

Математическая модель влияния состояния обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета

Попов С.А.*, Гондаренко Ю.А.**

Военный учебно-научный центр «Военно-воздушная академия»

им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, ул. Старых Большевиков 54 А,

Воронеж, 394064, Россия

**e-mail: popov_ser@mail.ru*

***e-mail: vip.kuban777@mail.ru*

Аннотация

В статье рассмотрены особенности создания математической модели влияния состояния отрывно-вихревого обтекания на аэродинамические характеристики самолета с внешними подвесками. В качестве объекта исследования выбран процесс обтекания воздушным потоком маневренного самолета в предельной по углу атаки области режимов полета. Показано влияние внешних подвесок на состояние отрывно-вихревого обтекания и аэродинамические характеристики самолета.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, отрывно-вихревое обтекание, математическая модель, внешние подвески.

В связи с созданием маневренных самолетов, реализующих большие докритические углы атаки, возникает задача оценки их летно-технических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости в предельной по углу

атаки области режимов полета. Для этого необходимо знать аэродинамические характеристики (АДХ) летательного аппарата (ЛА), в том числе с размещенными на нем внешними подвесками.

Решение этой задачи предполагает использование математических моделей процесса обтекания самолета на указанных режимах. Движение самолета на больших углах атаки сопровождается целым рядом физических явлений, обуславливающих динамические эффекты запаздывания развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания. Не учет этих эффектов в моделях динамики движения самолета может, например, привести к неправильной оценке области выполнимости маневров в процессе формирования полетного задания. Так в [1] показано влияние динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы на ожидаемую (без учета гистерезиса) и реальную потерю высоты ΔH рис. 1 в зависимости от времени срабатывания t_α по углу атаки при выводе маневренного самолета из пикирования.

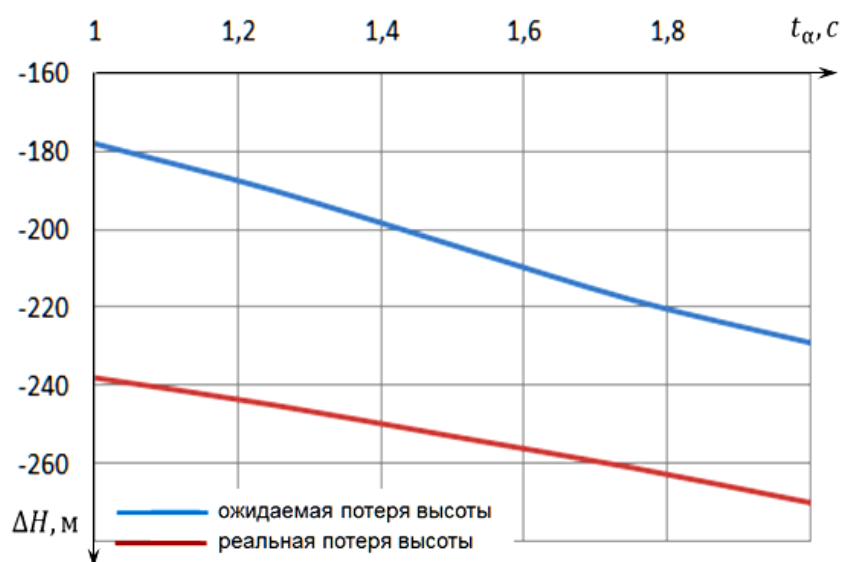


Рис. 1 – Зависимость ожидаемых и реальных потерь высоты от времени срабатывания по углу атаки t_α

В настоящее время известны работы, в которых состояние отрывно-вихревого обтекания в математической модели движения самолета учитывается путем введения дополнительной динамической переменной, так называемой внутренней переменной x [2, 3], характеризующей состояние отрывно-вихревого обтекания самолета. Изменение этой переменной в процессе движения описывается уравнением:

$$\tau_1 \frac{dx}{dt} + x = x_0 (\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}), \quad (1)$$

где τ_1, τ_2 – постоянные времени, характеризующие инерционность процессов развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания.

В простейшем случае переменная x может рассматриваться как относительная координата точки отрыва потока с верхней поверхности профиля либо точка разрушения (взрыва) вихрей над верхней поверхностью треугольного крыла [4]. Для полной компоновки самолёта с крылом сложной формы в плане переменная x имеет другую более сложную форму представления и выступает уже в виде обобщенной переменной [5].

Известно, что в качестве параметров, характеризующих состояние отрывно-вихревого обтекания, можно использовать [6]:

– расстояние от носика профиля до точки отрыва потока в каждом сечении крыла;

– число и площади S_{omp} зон отрывного течения;

– координаты зон отрывного течения на поверхности крыла;

– параметры, характеризующие симметричность (несимметричность)

размещения зон отрывного течения на поверхности крыла.

Анализ указанных выше параметров позволяет предположить, что все они зависят от места расположения по размаху крыла точек отрыва R и присоединения S потока. Геометрическое место этих точек для различных сечений крыла будет определять положение линий отрыва l_R и присоединения l_S . В таком случае, обобщенная переменная x может быть представлена характеристиками, определяющими положение линий отрыва и присоединения.

Положение линий отрыва и присоединения на несущей поверхности самолета заранее предсказать очень трудно [7]. Это положение можно определить, зная относительные координаты (\bar{x}_R, \bar{x}_S) точек отрыва R и присоединения S , а также длину отрывной зоны l_{omp} на профиле в рассматриваемом сечении:

$$\bar{x}_R = \frac{x_R}{b}, \quad (2)$$

$$\bar{x}_S = \frac{x_S}{b}, \quad (3)$$

$$l_{omp} = x_S - x_R, \quad (4)$$

где: x_R, x_S – координаты точек отрыва и присоединения рис. 2 пограничного слоя на поверхности профиля ($\bar{x}_R \in [0,1], \bar{x}_S \in [0,1]$), b – хорда профиля рассматриваемого сечения.

Структура обтекания, при которой $\bar{x}_R = \bar{x}_S = 1$ соответствует полностью безотрывному обтеканию профиля, при $\bar{x}_R = 0, \bar{x}_S = 1$ – полностью отрывному обтеканию.

Для определения точек отрыва R и присоединения S авторами с использованием программного комплекса *Ansys Fluent* был проведен спектральный анализ линий тока и тангенциальной составляющей к поверхности профиля скорости потока рис. 3 и рис. 4.

В точках отрыва и присоединения линии тока вблизи обтекаемого профиля претерпевают характерную трансформацию [7] рис. 3, а значение тангенциальной скорости стремится к нулю рис. 4.

