



ОАО «АВИАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ИМ. С.В. ИЛЬЮШИНА»

Отделение 110

Отдел 112,113

Конкурсная работа

на тему:

Разработка зализа крыла и фюзеляжа существенно меньших габаритных размеров и площади для снижения веса конструкции при сохранении исходного уровня аэродинамического совершенства легкого транспортного самолета.

Руководитель:

Круглякова О.В.

Исполнители:

Лоренсо Пакина А.

Сухарев А.С.

Рублев А.Ю.

Теремшонок В.Н.

Москва 2017

Оглавление

Цель работы	3
Проработка внешней поверхности и конструкции зализа крыла и фюзеляжа...	4
Расчетные исследования.....	14
Выводы	16
Приложение.	17

Цель работы

Целью работы являлось создание зализа (крыла и фюзеляжа) существенно меньших габаритных размеров и площади для снижения веса конструкции при сохранении исходного уровня аэродинамического совершенства легкого транспортного самолета.

Проработка внешней поверхности и конструкции зализа крыла и фюзеляжа

В рамках работ по повышению аэродинамического и весового совершенства существующей концепции легкого транспортного самолета-высокоплана были проработаны более эффективные компоновки крыло+фюзеляж+зализ, в том числе со смещением крыла в контур фюзеляжа. При этом использовался новый метод проектирования зализа. Принцип нового метода заключается в создании единой твердотельной модели. В отличие от ранее использованных методик создания поверхностей, в результате которых получались многочисленные отдельные фрагменты, новый метод позволяет создавать единую параметризованную поверхность более высокого качества и гладкости за значительно меньшее время.

Описание реализованного метода проектирования зализа крыла с фюзеляжем.

Специфика метода:

- Новизна подхода заключается в моделировании твердотельных примитивов с последующим изменением формы граней.
- Изменение размеров зализа происходит путем изменения размеров примитивов с помощью операторов синхронного моделирования.
- Изменение формы граней происходит с помощью оператора X-форма
- Этап подготовки твердотельной (solid) модели самолета происходит путем булевого объединения фюзеляжа, зализа и крыла.

Достоинства метода:

- Сохраняется параметризация модели в дереве построений (В поверхностном моделировании обеспечить связь параметров достаточно проблематично).
- На выходе получается значительно меньшее количество граней (поверхностей), что повышает качество формы, на стыках граней не возникают проблемы с линейным и угловым допуском (G0 и G1).
- Отсутствие необходимости сшивать поверхности для получения замкнутого объема (solid)
- Быстрота и простота изменения и контроле формы при помощи функции X-форма (изменение формы грани происходит за счет управления

контрольными полюсами, возможность добавления и удаления строк полюсов).

Недостатки метода:

-Трудности в контроле формы при достаточно большом количестве строк полюсов;

-Необходимость обеспечивать минимальное пересечение для проведения булевой операции объединения.

Конструктивные особенности исходной и доработанных компоновок легкого транспортного самолета

Исходная компоновка крыло+фюзеляж легкого транспортного самолета (рис. 1-5) имеет следующие особенности:

- Крыло целиком находится над контуром фюзеляжа, что обуславливает наличие сравнительно длинного зализа (11,5 м) с большой площадью поверхности (40 м²).
- Часть центроплана между передним и задним лонжероном не закрывается зализом (рис. 1)
- Передняя и задняя часть зализа стыкуются с поверхностью крыла и фюзеляжа с изломом в несколько градусов, что вносит существенное возмущение в поток, что снижает несущие свойства крыла и увеличивает сопротивление.
- Сравнительно маленькие боковые части зализа («уши», рис. 1).

Доработанные компоновки крыло+фюзеляж+зализ легкого транспортного самолета:

1) $\Delta Y=0$ (Вариант 1)

- Положение крыла исходное (смещение по высоте $Y=0$)
- Существенно меньшая длина зализа (8 м) и площадь поверхности (27 м^2) по сравнению с исходным.
- За счет уменьшения габаритов зализа снижение веса конструкции на 85 кг.
- Часть центроплана между передним и задним лонжероном не закрывается зализом (рис. 2)
- Передняя и задняя часть зализа стыкуется с крылом и фюзеляжем плавно и касательно (без изломов).
- Более развитые по сравнению с исходным боковые части зализа («уши», рис. 2).
- Так как крыло остается в исходном положении, данный вариант зализа не требует доработки силовой схемы, конструкции и компоновки внутренних систем. Это позволяет в кратчайшие сроки и с наименьшими затратами внедрить зализ в конструкции серийных легких транспортных самолетов.

2) $\Delta Y= -90$ (Вариант 1)

- Центральный профиль крыла частично входит в контур фюзеляжа (на 90 мм ниже по сравнению с исходной компоновкой)
- Существенно меньшая длина зализа (6,98 м) и площадь поверхности по сравнению с исходным ($21,7 \text{ м}^2$).
- За счет уменьшения габаритов зализа снижение веса конструкции на 119 кг.
- Часть центроплана между передним и задним лонжероном не закрывается зализом (рис. 3)
- Передняя и задняя часть зализа стыкуется с крылом и фюзеляжем плавно и касательно (без изломов).
- Более развитые по сравнению с исходным боковые части зализа («уши», рис. 3).
- Крыло при смещении на $\Delta Y=-90$ мм пересекает теоретический контур фюзеляжа, что влечет за собой пересмотр конструкции в месте крепления крыла к фюзеляжу, а также доработку силовой схемы (образование местного «уплощения» контура фюзеляжа). Это,

соответственно, приводит к некоторому увеличению веса за счет усиления некоторых элементов конструкции, что снижает положительный эффект от уменьшения площади поверхности зализа. При этом общая компоновка внутренних систем остается прежней.

