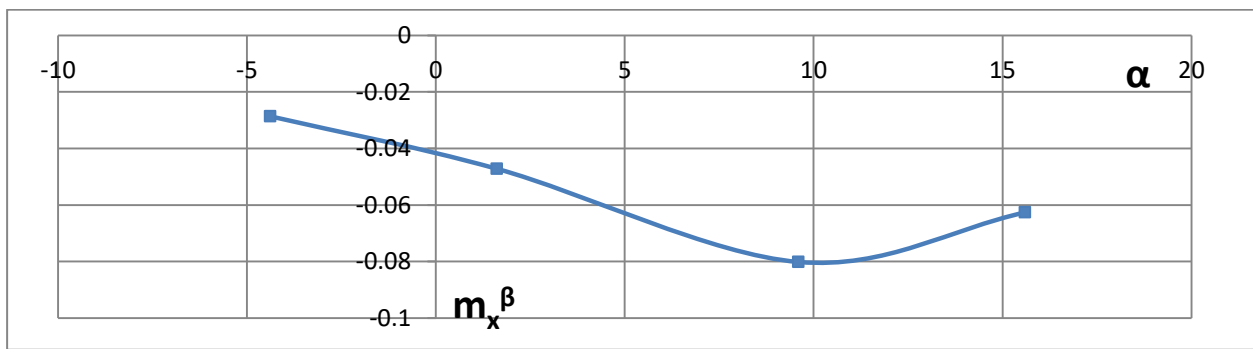


Рисунок П4-13– Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_x^\beta(\alpha)$

Самолет обладает поперечной статической устойчивостью.

Минимальное потребное значение производной m_x^β определяется условием спиральной устойчивости самолета, а максимальное – исключением чрезмерного влияния движения рыскания на движение крена при возмущениях и при управлении самолетом. В РДК «Авиация общего назначения» указано, что для обеспечения небольшого влияния движения рыскания на движение крена необходимо выполнение условия

$$\frac{m_x^\beta J_y}{m_y^\beta J_x} \leq 3,5 \div 4,0.$$

Следовательно, определение потребного значения статической устойчивости по крену возможно после обеспечения статической устойчивости в путевом канале.

Эффективность рулей направления

Рули направления расположены на вертикальных несущих поверхностях, соединяющих балку и заднее крыло. Рули направления не имеют стреловидности, вынесены из зоны влияния фюзеляжа, ограничены сверху балкой и снизу задним крылом, что должно обеспечивать их высокую эффективность. Плечо рулей направления составляет 1.23 м.

Эффективность руля направления в линейной области изменения зависимости $m_y = f(\delta_H)$ характеризуется производной $m_{y\alpha}^{\delta_H}$ при постоянном угле атаки и скольжения (представлены на рисунках П4-14 и П4-15).

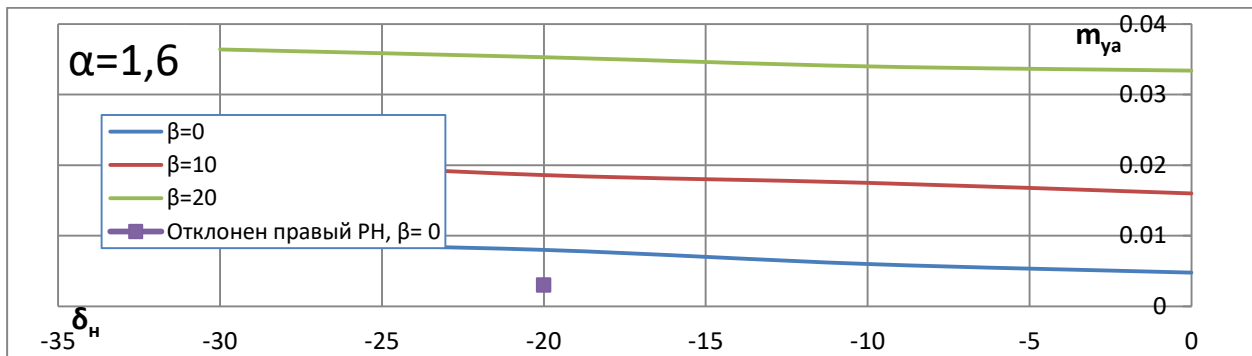


Рисунок П4-14 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{y\alpha} = f(\delta_H)$ для ряда углов скольжения, $\alpha=1,6^\circ$. Для сравнения приведено значение m_y при отклонении только одного руля направления