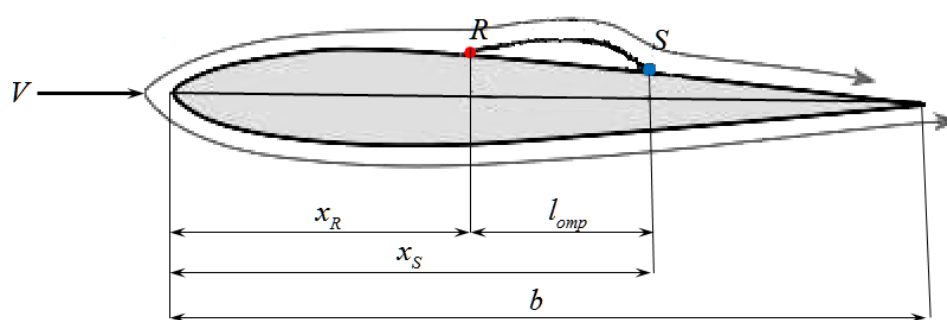


Рис. 2 – Точки отрыва и присоединения на профиле в рассматриваемом сечении

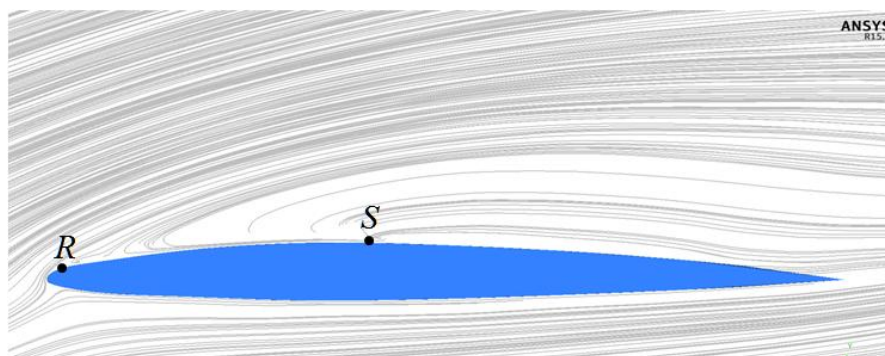


Рис. 3 – Спектральный анализ линий тока

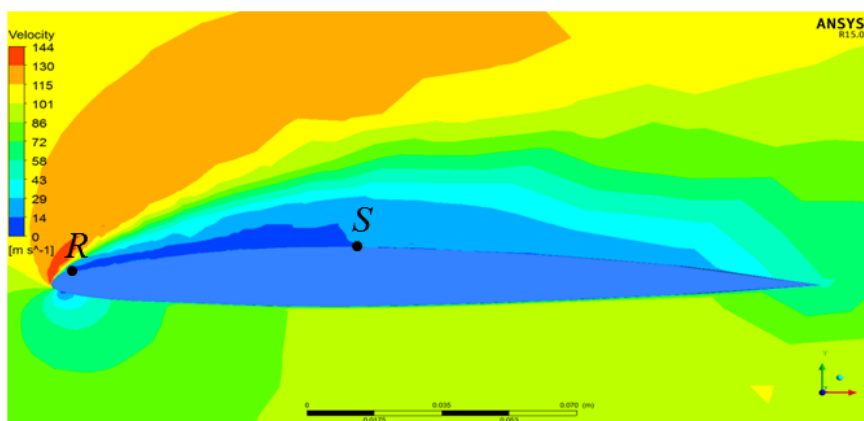


Рис. 4 – Спектральный анализ тангенциальной скорости

Для оценки адекватности используемой модели обтекания (правильности выбора модели турбулентности, параметров расчетной сетки и т.д.) авторами сравнивались результаты численных расчетов рис. 5 с результатами оптических испытаний профилей (зависимостями положения относительной координаты точки отрыва пограничного слоя на поверхности профиля $\bar{x}_{отр}$ от угла атаки), проведенных в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) [8].

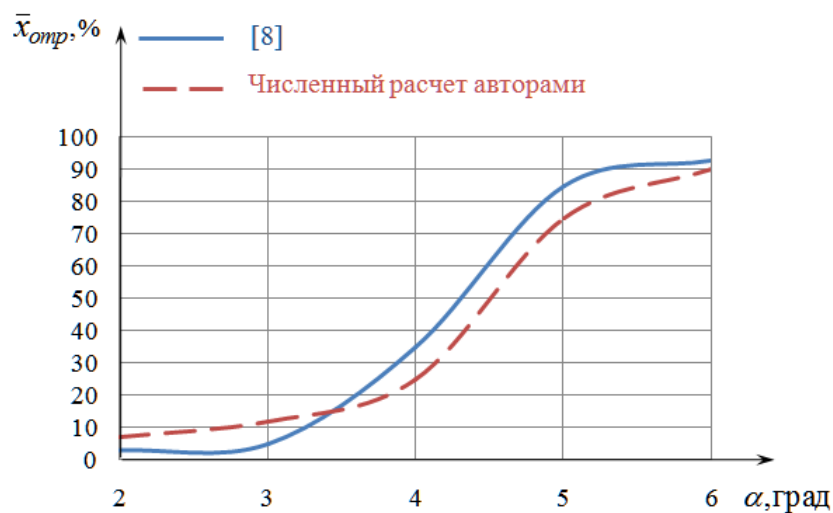


Рис. 5 – Сравнение результатов численных расчетов с результатами оптических испытаний профиля П-160-9

Имея спектры обтекания профилей в различных сечениях крыла, количество которых может варьироваться в зависимости от требуемой точности определения положения линий отрыва и присоединения, несложно получить геометрическое место точек отрыва $R_i(x_{Ri}, z_i)$ и присоединения $S_i(x_{Si}, z_i)$ на верхней поверхности крыла рис. 6, где z_i – расстояние от левой консоли крыла до i -го сечения.

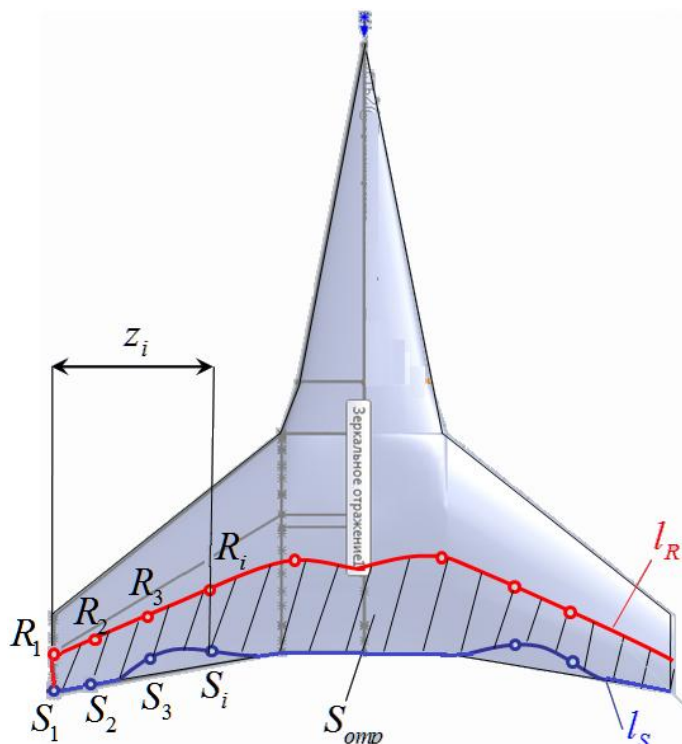


Рис.6 – Геометрическое место точек отрыва R и присоединения S

Авторами был исследован процесс обтекания воздушным потоком самолета Як-130 на больших углах атаки, в том числе с внешними подвесками. Для создания моделей внешней подвески с авиационным пусковым устройством (АПУ) рис. 7 и самолета использовался программный комплекс *Solid Works*.

Процесс создания моделей включал:

- разработку эскизов сечений моделей в строительных плоскостях;

- создание трехмерного каркаса моделей;
- создание поверхностных моделей по трехмерному каркасу с использованием сплайнов;
- построение твердотельных моделей путем сшивания всех поверхностей в одну.
- объединение моделей самолета и внешней подвески рис. 8.