3) $\Delta Y = -300$ мм (Вариант 1)

- Центральный профиль крыла частично входит в контур фюзеляжа (на 300 мм ниже по сравнению с исходной компоновкой)
- Существенно меньшая длина (6,3 м) зализа и площадь поверхности (16,8 м²) по сравнению с исходным.
- За счет уменьшения габаритов зализа снижение веса конструкции на 151 кг.
- Часть центроплана между передним и задним лонжероном не закрывается зализом (рис. 4)
- Передняя и задняя часть зализа стыкуется с крылом и фюзеляжем плавно и касательно (без изломов).
- Более развитые по сравнению с исходным боковые части зализа («уши», рис. 4).
- При смещении на $\Delta Y = -300$ мм крыло практически на половину толщины профиля входит в контур фюзеляжа. Это требует значительной переработки силовой схемы (значительное усиление элементов) и конструктивных решений (изменение схемы крепления), а также существенной переконфигурации внутренних систем (вплоть до переноса элементов в другие отсеки фюзеляжа). Все это в конечном итоге приводит к росту веса конструкции, что существенно снижает положительный эффект от уменьшения площади зализа.

4) $\Delta Y = -300$ мм (Вариант 2)

- Центральный профиль крыла частично входит в контур фюзеляжа (на 300 мм ниже по сравнению с исходной компоновкой)
- Минимально достижимая длина зализа (4,8 м по плоскости симметрии) и площадь поверхности (14,9 м²) по сравнению с исходным.
- За счет уменьшения габаритов зализа снижение веса конструкции на 164 кг.
- Часть центроплана между передним и задним лонжероном не закрывается зализом (рис. 5)

- Передняя и задняя часть зализа стыкуется с крылом и фюзеляжем плавно и касательно (без изломов). При этом на виде в плане задняя граница зализа представляет собой резко сопряженный короткий «ласточкин хвост».
- Отсутствуют боковые части зализа (рис. 5).
- Данный вариант потребует доработок, аналогичных варианту для $\Delta Y = -300$ мм