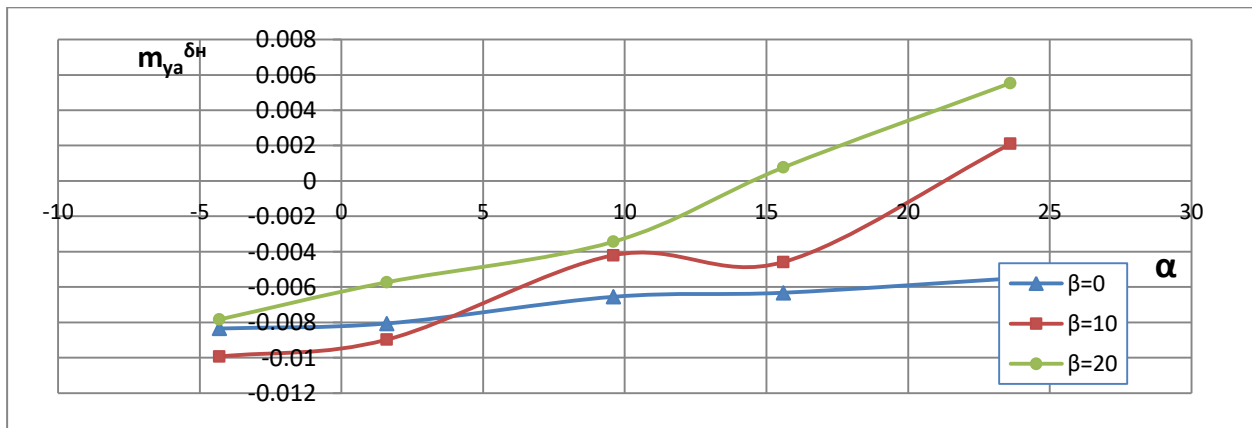


Рисунок П4-15 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{y\alpha}^{\delta_H}(\alpha)$ для ряда углов скольжения

Потребное значение $m_{y\alpha}^{\delta_H}$ составляет -0.0007 . Следовательно, необходимая эффективность руля направления обеспечивается в широкой области углов атаки и скольжения.

Эффективность рулей высоты, продольная балансировка, разбег центровок

На продувочной модели самолета с крылом коробчатой схемы рули высоты расположены на обоих крыльях; площадь рулей высоты на переднем крыле равна площади рулей высоты на заднем крыле. Рули прямые, с большим значением удлинения (11,8). Плечо передних рулей высоты составляет 0,056 м, плечо задних рулей высоты составляет 1,291 м.

Рисунок П4-16 позволяет сравнить прирост подъемной силы от передних рулей высоты и от задних рулей высоты, отклоненных на 10° на кабрирование. Задние рули высоты создают подъемную силу, более чем в два раза большую, чем передние рули высоты.