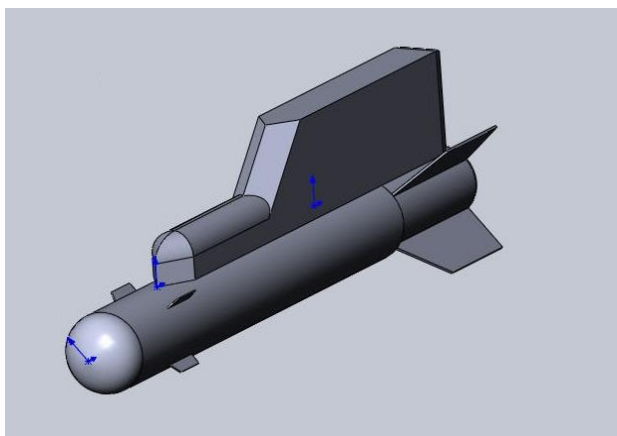


Рис. 7 – Твердотельная трехмерная модель внешней подвески с АПУ

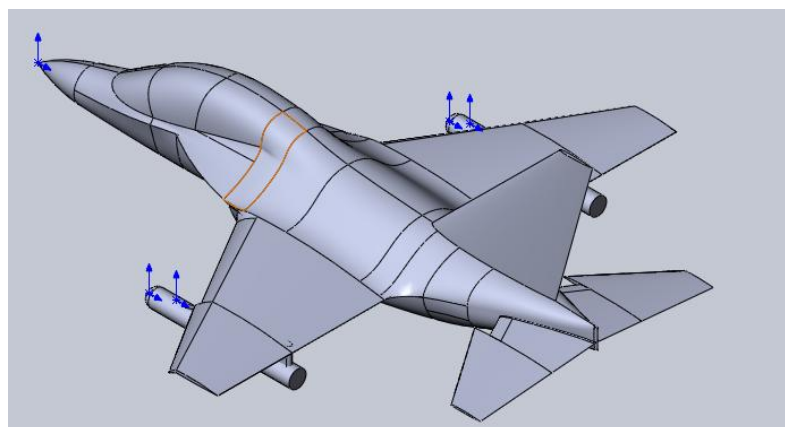


Рис. 8 – Твердотельная модель маневренного самолета с внешними подвесками

Исследования процесса обтекания проводились с использованием программного комплекса *Ansys Fluent*. Для создания модели объекта исследования задавались

следующие параметры [9,10,11]:

- число расчетных ячеек $4,2 \cdot 10^6$ (с подвеской) и $3,4 \cdot 10^6$ (без подвески);
- количество подслоев пограничного слоя 20, толщина первого подслоя $1 \cdot 10^{-5}$;
- модель турбулентности k- ω – метод RANS;
- значение параметра $y^+ = 0,89$ с подвеской и $y^+ = 0,96$ без подвески;
- качество сетки по ортогональному качеству (orthogonal quality) 0,2 (с подвеской) и 0,17 (без подвески).

Для оценки адекватности используемых моделей (самолета и процесса обтекания) сравнивались значения коэффициента подъемной силы c_{ya} , рассчитанные авторами, с данными из [12] рис. 9.

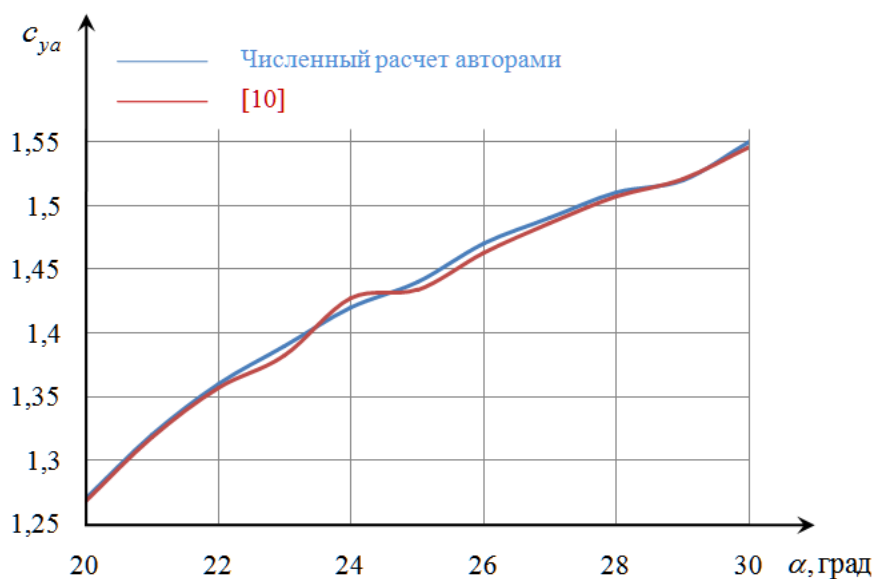
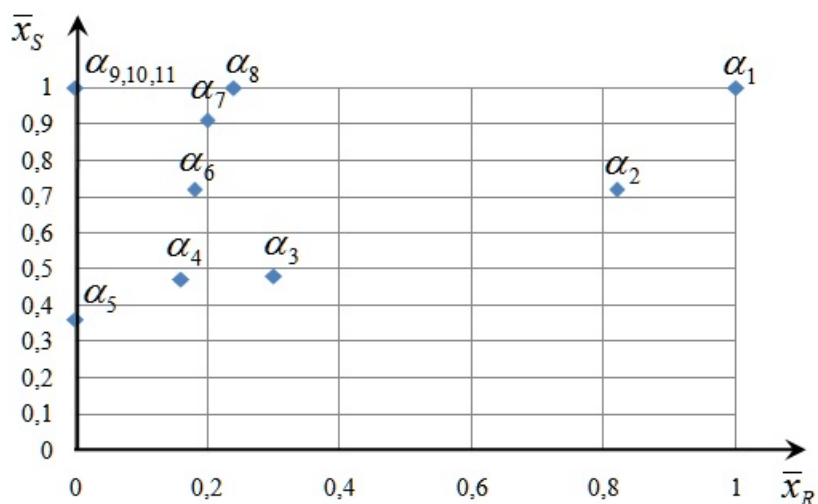


Рис. 9 – Значения коэффициента подъемной силы c_{ya}

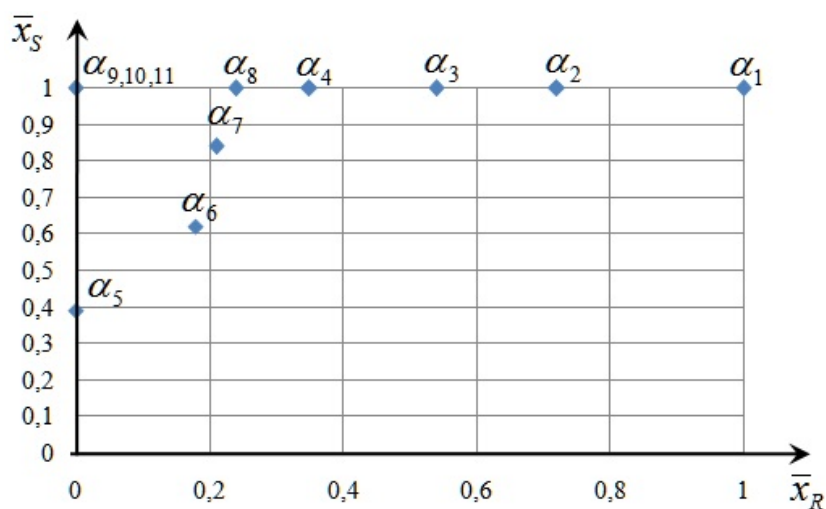
С целью получения зависимостей, позволяющих выявить влияния состояния отрывно-вихревого обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета, были получены поля состояний (множества точек с относительными

координатами (\bar{x}_R, \bar{x}_S) обтекания профилей крыла и стабилизатора исследуемого самолета в различных сечениях с внешними подвесками и без них. Значения углов атаки для формирования полей состояния варьировались от $\alpha_I=20^\circ$ до $\alpha_{III}=30^\circ$ с шагом $\Delta\alpha=1^\circ$.

Анализ представленных на рис. 10 полей состояния профилей крыла симметрично расположенных относительно строительной оси самолета показывает, что на исследуемых углах атаки происходит ассиметризация процесса обтекания.