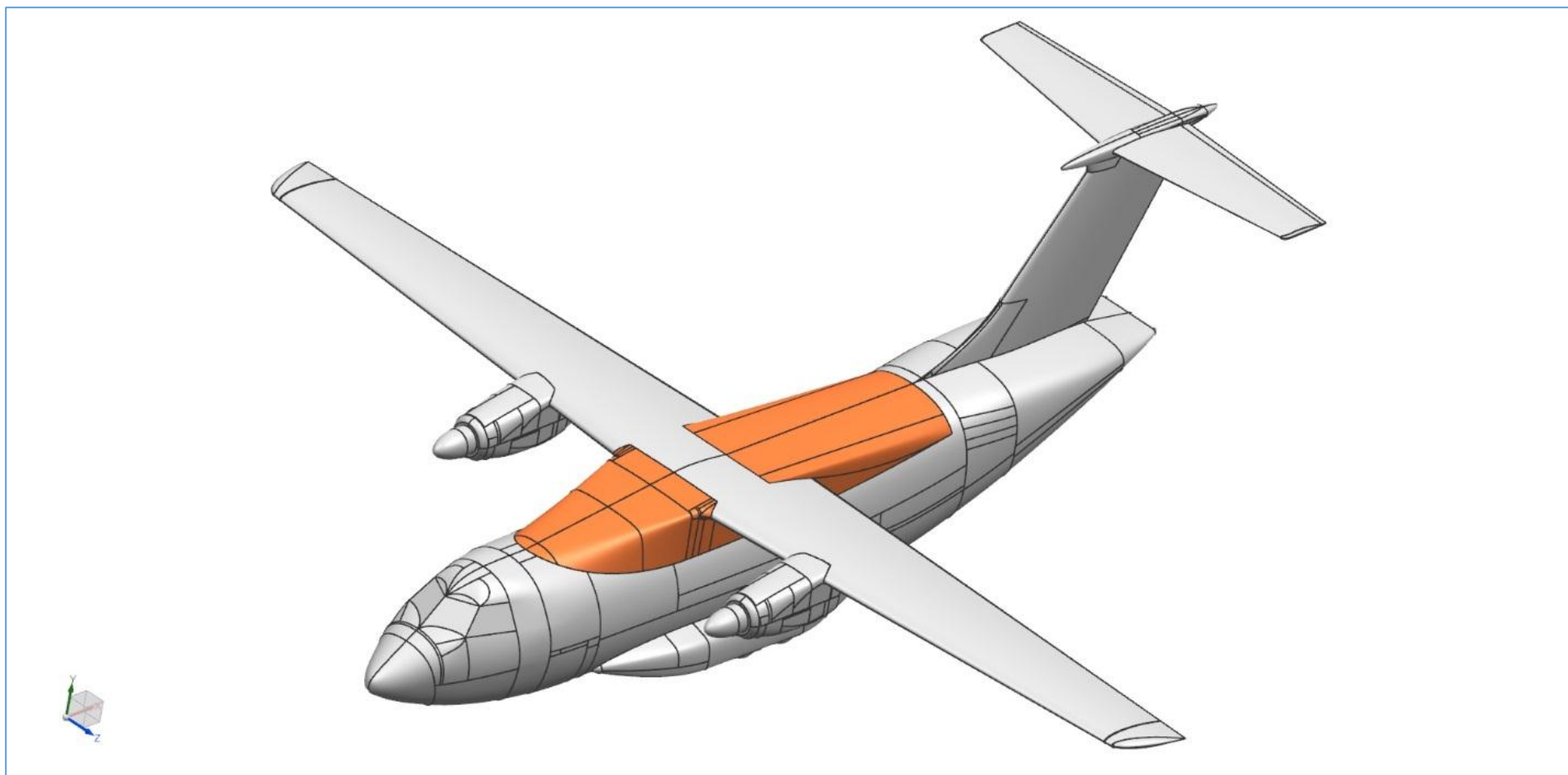


Рис. 1 Исходная компоновка легкого транспортного самолета

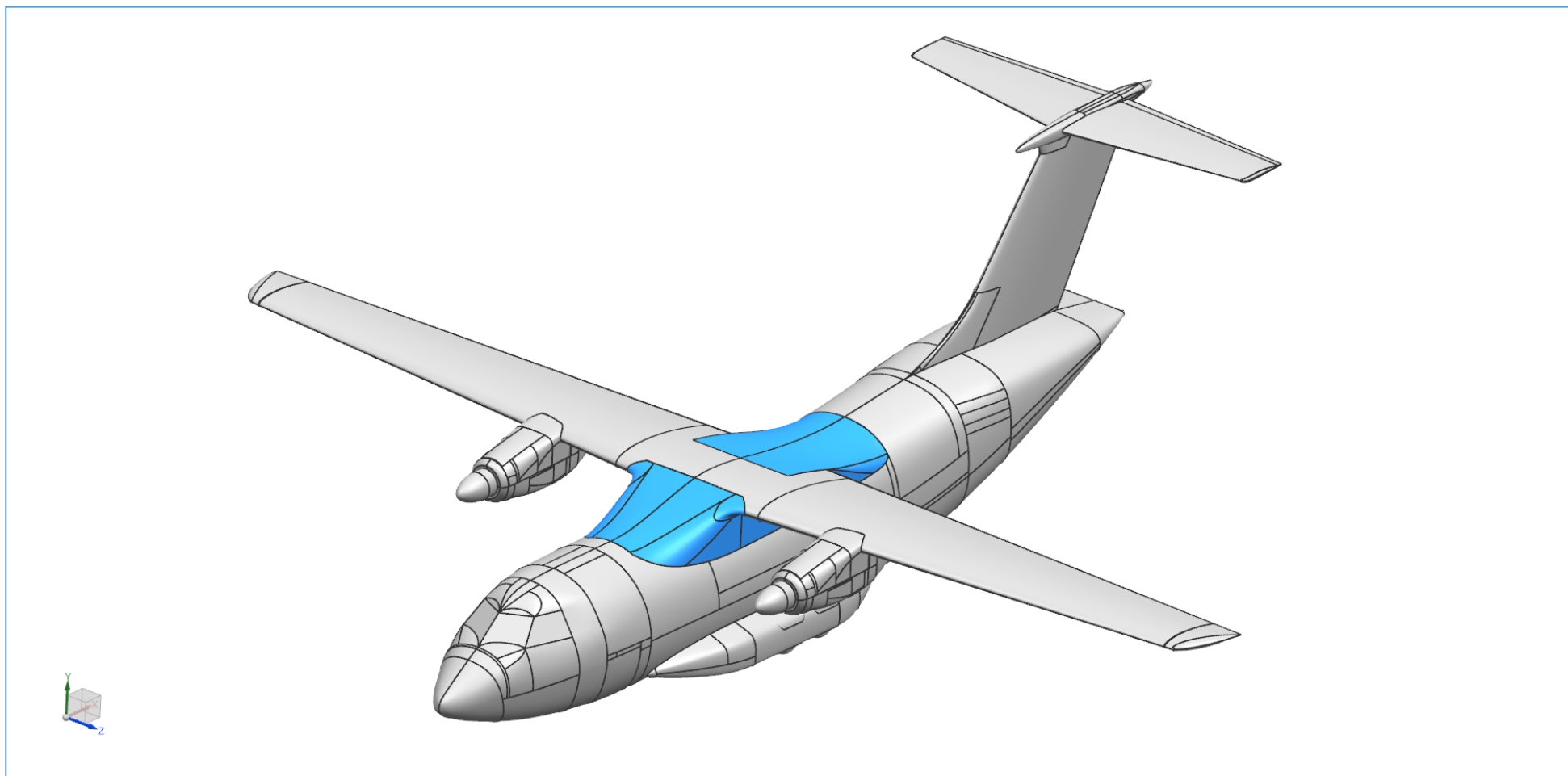


Рис. 2 Компоновка легкого транспортного самолета без смещения крыла($\Delta Y=0$)

