

УДК 533.6.04

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-380413201569737>

Гюркан Ортамеви¹, аспирант

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ С КОМБИНИРОВАННЫМ КРЫЛОМ

En This article analyzed the comparison of methods of computational aerodynamics (Finite Element Method and Panel Vortex Method) for the rigid wing and soft skin wing that includes a rigid front part of the chord (30%) and soft skin back (70%).

In assessment of the possibility of applying different methods of computational aerodynamics performed by calculating changes in the aerodynamic characteristics of the computational model of aircraft Cessna 172 when used with the soft skin wing aircraft with a rigid front and inflatable rear. In order to justify the applicability of the methods of computational aerodynamics in addressing the combined impact of the wing analysis tasks:

- to develop computational models of aircraft Cessna 172 for the finite element method, and panel-vortex method in the original wing and soft wing;
- to make a comparative analysis of the obtained using the finite element method, and panel-vortex method results;
- generate recommendations on the applicability of computational methods discussed.

Ua Виконано аналіз порівняння методів обчислювальної аеродинаміки (метод кінцевих елементів та панельно-вихривий метод) для жорсткого крила і комбінованого крила, яке складається з жорсткої передньої частини від хорди (30%) і м'якої наддувної задньої частини (70%).

Введение

Использование методов вычислительной аэродинамики при моделировании обтекания крыльев, имеющих сложную пространственную конфигурацию позволяет получить расчетные значения аэродинамических характеристик, весьма близкие к экспериментальным.

В данной статье проводится сравнение методов вычислительной аэродинамики, таких как панельно-вихревой метод (ПВМ) и метод конечных элементов (МКЭ). Если панельно-вихревой метод и метод конечных элементов покажут близкие результаты, то можно применять при оценочном проектировании не МКЭ, который требует больших вычислительных резервов (время, существенные аппаратные ресурсы и т.д.), а метод ПВМ, обладающий большей вычислительной эффективностью, приемлемой сходимостью результатов и устойчивой

¹ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», факультет авіаційних і космічних систем*

погрешностью. Применение ПВМ для решения задач качественной оценки изменения аэродинамических характеристик для различных компоновочных решений позволит существенно сократить время выполнения проектных работ и повысить общую эффективность разработки авиационной техники.

В работе оценена возможность применения различных методов вычислительной аэродинамики выполненных на примере модели самолета общего назначения *Cessna 172* при использовании в конструкции самолета, исследованного ранее в работах [1, 2], комбинированного крыла с жесткой лобовой и надуваемой задней части.

Постановка задачи

Для обоснования применения методов вычислительной аэродинамики при решении задач влияния особенностей комбинированного крыла необходимо :

- разработать расчетные модели самолета общего назначения *Cessna 172* для МКЭ и ПВМ в исходной компоновке и с установленным комбинированным крылом;
- выполнить сравнительный анализ полученных с помощью МКЭ и ПВМ результатов;
- сформировать рекомендации по применению рассмотренных вычислительных методов.

МЕТОДЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ

Особенности применяемых методов вычислительной аэродинамики, оказывающие влияние на моделирование обтекания летательного аппарата с комбинированным крылом, в общем, могут быть охарактеризованы следующим образом:

Метод конечных элементов [3-7]

Применяемая для анализа методика использования МКЭ основана на решении системы уравнений Навье-Стокса в частной постановке для адиабатного процесса, с моделированием влияния турбулентности с помощью общепринятой расчетной модели *SST*.

Стационарное уравнение Навье-Стокса для несжимаемого вязкого течения в естественных переменных представлено уравнением количества движения:

и уравнением неразрывности:

$$-\nu \nabla^2 u + (u \cdot \nabla) u + \nabla P = f, \quad (1)$$

$$\nabla \cdot u = 0 \text{ в области } \Omega \subset \mathbb{R}^2. \quad (2)$$

где: u – вектор скорости,
 P – давление,
 f – вектор массовых сил,
 ν – кинематическая вязкость.

Начальные условия на границе области $\Gamma = \partial \Omega$:

$$u|_{\Gamma} = g. \quad (3)$$

Для численного моделирования турбулентного течения несжимаемой жидкости использовалось уравнение Рейнольдса:

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0, \quad (4)$$

$$\frac{\partial P \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla(P \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla P + \nabla(\tau^m + \tau^t),$$

где тензор вязких напряжений

$$\tau_{ij}^m = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right), \quad (5)$$

τ^t – тензор напряжений Рейнольдса.