а)



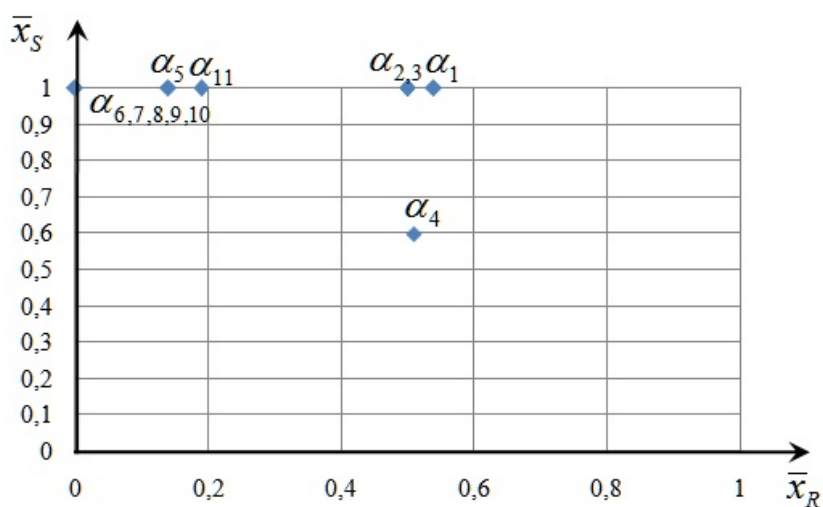
б)

$$а - \bar{z}_{кр} = 0,3; б - \bar{z}_{кр} = 0,7$$

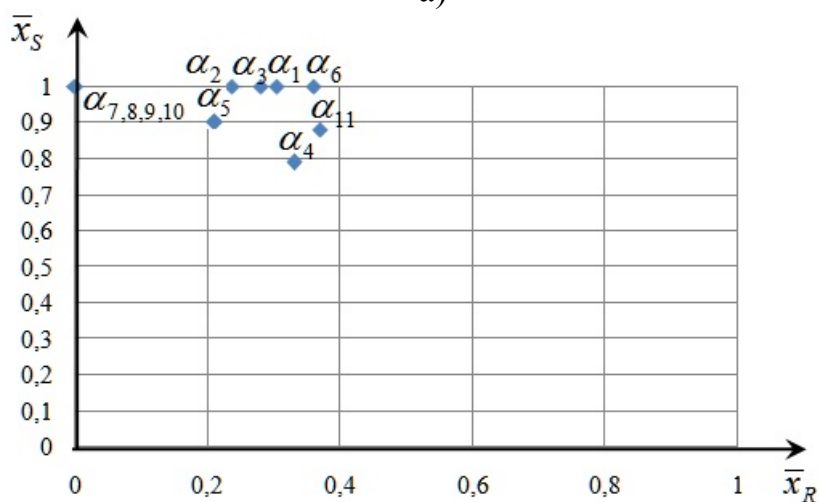
Рис. 10 – Поле состояния обтекания для профиля крыла без внешних подвесок

Так, например, точки полей состояний профиля левой ($\bar{z}_{кр} = 0,3$) и правой ($\bar{z}_{кр} = 0,7$) консолей крыла, соответствующие углу атаки $\alpha_4=23^\circ$, имеют различные координаты. Для левой консоли $\bar{x}_R = 0,16$, $\bar{x}_S = 0,472$, для правой $\bar{x}_R = 0,35$, $\bar{x}_S = 1$.

Наличие симметрично размещенных внешних подвесок еще больше увеличивает асимметризацию вихревых структур, возникающих на верхней поверхности профиля на исследуемых углах атаки рис. 11.



а)



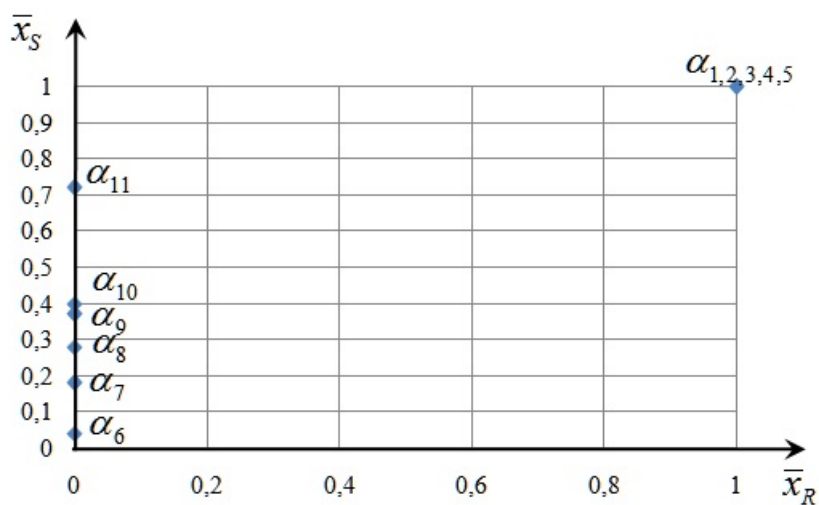
б)

а – $\bar{z}_{кр} = 0,3$; б – $\bar{z}_{кр} = 0,7$

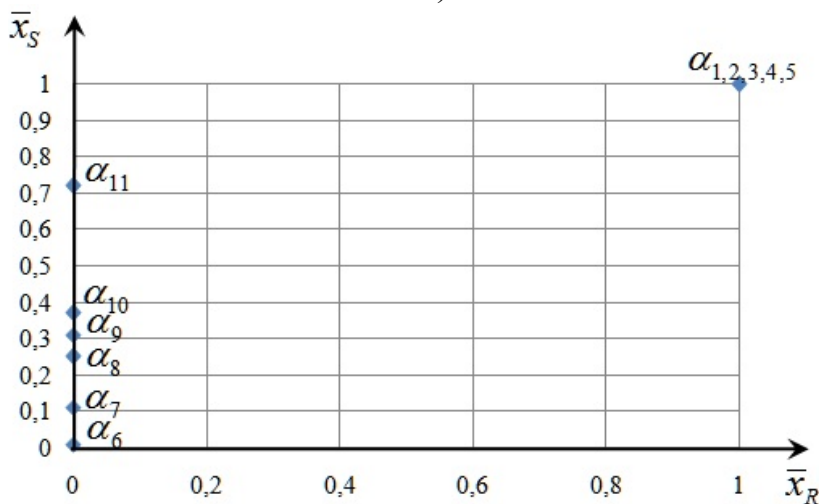
Рис. 11 – Поле состояния обтекания для крыла с внешними подвесками

Кроме того, происходит смещение точек поля состояний в область режимов обтекания с большим значением длины отрывной зоны $l_{отр}$ (разницы координат x_R, x_S).

Анализ представленных на рис. 12 полей состояния симметрично расположенных профилей стабилизатора относительно строительной оси самолета показывает, что на исследуемых углах атаки происходит незначительная ассиметризация отрыва потока.



а)



б)

$$а - \bar{z}_{cm} = 0,2; б - \bar{z}_{cm} = 0,8$$

Рис. 12 – Поле состояния обтекания для профиля стабилизатора

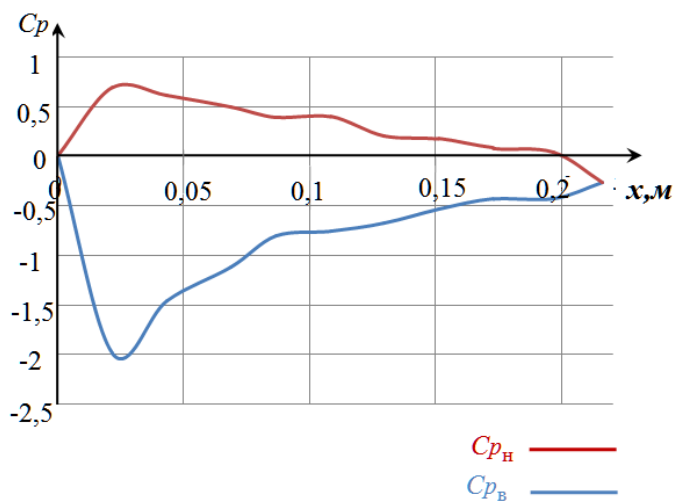
Так, например, точки полей состояний профиля левой ($\bar{z}_{cm} = 0,2$) и правой ($\bar{z}_{cm} = 0,8$) консолей стабилизатора, соответствующие углу атаки $\alpha_4 = 27^\circ$, имеют примерно равные координаты (незначительно изменяется координата точки присоединения \bar{x}_S). Для левой консоли $\bar{x}_R = 0$, $\bar{x}_S = 0,28$, для правой $\bar{x}_R = 0$, $\bar{x}_S = 0,25$.