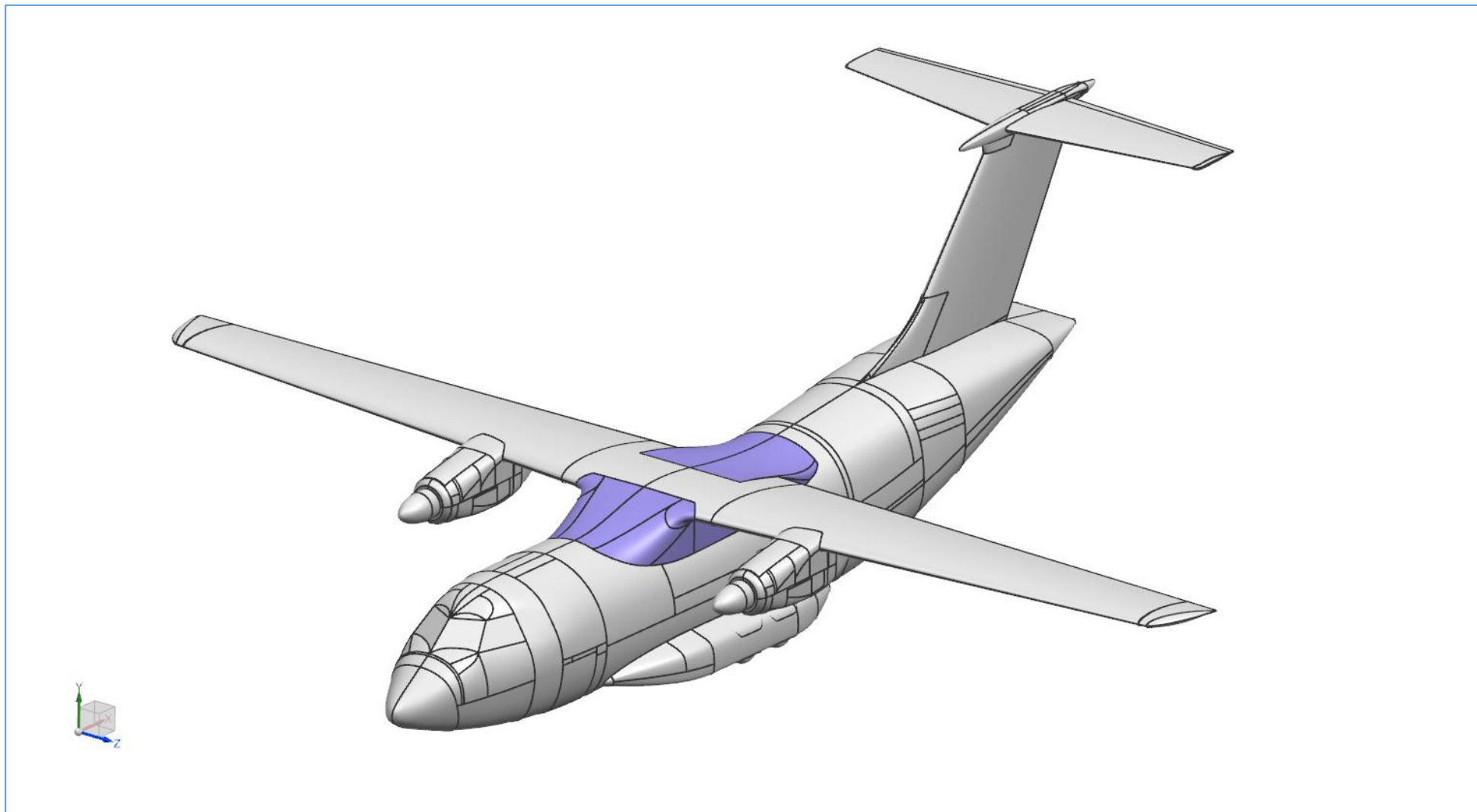


Рис. 3 Компоновка легкого транспортного самолета со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -90\text{мм}$

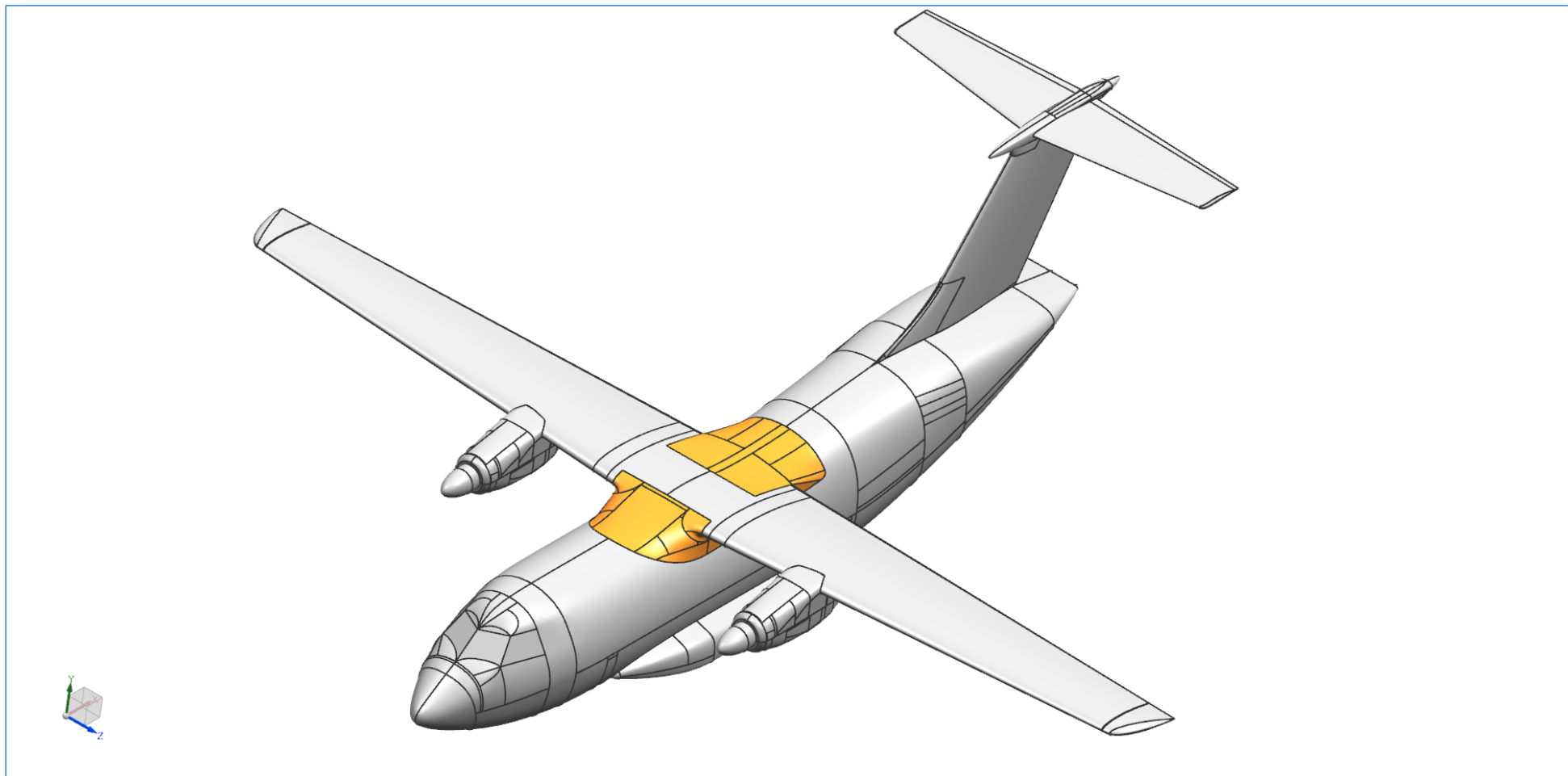


Рис.4 Компоновка легкого транспортного самолета со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -300\text{мм}$
(Вариант 1)