Уравнения Рейнольдса замыкались с помощью следующих моделей турбулентности: стандартной k - ε модели турбулентности, k - ε модели Чена [8], k - ε SST модели Ментера [9], модели Спаларта-Аллмараса, а также модификаций моделей Спаларта-Аллмараса и k - ω SST, учитывающих кривизну линий тока. В этих моделях напряжения Рейнольдса выражаются через тензор скоростей деформации и турбулентную вязкость:

$$\tau_{ij}^t = \mu_t \left[\left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} p k \right]. \quad (6)$$

Для моделирования граничных условий на стенках использовался метод пристеночных функций.

В модели Спаларта-Аллмараса SA решается уравнение на модифицированную вязкость, которое имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(P\tilde{\nu})}{\partial t} + \nabla(P\mathbf{v}\tilde{\nu}) = \\ = \frac{1}{\sigma} \nabla[(\mu + P\tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}] + \frac{C_{b2}P}{\sigma} (\nabla\tilde{\nu})^2 + C_{b1}f_{r1}P\tilde{S}\tilde{\nu} - C_{w1}Pf_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2. \end{aligned} \quad (7)$$

Функция f_{r1} представляет собой поправочный коэффициент, который описывает влияние на турбулентность кривизны линий тока и введен в работе [10] (модель *SARC*). Данная функция имеет вид:

$$f_{r1}(r^*, \tilde{r}) = 2r^* \left(\frac{1 + C_{r1}}{1 + r^*} \right) [1 - C_{r3} \arctg(C_{r2} \tilde{r})] - C_{r1}, \quad (8)$$

$$\tilde{r} = 2\Omega_{jk} S_{jk} \left(\frac{DS_{ij}}{Dt} \right) D^{-4}, \quad D^2 = 0,5(S^2 + \Omega^2), \quad (9)$$

$$S^2 = 2S_{ij}S_{ij}, \quad \Omega = 2\Omega_{ij}\Omega_{ij}, \quad r^* = S/\Omega, \quad (10)$$

$$C_{r1} = 1, \quad C_{r2} = 12, \quad C_{r3} = 1, \quad (11)$$

где S_{ij} – тензор скоростей деформации.

DS_{ij}/Dt – компоненты субстациональной производной тензора скоростей деформации, Ω_{ij} – тензор завихренности.

В работе [11] аналогичная поправка на кривизну линий тока была применена к модели k - ω *SST* (модель *SST-CC*). Поправка f_{rot} вводится в члены генерации k и ω :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho v k) = P_k f_{rot} - \beta^* \rho k \omega + \nabla(\mu_{ef} \nabla k) \quad (12)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho v \omega) = \alpha \frac{\rho P_k}{\mu_t} f_{rot} - D_\omega + Cd_\omega + \nabla(\mu_{ef} \nabla \omega) \quad (13)$$

где P_k – генерация энергии турбулентных пульсаций, D_ω – диффузионный и Cd_ω – кросс-диффузионный члены уравнения переноса удельной диссипации энергии турбулентных пульсаций.

Также в работе [11] предложено внести ограничитель на поправочный множитель и записывать поправку f_{rot} в виде:

$$f_{rot} = \max[\min(f_{r1}, 1, 25), 0, 0] \quad (14)$$

Данное определение ограничивает поправочную функцию в промежутке от 0 (стабилизированное течение без генерации турбулентности) до 1,25 (интенсивная генерация турбулентности). Нижнее ограничение введено по соображениям вычислительной устойчивости. Ограничение сверху введено потому, что в модели k - ω *SST*, в отличие от модели *SA*, генерация турбулентности рассчитывается из тензора

скоростей деформации S , а не тензора завихренности Ω . Генерация турбулентности, основанная на сдвиге S , обычно выше, чем основанная на завихренности Ω . Чтобы избежать излишней генерации, вводится ограничение сверху.

Кроме того, несколько отличается определение величины f_{rot} :

$$\tilde{r} = 2\Omega_{jk}S_{jk} \left(\frac{DS_{ij}}{Dt} \right) \frac{1}{\Omega D^3}, \quad D^2 = \max(S^2, 0,09\omega^2), \quad C_{r2} = 2. \quad (15)$$

Изменение в определении величины D введено, чтобы избежать нулевых значений в свободном потоке, а замена D^4 на ΩD^3 – чтобы учесть Ω в новом определении.