Наличие симметрично размещенных внешних подвесок не оказывает влияние на состояние обтекания рассматриваемого профиля стабилизатора (координаты точек полей состояния одинаковы).

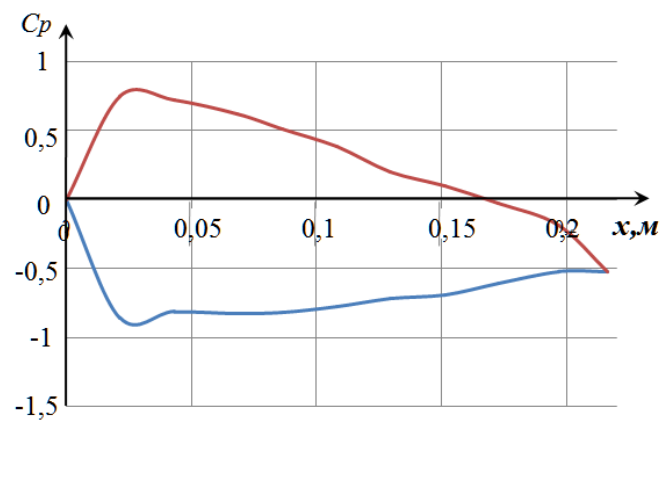
Для создания математической модели влияния структуры обтекания на АДХ маневренного самолета авторами были получены зависимости относительных координат точек отрыва \bar{x}_R и присоединения \bar{x}_S , формирующих двумерное пространство состояний отрывно-вихревого обтекания, от коэффициентов подъемных сил $c_{y_{сеч}}$ профилей в различных сечениях крыла и стабилизатора.

Для определения коэффициентов $c_{y_{сеч}}$ сечений крыла и стабилизатора самолета использовались эпюры распределения коэффициентов давления на верхней $c_{pв}$ и нижней $c_{pн}$ поверхности профиля для точек с координатами x , измеренными вдоль хорды от носка профиля. Эпюры строились с использованием встроенных инструментов *Ansys Fluent*.

На рис. 13 и рис. 14 представлены примеры построенных эпюр. Для оценки адекватности методики построения эпюр распределения давления сравнивались эпюры, полученные авторами, с результатами экспериментальных исследований рис. 15, проведенных в ЦАГИ [13]. В качестве координат точек профиля использовались относительные координаты \bar{x} ($\bar{x} = \frac{x}{b}$).



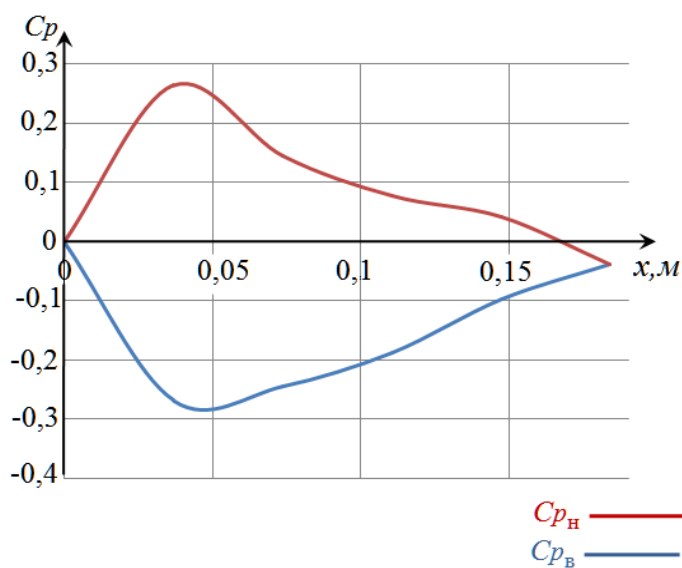
а)



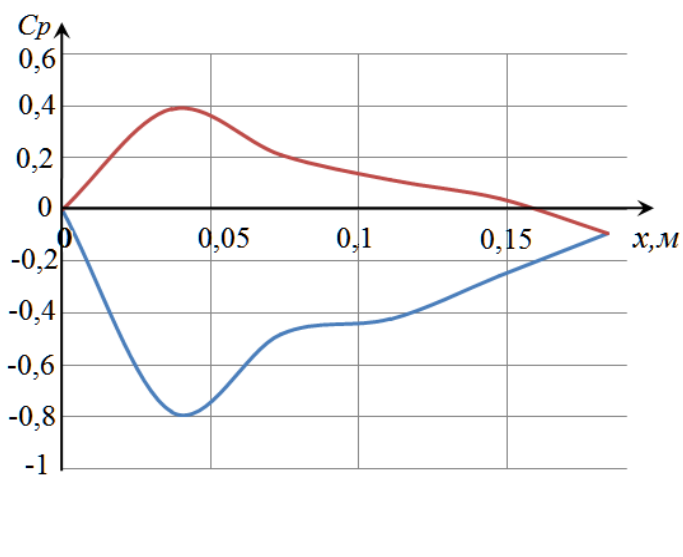
б)

а – без внешних подвесок; б – с внешними подвесками ($\bar{z}_{кр} = 0,2$)

Рис. 13 – Эпюры распределения давления на профиле крыла ($\bar{z}_{кр} = 0,2$)



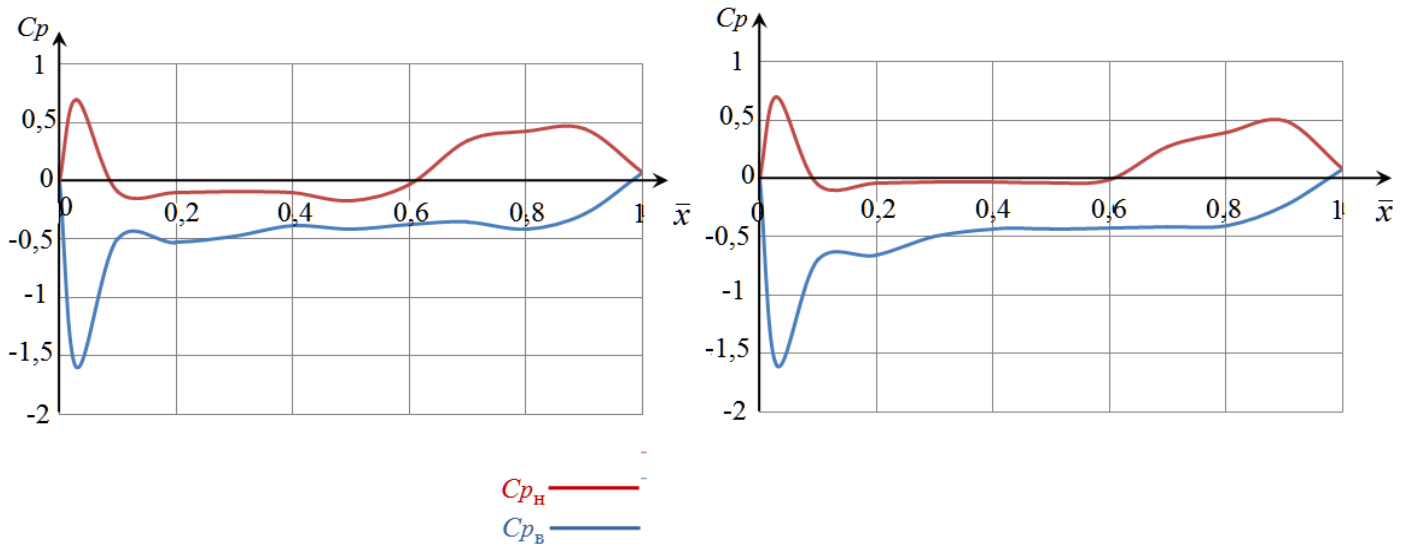
а)