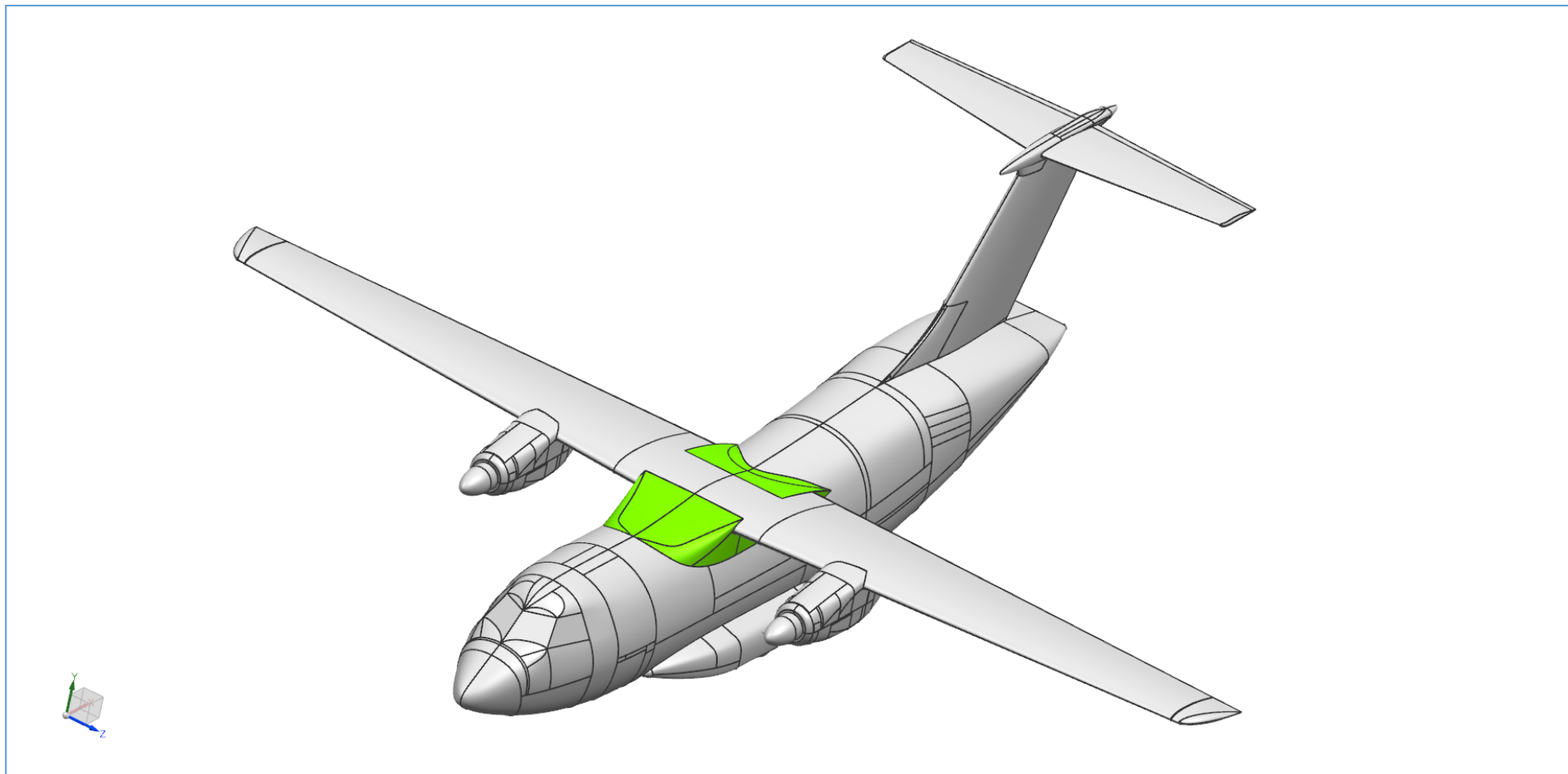


Рис. 5 Компоновка к легкого транспортного самолета со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -300\text{мм}$
(Вариант 2)

Расчетные исследования

Для оценки изменения аэродинамических характеристик легкого транспортного самолета при изменении конфигурации зализа были проведены серии расчетов с помощью программного пакета вычислительной аэродинамики FlowVision 3.09.04.

В САПР Unigraphics NX 8,5 были созданы трехмерные твердотельные математические модели полной компоновки самолета в исходной конфигурации (рис. 1), и компоновки новой конфигурации (рис. 2-5), а также области течения вокруг них. Затем на основе готовых математических моделей самолетов, экспортированных в формат STL, в среде программного комплекса FlowVision была проведена серия расчетов обтекания для исходной и доработанных вариантов компоновок в условиях крейсерского полета: **МСА Н = 7000 м, М = 0.42, угол атаки $\alpha = 0-18^\circ$.**

Результаты расчетов

В результате расчетов были получены картины течения вокруг исходной компоновки легкого транспортного самолета и предложенных вариантов доработанных компоновок, и соответствующие им распределенные (Приложение, рис. 1-5) и интегральные аэродинамические характеристики.

Анализ результатов проведенных расчетов показал: несмотря на то что, предложенные варианты зализов для исходного и смещенного крыла имеют существенно меньшие габариты и площадь (меньше на 30-60%), за счет более плавного и менее возмущенного обтекания в области сопряжения зализа с крылом и фюзеляжем в диапазоне крейсерских углов атаки достижимо сохранение и некоторое превышение ($\Delta K \sim 0,3$) исходного высокого уровня аэродинамического качества компоновки легкого транспортного самолета. аэродинамические характеристики компоновок с модернизированными зализами очень близки с характеристиками исходной компоновки.