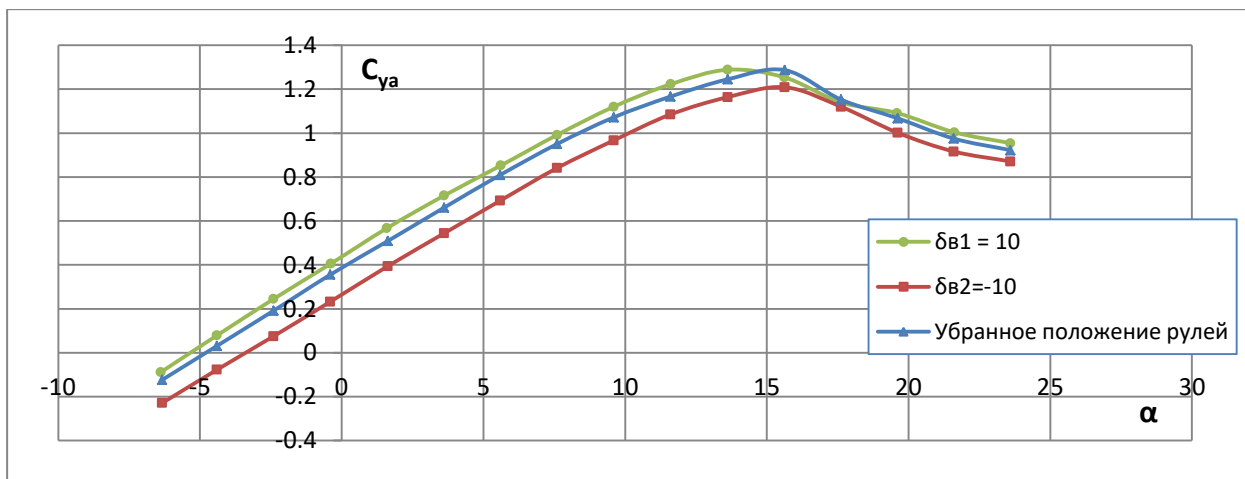


Рисунок П4-16 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для двух положений рулей высоты в сравнении с исходной конфигурацией (рули высоты убраны)

Эффективность рулей высоты в линейной области изменения зависимости $m_{za} = f(\delta_v)$, характеризуемая производной $m_{za}^{\delta_v}$ при постоянном угле атаки, проиллюстрирована на рисунке 17.

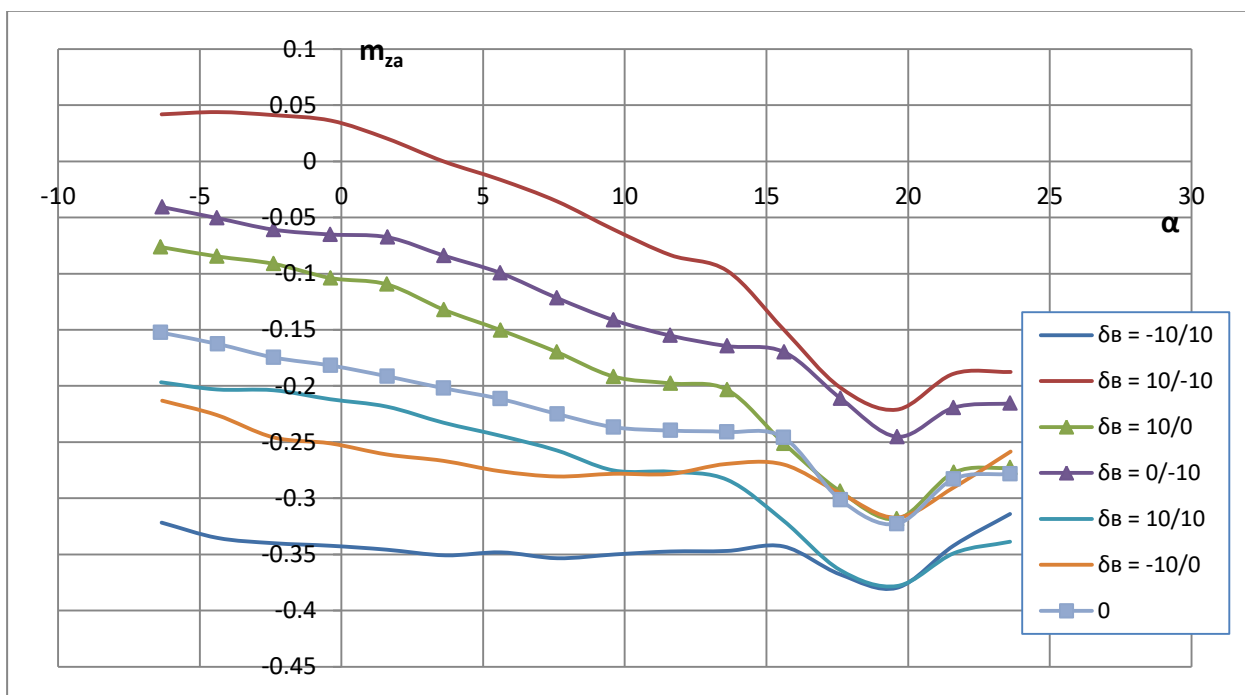


Рисунок П4-17 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{za}=f(\alpha)$ для ряда комбинаций отклонения рулей высоты