б)

а – без внешних подвесок; б – с внешними подвесками ($\bar{z}_{кр} = 0,2$)

Рис. 14 – Эпюры распределения давления на профиле стабилизатора ($\bar{z}_{см} = 0,1$)



а)

б)

а – результаты [13]; б – результаты авторов

Рис. 15 – Эпюры распределения давления на профиле Уиткомба DSMA 523

Коэффициенты подъемных сил для сечения крыла $c_{ya.сеч}$ определялись интегрированием разности коэффициентов давления на верхней и нижней поверхности профиля по хорде [14]:

$$c_{ya.сеч} = \frac{1}{b} \int_0^b (c_{pн} - c_{pв}) dx. \quad (5)$$

На рис. 16, 17, 18 представлены эпюры распределения коэффициента подъемной силы $c_{ya.сеч}$ по размаху крыла и стабилизатора для различных углов атаки, а также линии отрыва и присоединения, характеризующие картину состояния обтекания на верхней поверхности крыла и стабилизатора самолета.

Анализ проведенных исследований показывает, что с увеличением угла атаки происходит уменьшение координат точек линии отрыва по хорде крыла и стабилизатора

($\bar{x}_R \rightarrow 0$) и увеличение координат линии присоединения ($\bar{x}_S \rightarrow 1$), что свидетельствует о расширении отрывной зоны на верхней части обтекаемых поверхностей.

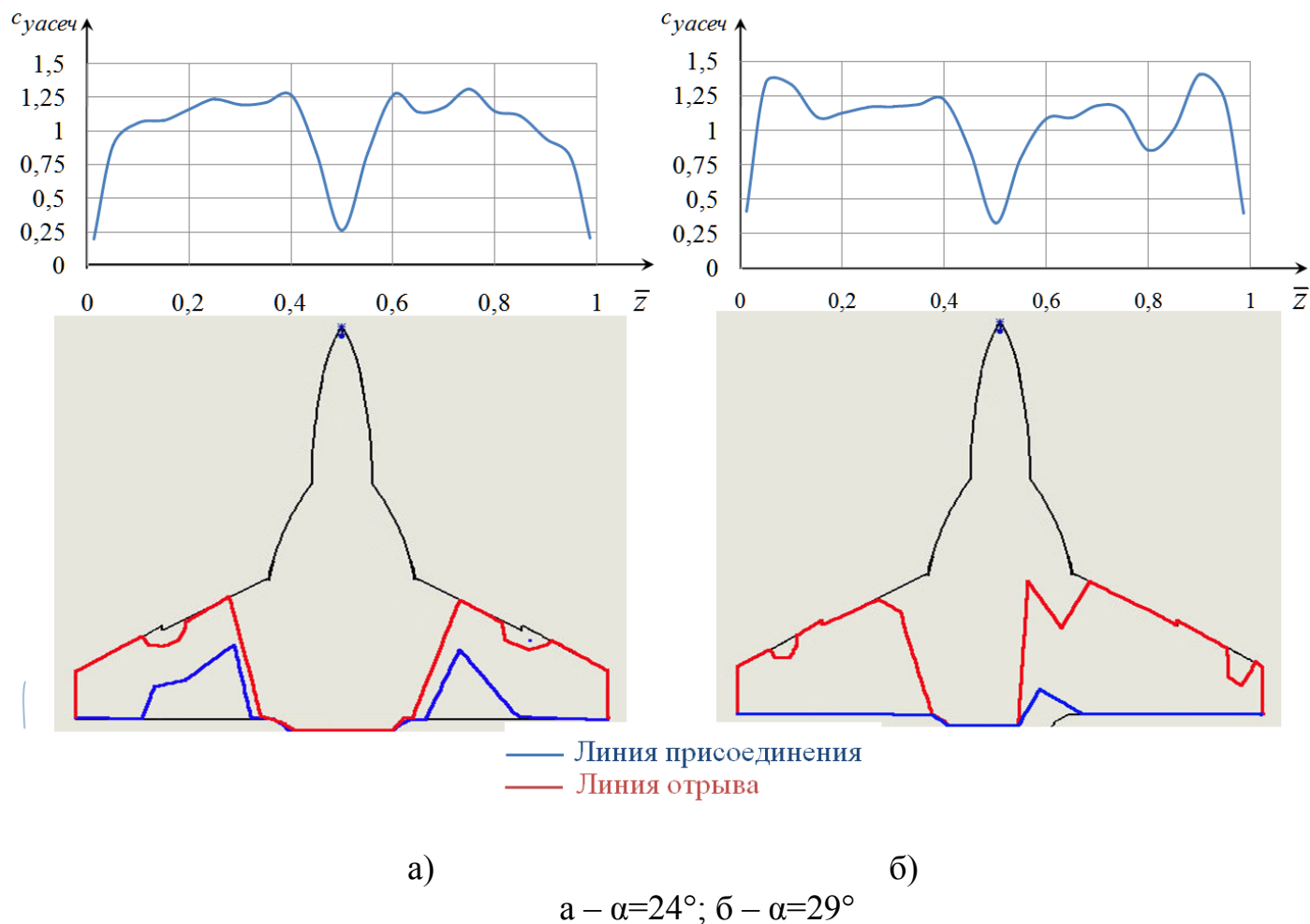
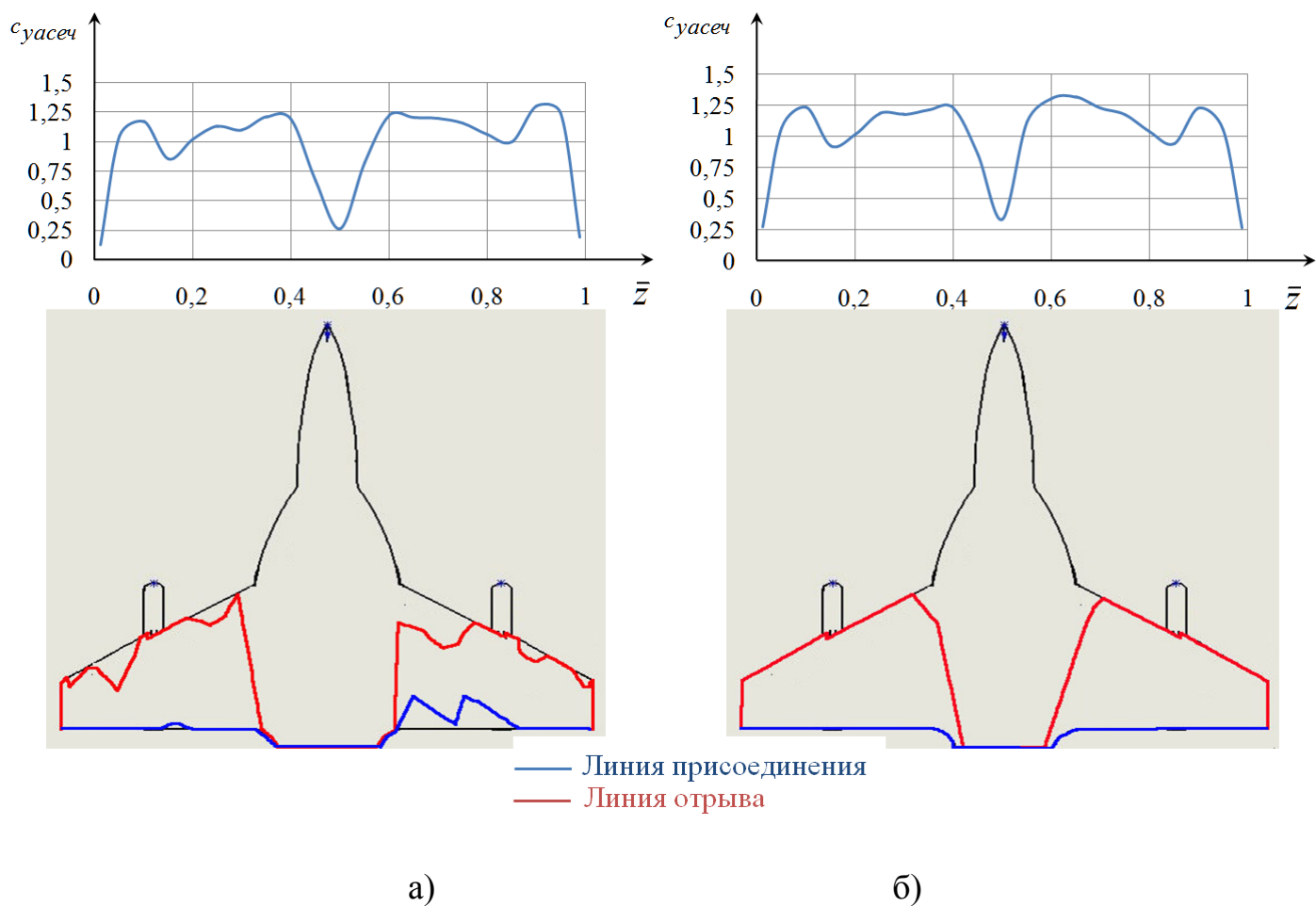