Метод *DES* сочетает подходы *RANS* и *LES*. В областях потока, где размер вычислительной сетки Δ достаточен для разрешения энергонесущих вихрей, т.е. при $\Delta < L_t$ применяется метод *LES*, а в остальной области – *RANS*. Первая версия *DES* базировалась на модели Спаларта-Аллмараса *SA*, в которой в качестве характерного линейного масштаба турбулентности используется расстояние до стенки d . При моделировании отсоединенных вихрей этот масштаб заменяется функцией

$$d = \min(d, C_{DES}\Delta), \quad (16)$$

где C_{DES} – эмпирическая константа, а Δ определяется как максимальный из трех размеров контрольного объема $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$. Таким образом, в пограничных слоях работают *RANS* модели, а в остальной области – *LES*.

В настоящей работе метод *DES* основывается на k - ω *SST* модели Ментера и ограничении турбулентной вязкости:

$$\tilde{\mu}_t = \frac{\mu_t}{F_{DES}}, \quad (17)$$

$$F_{DES} = \max(L_t/(C_{DES}\Delta), 1) \quad (18)$$

$$L_t = k^{3/2}/\epsilon, \quad (19)$$

$$C_{DES} = 0,61. \quad (20)$$

Метод *DES* позволяет рассмотреть крупномасштабные турбулентные пульсации, оценить их частотные характеристики и величину.

Дискретизация уравнений переноса осуществлялась по методу контрольного объема на блочно-структурированной сетке. Связь полей

скорости и давления для несжимаемой жидкости реализовывалась с помощью процедуры *SIMPLEC*. Для аппроксимации конвективных членов уравнения на компоненты импульса использовалась схема *Quick* (схема Леонардо) [12]. Для аппроксимации конвективных членов уравнения на турбулентные характеристики использовалась схема *Umist TVD* [12]. Нестационарные слагаемые аппроксимировались по неявной схеме 2-го порядка точности. Диффузионные члены аппроксимировались по схеме 2-го порядка.

Область, в которой ищется решение дифференциальных уравнений, разбивается на конечное количество подобластей (элементов). В каждом из элементов произвольно выбирается вид аппроксимирующей функции., которая в первой итерации является полиномом первой степени. Вне области расчетного элемента аппроксимирующая функция равна нулю. Значения функций на границах элементов (в узлах) являются решением задачи и заранее неизвестны. Коэффициенты аппроксимирующих функций обычно определяются из условия равенства значения соседних функций на границах между элементами (в узлах). Затем эти коэффициенты выражаются через значения функций в узлах элементов. Составляется система линейных алгебраических уравнений. Количество уравнений равно количеству неизвестных значений в узлах, на которых ищется решение исходной системы, прямо пропорционально количеству элементов и ограничивается только возможностями электро-вычислительных машин. Так как каждый из элементов связан с ограниченным количеством соседних, система линейных алгебраических уравнений имеет разреженный вид, что существенно упрощает её решение.

Панельно-вихревой метод [13]

Процесс обтекания в общем виде описывают уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla^* (\rho v) = 0. \quad (21)$$

Уравнение количества движения, как следствие второго закона Ньютона для малого элемента жидкости, рассматриваемого как замкнутая система:

$$\frac{d}{dt} \int \rho v dV_{cs} = \sum F, \quad (22)$$

где $\sum F$ – силы, действующие на поверхности элементарного объема.

Уравнение энергии, следующее из первого закона термодинамики для контрольного объема V :

$$\int_V \rho \frac{d}{dt} \left[e + \frac{q^2}{2} \right] dV = \int_V \rho f^* v dV + \int_S n^* (v\sigma - Q) dS, \quad (23)$$

где Q — скорость переноса тепла через единицу площади;

e — удельная внутренняя энергия.

Эти уравнения, дополненные соответствующим уравнением состояния и граничными условиями, описывают трехмерное нестационарное движение вязкой сжимаемой жидкости.

Предполагая наличие устойчивой системы вихрей, обеспечивающих пространственное безотрывное обтекание и полагая скорости полета исследуемой компоновки достаточно малыми течение описывается уравнением Лапласа для потенциала скорости

$$\Delta\Phi = 0 \quad (24)$$

в бесконечно удаленной точке от поверхности самолета скорость потока совпадает с невозмущенной

$$\text{grad}(\Phi)|_{\infty} = V_{\infty} \quad (25)$$

на поверхности S компоновки удовлетворяется условие непротекания - отсутствие нормальной составляющей скорости,

$$V_{n|S} = 0, \quad (26)$$

а на острых задних кромках крыла и других несущих элементов компоновки выполняется условие Кутта - Жуковского. На поверхности вихревой пелены отсутствует перепад статического давления.