По рисунку П4-17 можно сделать следующие выводы:

1. находясь на большем плече и создавая большую подъемную силу, задние рули высоты оказываются более эффективными, чем передние, при всех рассмотренных конфигурациях. В частности, при отклонении обоих рулей вниз увеличивается момент самолета на пикирование; при отклонении только

- передних рулей на кабрирование создается существенно меньший момент, чем при отклонении задних рулей;
2. передние рули примерно одинаково эффективны при отклонении вниз и вверх;
 3. при синхронном отклонении на кабрирование создается несколько больший момент, чем при отклонении рулей на пикирование.

Зависимость $m_{za}^{\delta_B}(\alpha)$ представлена на рисунке П4-18.

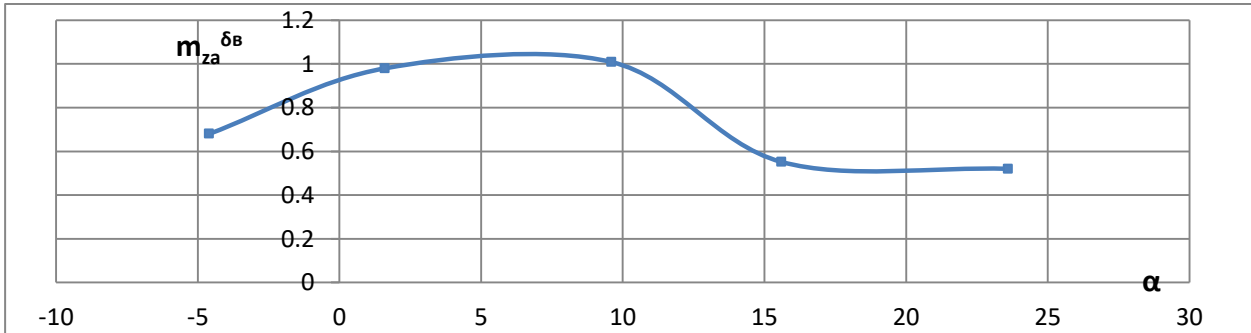


Рисунок П4-18 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{za}^{\delta_B}(\alpha)$

Рули высоты остаются эффективными во всем расчетном диапазоне углов атаки.

Зависимости $C_{xa}(C_{ya})$ и $K(\alpha)$ для самолета в исходной конфигурации и в режиме балансировки ($m_{za} \approx 0$) приведены на рисунках П4-19 и П4-20. Представлены экспериментальные и расчетные данные.