Рис. 16 – Картины состояния обтекания для крыла и эпюры распределения коэффициента подъемной силы по размаху крыла без внешних подвесок

Кроме того, на больших углах атаки проявляется ассиметризация вихревых структур, что подтверждается несимметрией в распределении координат точек линии отрыва и присоединения на правой и левой консоли крыла и стабилизатора.

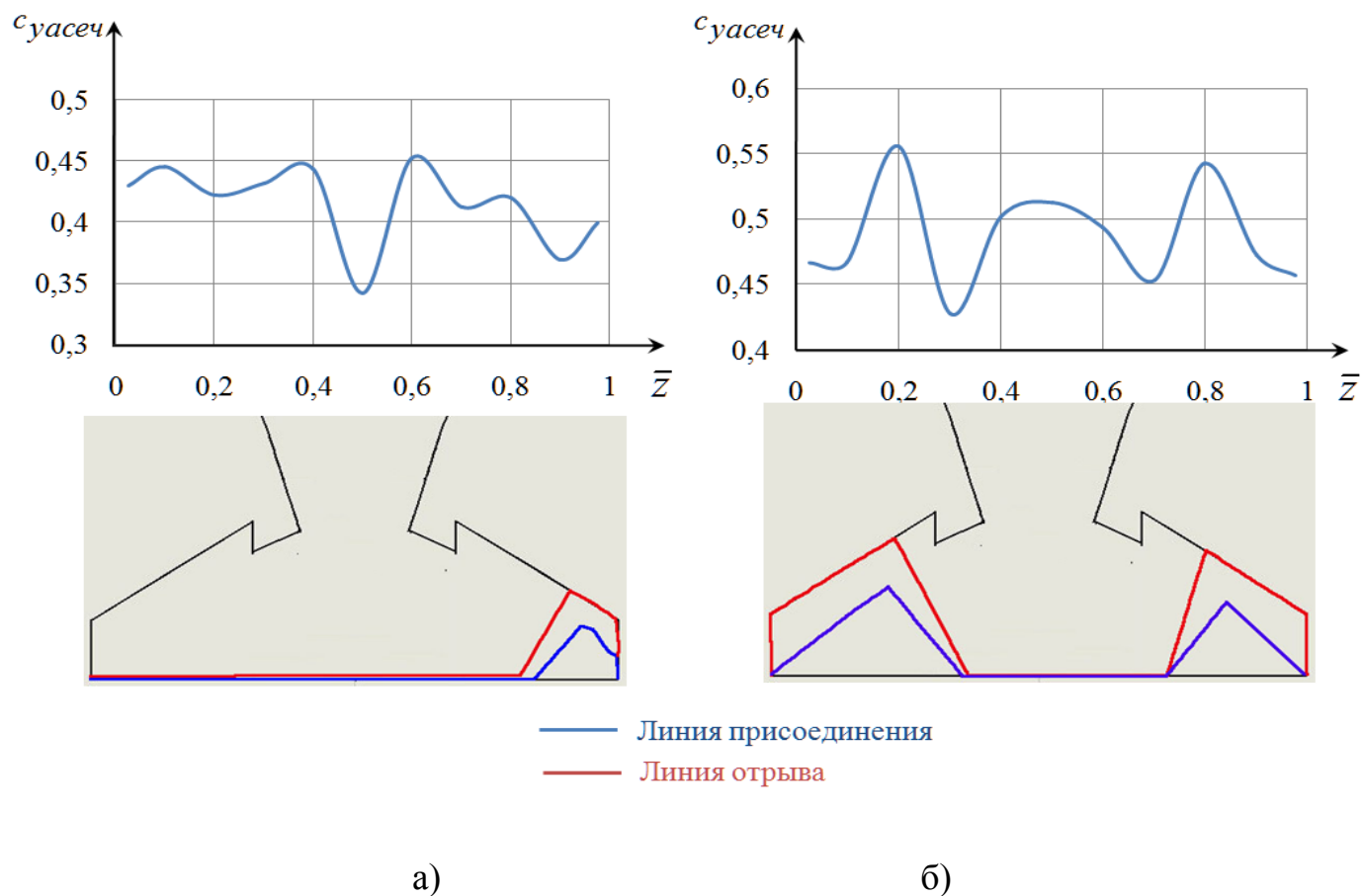


а – $\alpha=24^\circ$; б – $\alpha=29^\circ$

Рис. 17 – Картины обтекания и эпюры распределения коэффициента подъемной силы по размаху крыла с внешними подвесками

Симметрично размещенные внешние подвески практически не оказывают влияния на состояние отрывно-вихревого обтекания стабилизатора, но увеличивают площадь отрывной зоны $S_{отр}$ на крыле и ассиметризацию обтекания. Очевидно, это обусловлено интерференцией консолей крыла и внешней подвески, взаимное влияние которых приводит к увеличению толщины пограничного слоя, и как следствие способствует его более раннему отрыву. Кроме того, раннему отрыву способствует так

называемый диффузорный эффект – дополнительное поджатие струек на носке крыла и их расширение вдоль профиля [15].



а – $\alpha=24^\circ$; б – $\alpha=29^\circ$

Рис. 18 – Картины обтекания и эпюры распределения коэффициента подъемной силы по размаху стабилизатора

Суммарный коэффициент подъемной силы c_{ya} , возникающей на крыле и стабилизаторе, определялся интегрированием распределенных АДХ

$$c_{ya} = \frac{2l/2}{l} \int_0^{l/2} c_{yasech} dl. \quad (6)$$

Анализ результатов расчета суммарного коэффициента подъемной силы, приведенные на рис.19, показывают, что наличие симметрично размещенных внешних

подвесок обуславливает ухудшение несущих свойств самолета. Это связано с возникновением вихревых структур, сходящихся с носовой части внешних подвесок рис. 20, влияющих на перераспределение давления на верхней и нижней поверхности крыла.