По панелям, моделирующим поверхность крыла распределяются слои вихрей, источников и стоков, причем интенсивность вихревого слоя изменяется по линейному закону вдоль хорды панели, а интенсивность слоя источников – стоков постоянна в пределах панели. Интенсивности источников – стоков и вихрей одинаковы на противоположных сторонах крыла в пределах одной полосы панелей. Граничные условия непротекания выполняются в контрольных точках, расположенных в центрах панелей, а условие Чаплыгина – Жуковского выполняется путем приравнивания нулю интенсивности вихревого слоя на задней кромке .

Расчетные моделиРасчетная модель метода расчетных элементов (МКЭ)

Характерный внешний вид расчетной модели самолета с исходным крылом, и комбинированным крылом с наддуваемой задней частью, используемые в моделировании обтекания с помощью МКЭ представлены ниже на рис. 1.

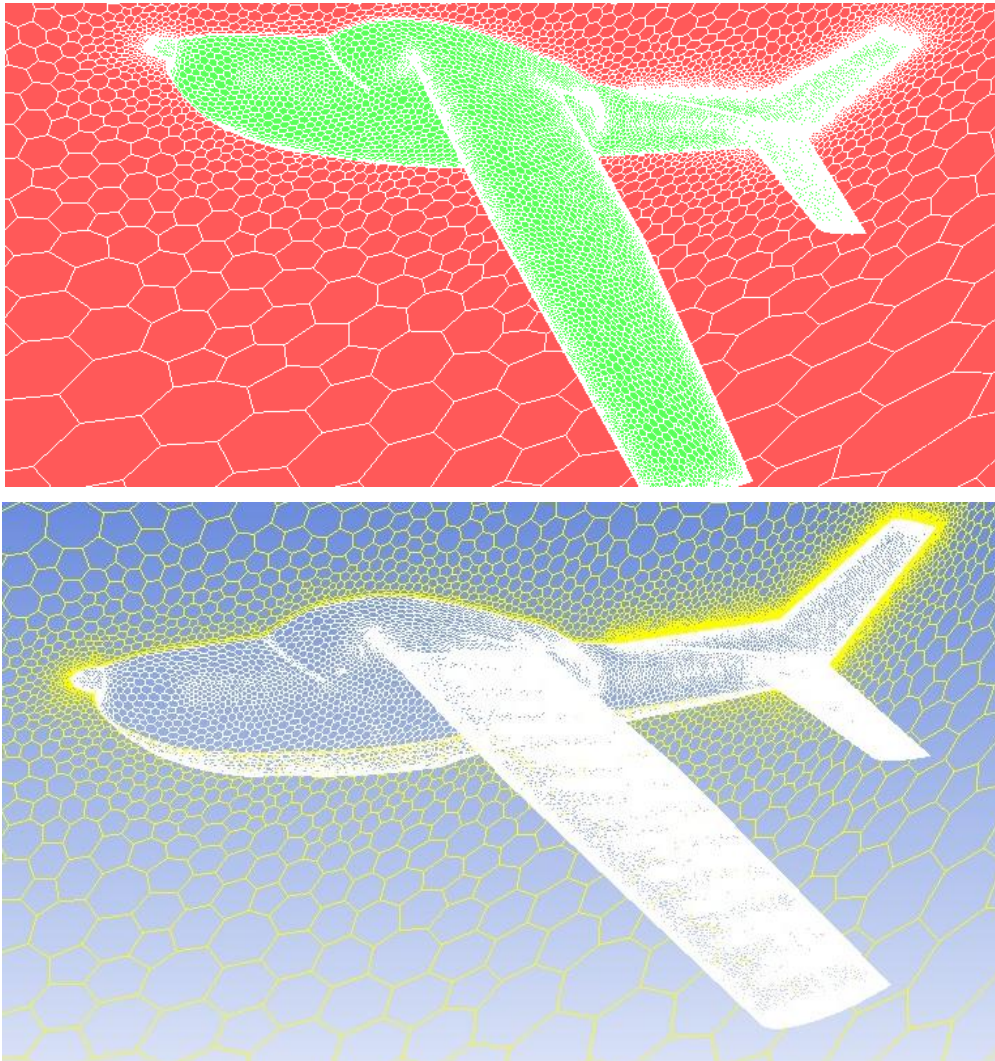


Рис. 1. Расчетные модели для МКЭ самолет *Cessna 172* в полной компоновке. Тип расчетной сетки – гексаэдральная. Количество ячеек - 715590; Модель турбулентности *SST*

Расчетная модель панельно-вихревого метода (ПВМ)

Характерный внешний вид расчетной модели самолета с исходным крылом, и комбинированным крылом с наддуваемой задней частью, используемые в моделировании обтекания с помощью ПВМ представлены ниже на рис. 2.