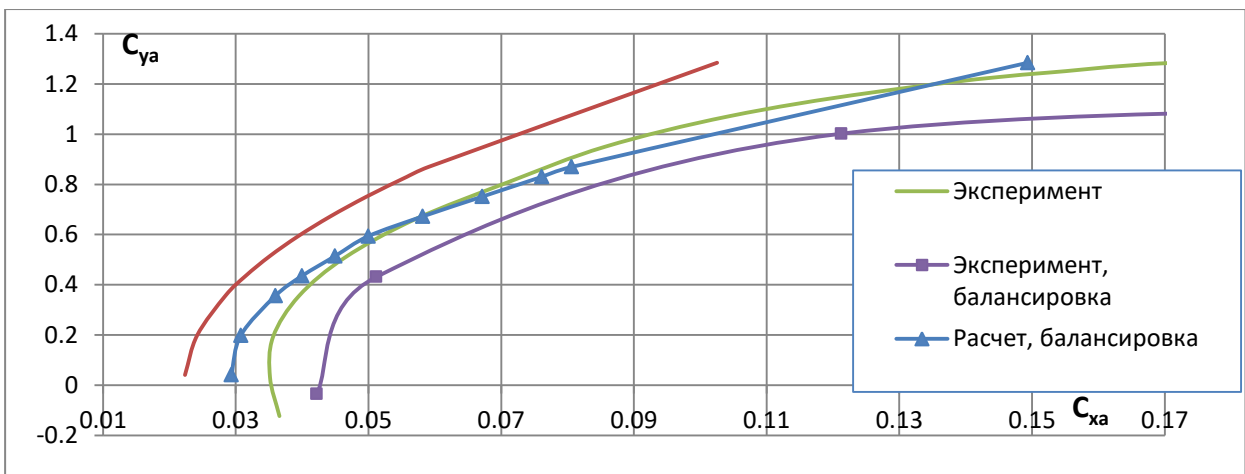


Рисунок П4-19 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{xa}=f(C_{ya})$ для самолета в исходной конфигурации и в режиме балансировки. Экспериментальные и расчетные данные

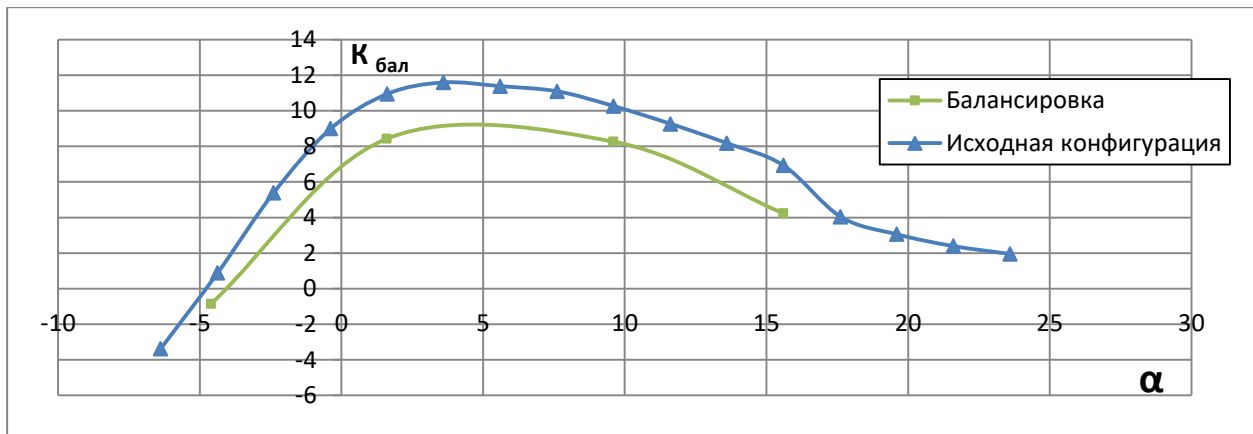


Рисунок П4-20 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $K(\alpha)$ в исходной конфигурации и в режиме балансировки. Экспериментальные данные

На рисунке П4-21 представлены балансировочные кривые $\delta_B = f(C_{ya})$. Для построения одной из них использовались экспериментально полученные данные по коэффициенту момента тангажа самолета, другая представляет собой результат параметрического исследования по уменьшению балансировочного сопротивления.