Наилучшие несущие свойства и аэродинамическое качество показал вариант с исходным положением крыла ($\Delta Y = 0$). При этом данный вариант имеет наибольшую площадь поверхности и дает наименьший выигрыш в весе по сравнению с исходной компоновкой. Однако за счет сохранения положения крыла, применение данного варианта зализа позволяет практически не менять

существующую силовую схему, конструкцию и принципиальное положение внутреннего оборудования.

Результаты расчетов аэродинамических характеристик в ПК FlowVision 3.09.04 показали хорошее качественное и количественное согласование с аналогичными расчетами, проведенными в тестовом режиме на ПК ЛОГОС 5.2.

Выводы

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- Отработан более эффективная методика создания математической модели зализа.
- Достигнуто существенное уменьшение габаритов и площади поверхности зализа (32 % для исходного положения крыла ($\Delta Y=0$); 45% для $\Delta Y= -90$ мм; 60 для $\Delta Y= -300$ мм).
- За счет снижения площади зализа вес конструкции с исходным положением крыла снизился минимум на 85 кг ($\Delta Y=0$) по сравнению с исходным вариантом.
- Обеспечено сохранение и некоторое превышение ($\Delta K \sim 0,3$) исходного высокого уровня аэродинамического качества компоновки легкого транспортного самолета
- Предложенный вариант зализа для исходного положения крыла $\Delta Y=0$ принят на детальную проработку для внедрения в конструкцию серийных легких транспортных самолетов, поскольку дает наибольшую экономию в весе и не требует доработки силовой схемы, пересмотра конструктивных решений и перекомпоновки внутренних систем.

Приложение.

Распределенные характеристики по поверхности компоновок легкого транспортного самолета (значения показаны относительно давления на высоте 7 000 м МСА)



Рис. 1 Распределение давления по поверхности исходной компоновки ($\alpha=5^\circ$)

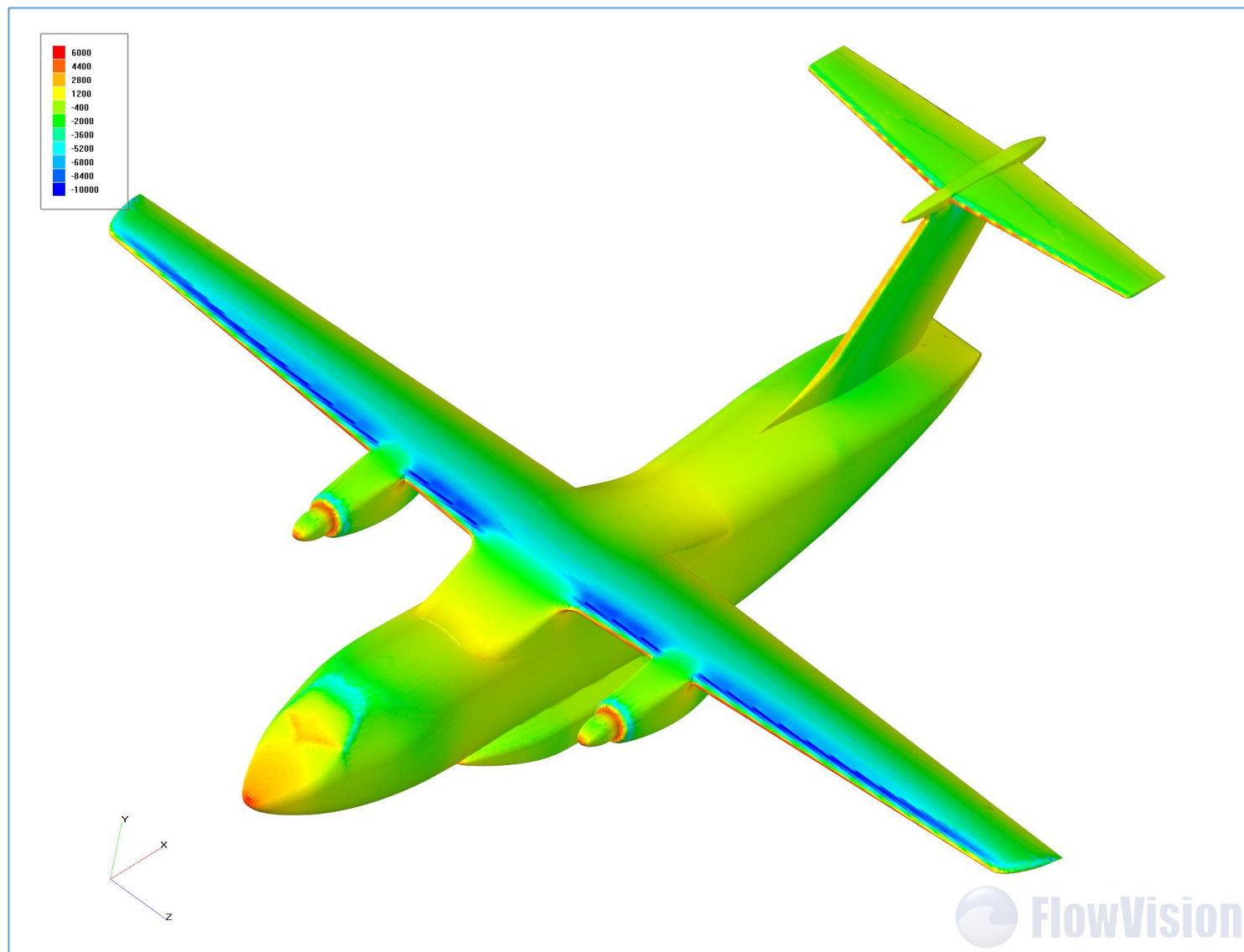


Рис. 2 Распределение давления по поверхности компоновки без смещения крыла ($\Delta Y=0$, $\alpha=5^\circ$)