Критерии оценки

– Производная C_y^α ,

В соответствии с требованиями (23.341(c) [14]. норм летной годности, производная подъемной силы при всех других равных параметрах напрямую определяет значение реализуемой перегрузки при полете в условиях атмосферной турбулентности:

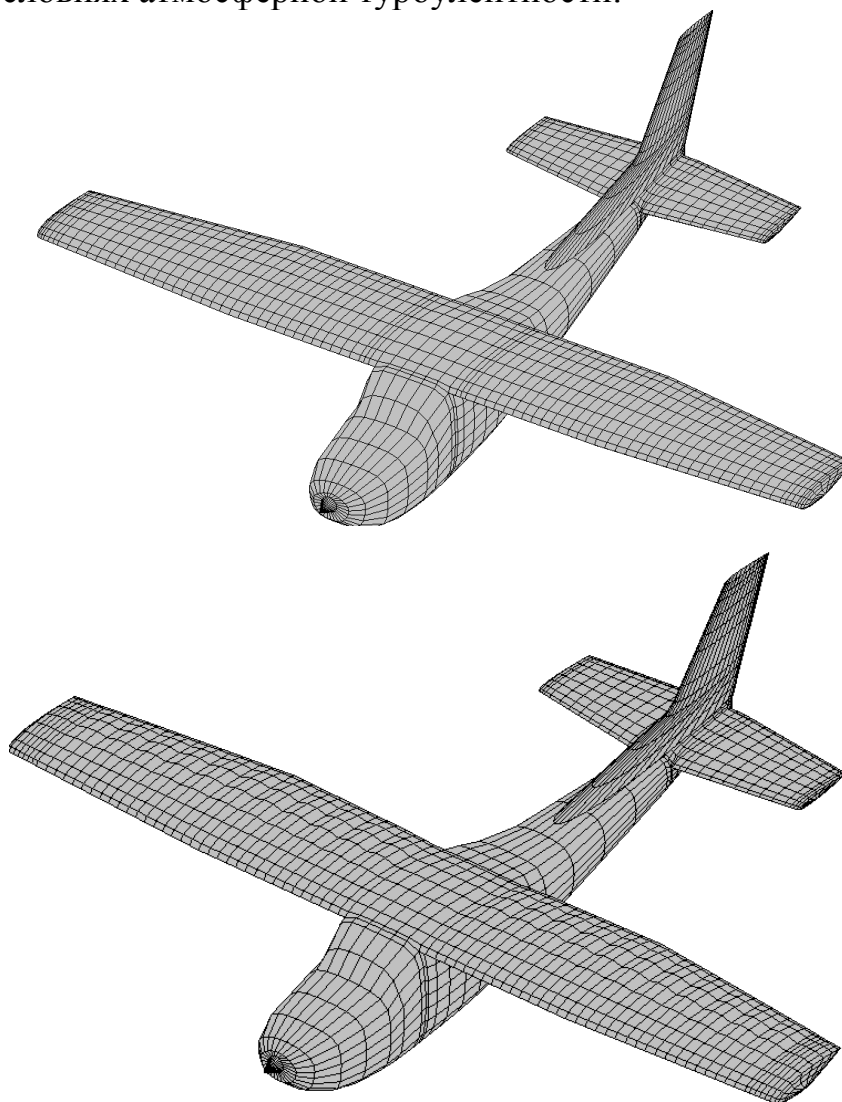


Рис. 2. Расчетные модели для ПВМ. Самолет *Cessna 172* в полной компоновке. Тип расчетной сетки – прямоугольная. Количество ячеек – 3998

$$n_g = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_y^\alpha}{16 \left(\frac{G}{S}\right)}, \quad (27)$$

где $K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3+\mu_g}$ – коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(G/S)}{b\rho C_y^\alpha g}$ – коэффициент масс самолета;