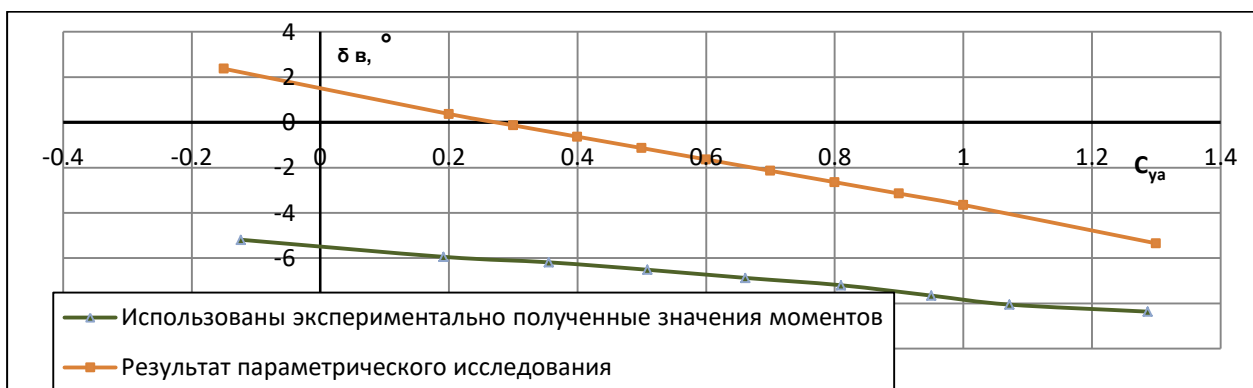


Рисунок П4-21 - Самолет с крылом коробчатой схемы, балансировочные кривые ($H=const, n_y=1$). Представлены результаты расчета с использованием значений моментов, полученных в эксперименте, и результаты параметрического исследования

На рисунке П4-22 представлены предельно передняя и предельно задняя центровка самолета с крылом коробчатой схемы как функция угла отклонения рулей высоты. Для предельно передней центровки приведен случай балансировки на посадочном угле атаки, обеспечивающем заданные посадочные характеристики с учетом неэффективности закрылков ($\sim 12^\circ$).

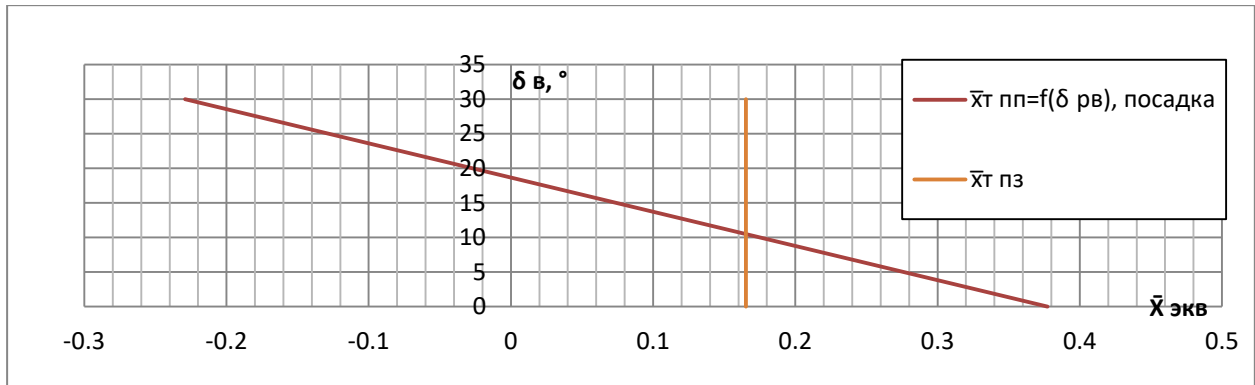


Рисунок П4-22 - Самолет с крылом коробчатой схемы, допустимый разбег центровок на посадке в зависимости от угла отклонения рулей высоты

Эффективность взлетно-посадочной механизации

Углы отклонения рулей и флаперонов, принятые в эксперименте в качестве взлетной и посадочной конфигураций, приведены в *таблице 1*.

Таблица 1 – Расчетные углы отклонения флаперонов и рулей высоты на режимах взлета и посадки самолета с крылом коробчатой схемы

Крыло	Отклоняемая поверхность	Углы отклонения	
		Взлет	Посадка
Переднее крыло	Флаперон	20	40
	Руль высоты	30	30
Заднее крыло	Флаперон	0	20
	Руль высоты	-30	-30

На рисунках П4-23 и П4-24 представлены зависимости $C_{ya}=f(\alpha)$ и $m_{za}=f(\alpha)$ для крейсерской, взлетной и посадочной конфигураций. Предлагаемый тип взлетно-посадочной механизации оказался неэффективен: флапероны не увеличивают, а несколько снижают коэффициент подъемной силы самолета, а также несущественно (по сравнению с рулями высоты) изменяют коэффициент момента тангажа самолета.