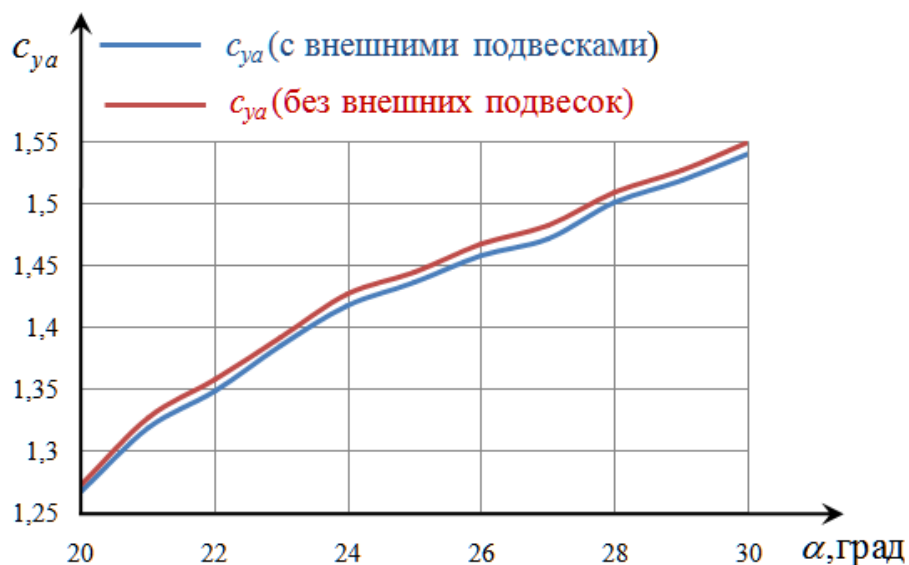


Рис. 19 – Результаты расчета суммарного коэффициента подъемной силы

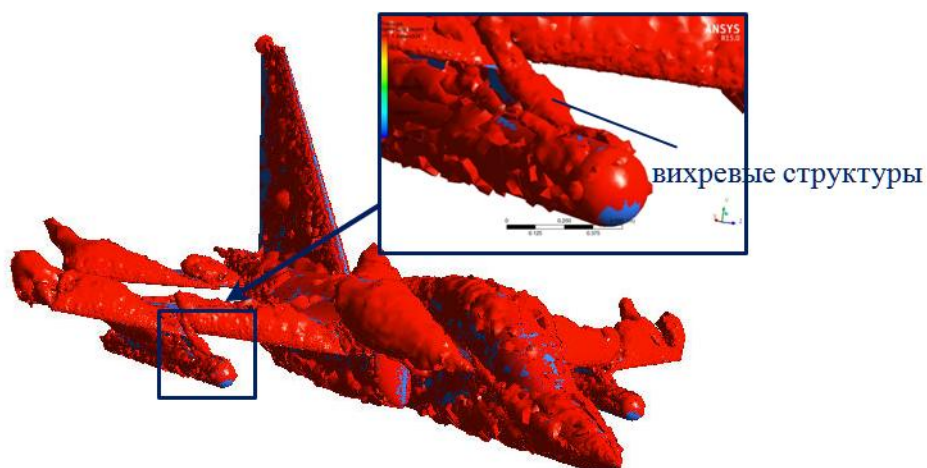


Рис. 20 – Возникновение вихревых структур в носовой части внешней подвески

Таким образом, математическая модель влияния состояния отрывно-вихревого обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета с внешними

подвесками включает в себя двумерные поля состояний обтекания профилей крыла и стабилизатора для различных сечений, каждой точке которых соответствует определенное значение коэффициента подъемной силы $c_{ya.cеч}(c_{ya.cеч}=f(\bar{x}_R, \bar{x}_S))$. Такие зависимости позволяют, используя известные виды интерполяции, с требуемой степенью точности рассчитывать значения АДХ для любого произвольного состояния обтекания, зависящего, в том числе от наличия внешних подвесок. Это в конечном итоге дает возможность решать уравнение (1), в котором в качестве динамической переменной x используются данные полей состояния обтекания профилей для стационарных случаев ($\dot{\alpha} = 0$). Результатом решения уравнения (1) являются поля состояния обтекания профилей для нестационарных случаев ($\dot{\alpha} \neq 0$).

Выводы:

1. Предложен подход к описанию внутренней переменной x [4], характеризующей состояние отрывно-вихревого обтекания для полной компоновки самолета с внешними подвесками, с использованием данных полей состояния обтекания профилей крыла и стабилизатора самолета.
2. Получены поля состояний обтекания профилей крыла и стабилизатора маневренного самолета с внешними подвесками.
3. Получены картины обтекания, и эпюры распределения коэффициента подъемной силы по размаху крыла и стабилизатора маневренного самолета с внешними подвесками.

4. Рассмотрена методика создания математической модели влияния состояния отрывно-вихревого обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета с внешними подвесками.

5. Анализ полученных результатов показывает, что наличие внешней подвески оказывает существенное влияние на состояние отрывно-вихревого обтекания крыла, проявляющегося в увеличении площади отрывной зоны $S_{отр}$ и асимметризации обтекания.

Библиографический список

1. Бюшегнс Г.С., Святодух В.К., Сверканов П.Л. Влияние динамического гистерезиса аэродинамической подъемной сил на безопасный вход самолета из крутого пикирования // Полет. 2008. № 8. С 3-8.
2. Гоман М.Г., Храбров А.Н., Храмцовский А.Н. Математическая модель описания аэродинамических характеристик на больших углах атаки и бифуркационный анализ критических режимов полета. – Жуковский: ЦАГИ, 1992. 126 с.
3. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. – М.: Наука, 1998. 816 с.
4. Гоман М.Г. Математическое описание аэродинамических сил и моментов на режимах с неединственной структурой обтекания // Труды ЦАГИ. Выпуск № 2195. 1983. С. 21.
5. Попов С.А., Гондаренко Ю.А., Мое Х. Подход к созданию суррогатной математической модели движения боевого самолета на режимах отрывно-вихревого обтекания. Перспективы развития авиационных комплексов и силовых установок //

Материалы Всероссийской научно-практической конференции “Академические Жуковские чтения”. Воронеж, Россия, 2013. С 189-192.

6. Карабалаев А.Х., Липатов И.И. Нелинейное развитие возмущений в осесимметричных пограничных слоях // Ученые записки ЦАГИ. № 3-4. Том XXX. 1999. С. 28-52.

7. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. – М.: МГТУ, 2004. 688 с.

8. Боксер В.Д. Оптическое исследование сверхкритических профилей ЦАГИ при околосвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. № 1611. 1973. 24 с.

9. Головнев А.В., Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 42-49.

10. Головнев А.В., Котов И.А., Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета // Труды МАИ, 2015, № 82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58621>

11. Вершков В.А., Воронич И.В., Вышинский В.В. Методические особенности численного моделирования в рамках сеточных методов поля течения около несущего винта на режиме висения с учетом вихревой структуры // Труды МАИ, 2015, № 82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58628>

12. Подобедов В.А., Попович К.Ф. Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики. – М.: Машиностроение, 2015. 347 с.
13. Вышинский В.В., Галкин В.М. Сравнительный анализ методов расчета характеристик пограничного слоя на профиле при околосвуковых скоростях набегающего потока // Труды ЦАГИ, Выпуск № 2410. 1988. 17 с.
14. Ништ М.И. Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем. - М.: ВВИА, 1994. 570 с.
15. Попов С.А., Гондаренко Ю.А. Особенности оценки области предельных режимов боевого полета маневренного самолета с внешними подвесками // Материалы II Всероссийской НПК «Академические Жуковские чтения», Воронеж, 2014. С 86 – 89.