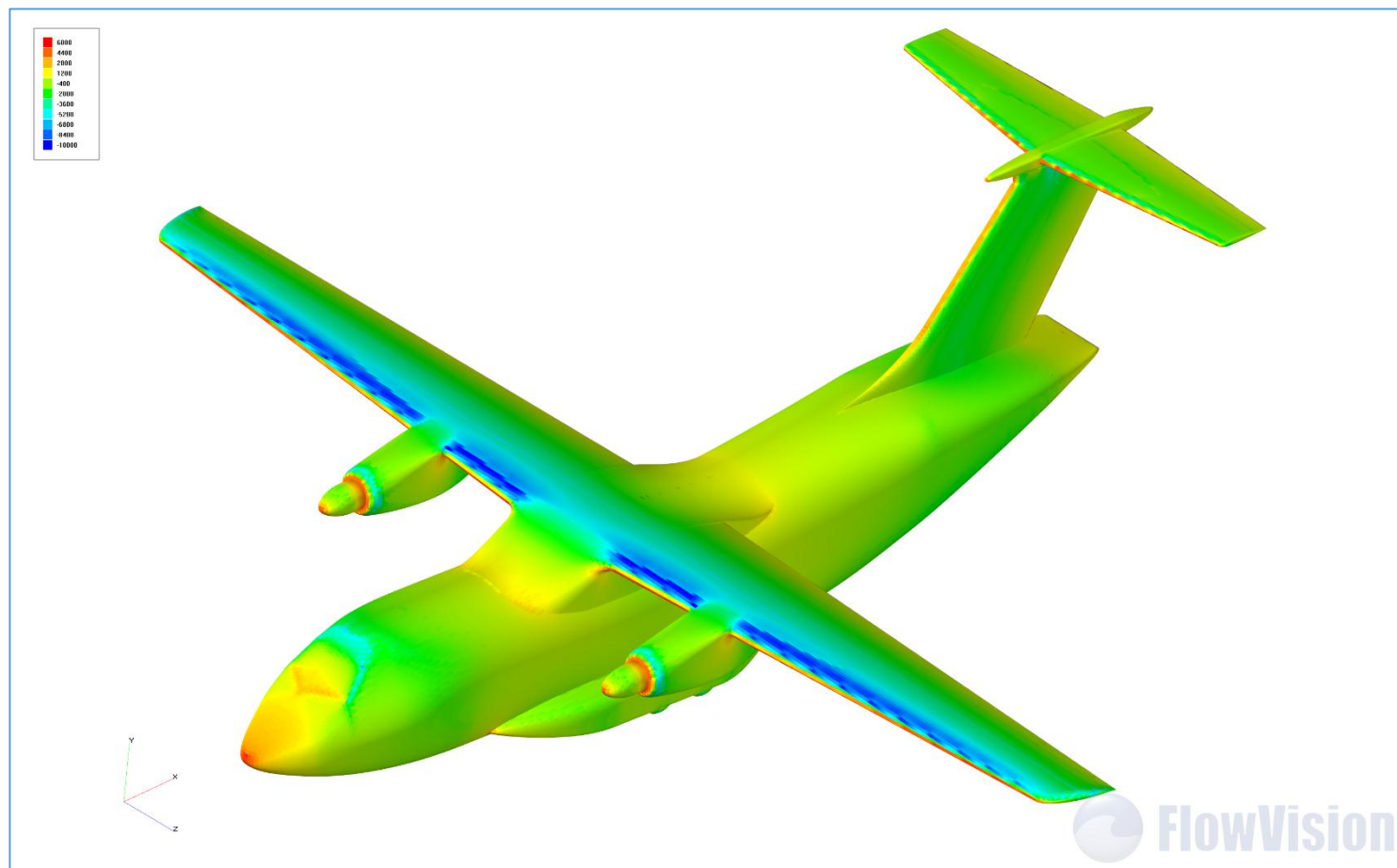


Рис. 3 Распределение давления по поверхности компоновки со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -90\text{мм}$
($\alpha = 5^\circ$)