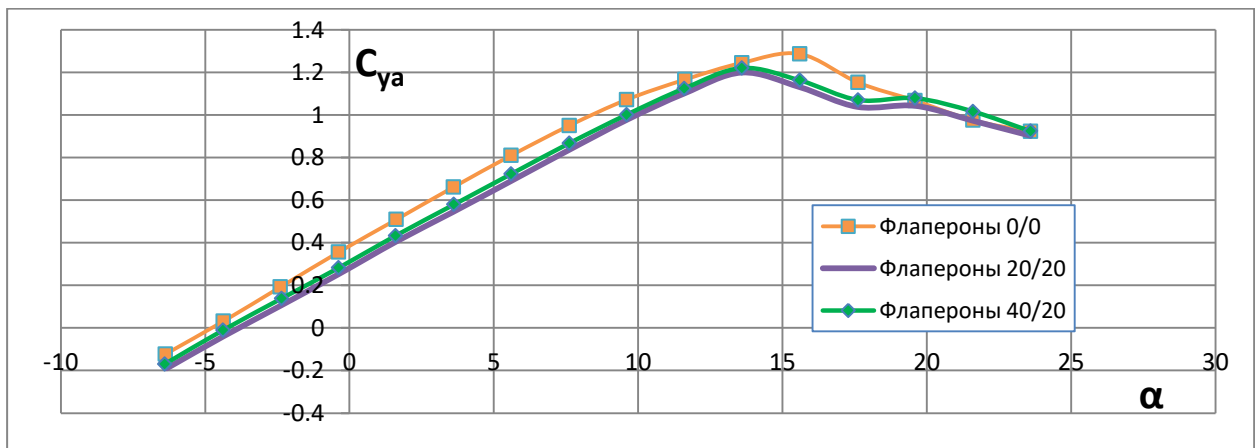


Рисунок П4-23 – Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$ для самолета в крейсерской, взлетной, посадочной конфигурациях (рули высоты отклонены на 30° на кабрирование)

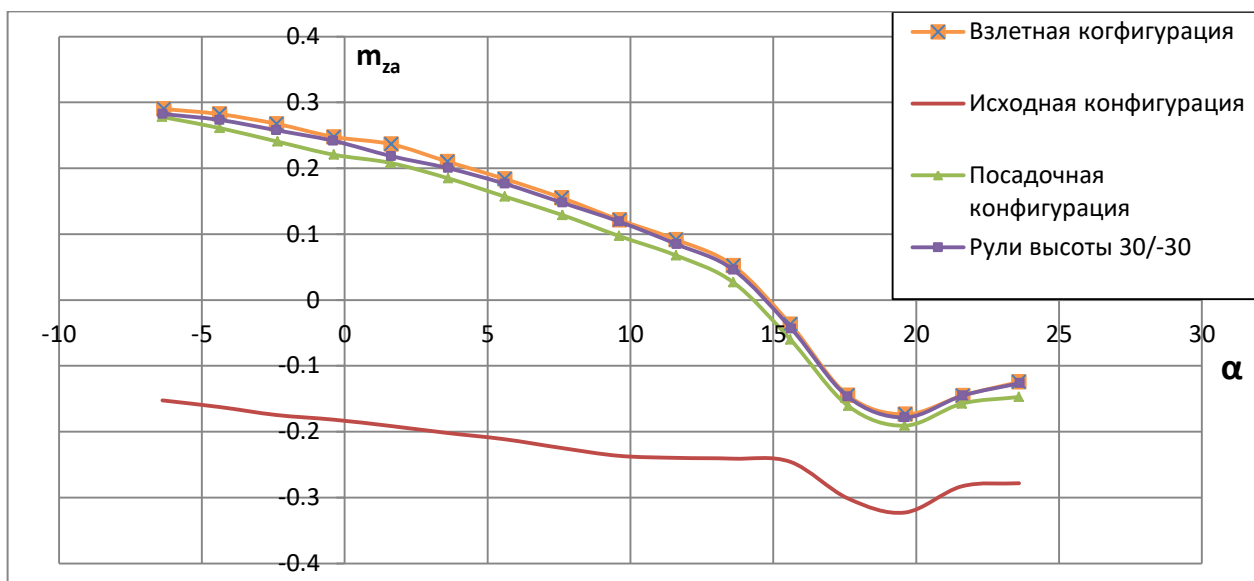


Рисунок П4-24 - Самолет с крылом коробчатой схемы, зависимость $m_{za}=f(\alpha)$ для самолета в крейсерской, взлетной, посадочной конфигурациях (рули высоты отклонены на 30° на кабрирование), а также для случая отклонения рулей высоты на кабрирование без выпуска механизации

К возможным причинам неэффективности такого рода взлетно-посадочной механизации на обоих крыльях коробчатого самолета можно отнести:

1. влияние боковых несущих поверхностей;
2. толстый носик флаперонов, отсутствие профилировки щели, положение оси вращения, позволяющие этим отклоняемым поверхностям работать как в режиме элерона, так и в режиме закрылка, но снижающие их эффективность;
3. сильное влияние числа Рейнольдса на характеристики самолета с отклоненными флаперонами.

**Приложение 5. Программа испытаний модели самолета По-2 с
модифицированным сочлененным крылом в аэродинамической
трубе Т-1 МАИ**

№	№ 0	$\delta_{2,4}(PB)$	$\delta_{np3}/\delta_{лев3}$ (эл)	δ_{PH}	δ_{J} (загр)	V, м/с	$\alpha, ^\circ$	$\beta, ^\circ$	Примечание
1	1	0	0	0	0	10...47	0	0	$\alpha_{уст} = -8^\circ 2'$
2	2	0	0	0	0	10...47	10	0	
3	3	0	0	0	0	37	-4...+30	0	Пятикратные испытания
4	4	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
5	5	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
6	6	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
7	7	0	0	0	0	37	-4...+30	0	
8	8	0	0	0	0	37	-4...+30	5	Серия по углу скольжения
9	8	0	0	0	0	37	-4...+30	10	
10	8	0	0	0	0	37	-4...+30	20	
11	8	0	0	0	0	37	-4...+30	30	
12	12	0	-10	0	0	37	-4...+30	0	Элерон
13	12	0	10	0	0	37	-4...+30	0	
14	12	0	20	0	0	37	-4...+30	0	
15	12	0	30	0	0	37	-4...+30	0	
16	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	0	
17	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	5	
18	16	0	-1	0	0	37	-4...+30	10	
19	19	0	-1	0	0	37	-4...+30	20	
20	19	0	-1	0	0	37	-4...+30	30	
21	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	0	
22	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	5	
23	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	10	
24	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	20	
25	21	0	-1	0	0	37	-4...+30	30	
26	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	0	PB
27	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	5	
28	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	10	
29	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	20	
30	26	-10	0	0	0	37	-4...+30	30	
31	21	10	0	0	0	37	-4...+30	0	
32	21	20	0	0	0	37	-4...+30	0	PH
33	33	0	0	10	0	37	-4...+30	0	
34	33	0	0	10	0	37	-4...+30	5	
35	33	0	0	10	0	37	-4...+30	10	
36	33	0	0	10	0	37	-4...+30	20	
37	33	0	0	10	0	37	-4...+30	30	
38	33	0	0	20	0	37	-4...+30	0	
39	33	0	0	20	0	37	-4...+30	5	
40	33	0	0	20	0	37	-4...+30	10	
41	33	0	0	20	0	37	-4...+30	20	
42	33	0	0	20	0	37	-4...+30	30	
43	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	0	
44	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	5	
45	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	10	
46	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	20	
47	43	0	0	-20	0	37	-4...+30	30	
48	48	0	0	0	10	37	-4...+30	0	Закрылок
49	48	0	0	0	10	37	-4...+30	5	

№	№ 0	$\delta_{2,4}(PB)$	$\delta_{np3}/\delta_{лев3}$ (эл)	δ_{PH}	δ_I (закр)	V , м/с	α , °	β , °	Примечание
50	48	0	0	0	10	37	-4...+30	10	Закрылок
51	48	0	0	0	10	37	-4...+30	20	
52	48	0	0	0	10	37	-4...+30	30	
53	48	0	0	0	20	37	-4...+30	0	
54	48	0	0	0	30	37	-4...+30	0	