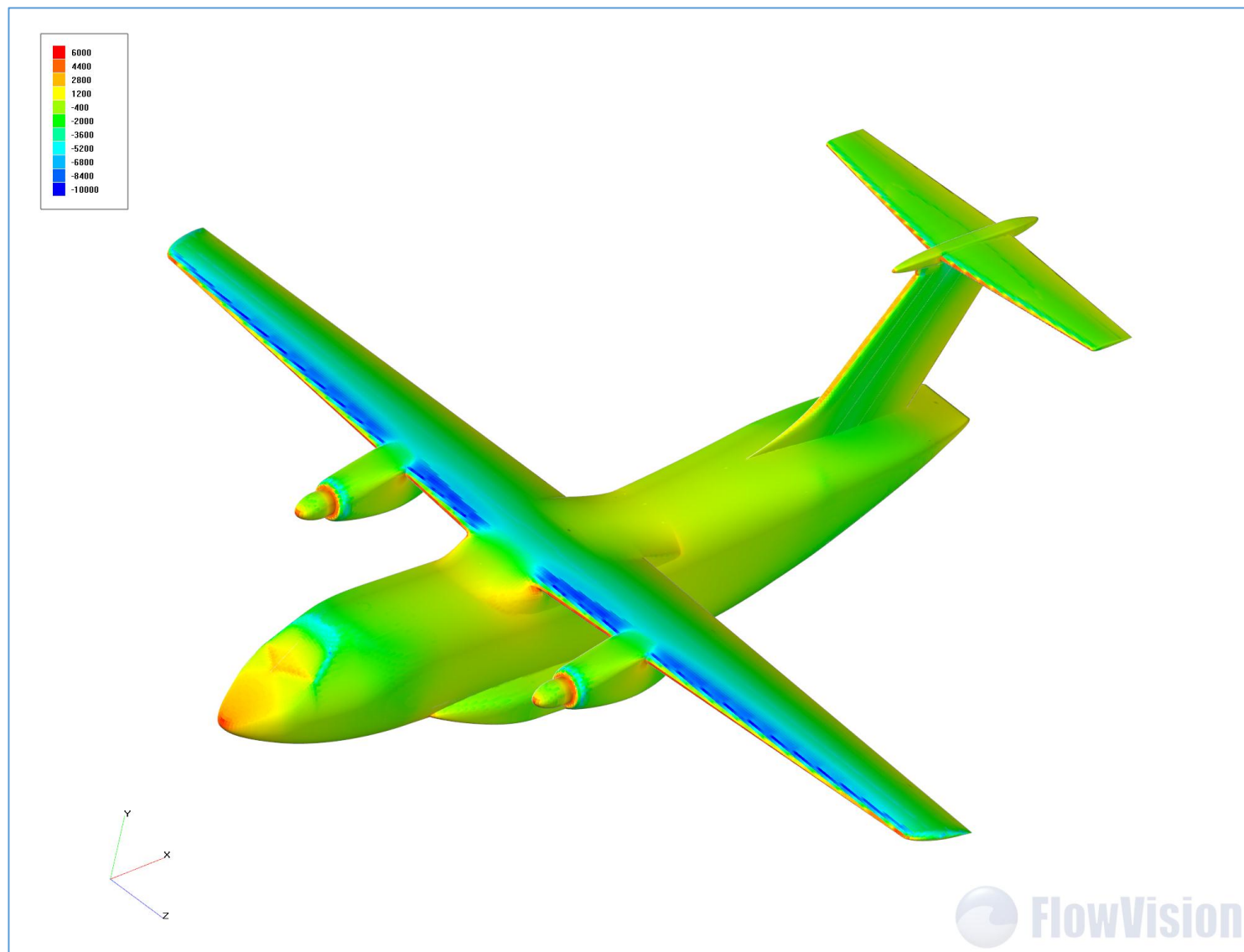


Рис. 4 Распределение давления по поверхности компоновки со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -300\text{мм}$
(Вариант 1, $\alpha = 5^\circ$)

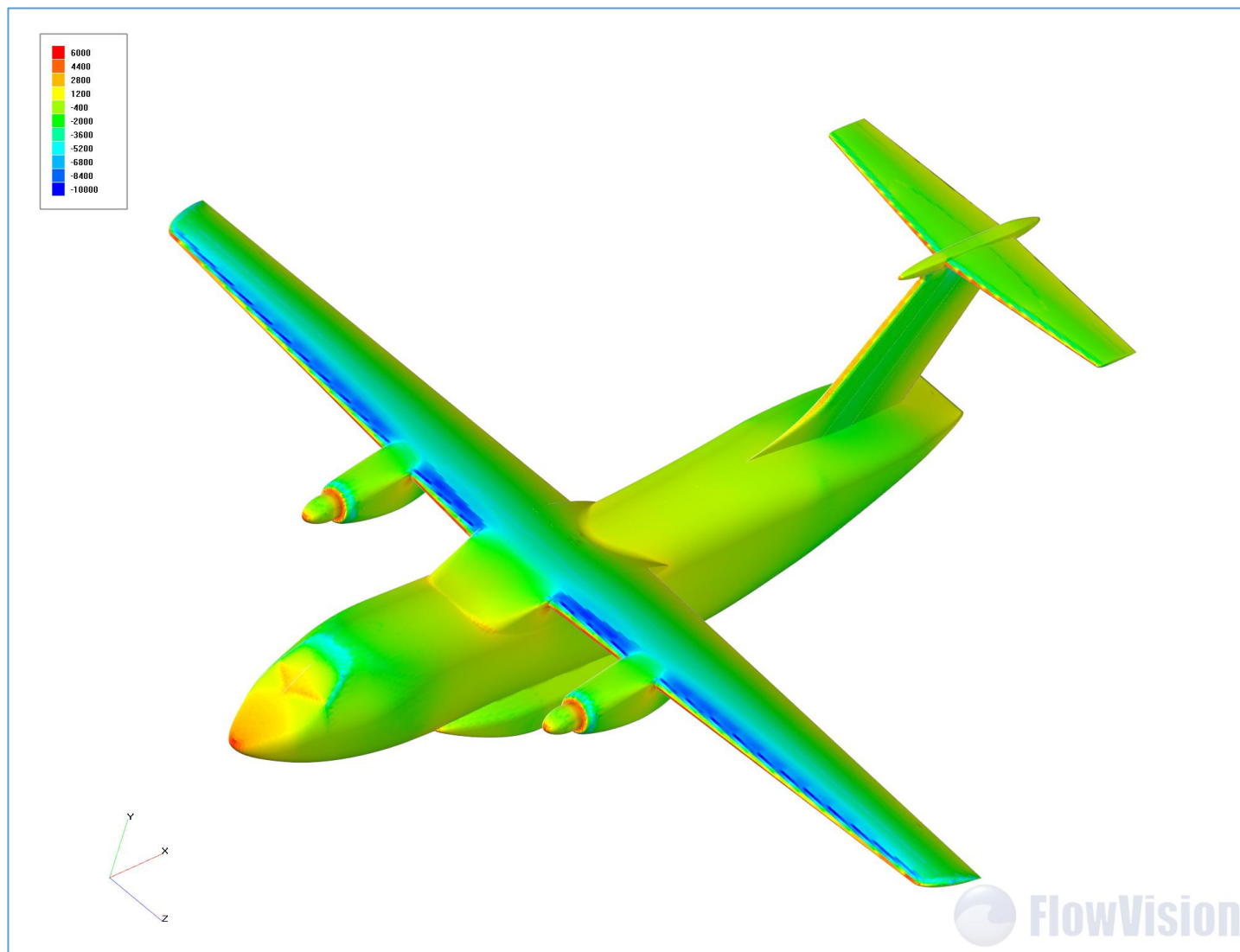


Рис. 5 Распределение давления по поверхности компоновки со сдвигом крыла в контур фюзеляжа на $\Delta Y = -300\text{мм}$
(Вариант 2, $\alpha = 5^\circ$)