U_{de} – эффективная индикаторная скорость порыва в соответствии с 23,333 (с), м/с;

ρ – плотность воздуха, кгс·с²/м⁴;

G/S – удельная нагрузка на крыло при соответствующем весе в расчетных случаях нагружения, кгс/м²;

b – средняя геометрическая хорда, м;

g – ускорение свободного падения, м/с²;

V – индикаторная скорость самолета, м/с;

C_y^α – производная коэффициента нормальной подъемной силы самолета по углу атаки (1/рад) в случае одновременного действия нагрузок от порывов при полете в неспокойном воздухе на крыло и горизонтальное оперение при точном расчете.

– Максимальное значение коэффициента подъемной силы $c_{y\max}$

Значение $c_{y\max}$ определяет скорость сваливания V_S , минимальную скорость полета V_{\min} , максимальную маневренную скорость V_α и другие характерные скорости согласно CS-VLA 49, CS-VLA 201, CS-VLA 333 [15]:

$$V_S = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{y\max} \rho S}} \quad V_{\min} \geq f * V_S \quad V_\alpha = V_S \sqrt{n^3 \max(\alpha)}. \quad (28)$$

– Значение критического угла атаки α_S , соответствующее $c_{y\max}$ и характеру протекания процесса сваливания.

Согласно CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [15] во время полета на критических режимах должна быть обеспечена возможность управления в процессе сваливания. Характеристики сваливания в полете без крена определяются путем отклонения рычага управления рулем высоты "на себя" так, чтобы интенсивность торможения не превышала 1,8 км/ч в секунду, уменьшением скорости самолета вплоть до сваливания. После сваливания самолета допускается обычное использование рычага управления рулем высоты для вывода из сваливания.

При прямолинейном и криволинейном полетах предупреждение о приближении сваливания обеспечивается присущим самолету аэродинамическим свойством, предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее, чем на 9 км/ч, и не выше 18,5 км/ч и продолжаться до возникновения сваливания.

Результаты расчета метода конечных элементов

Результаты расчета обтекания модели самолета *Cessna 172* с жестким и деформируемым мягким крылом представлены на рис. 3 в виде составляющих полной аэродинамической силы R_A , действующей на поверхность расчетной модели для различных углов атаки.

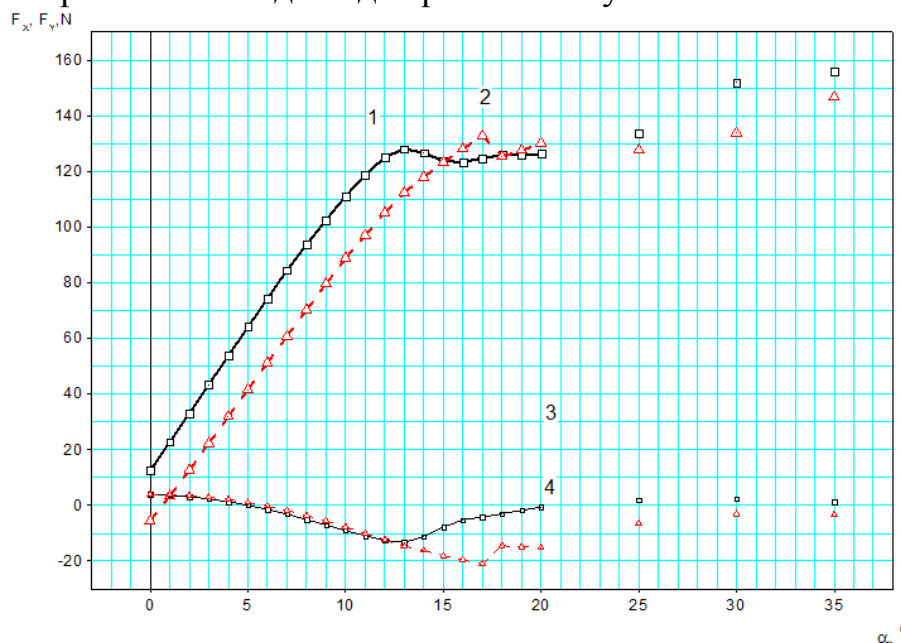


Рис. 3. Модель *Cessna 172*. Результат МКЭ. Связанная система координат. $V = 25$ м/ч; $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; СА

- 1 – зависимость $F_y(\alpha)$ с исходным жестким крылом;
- 2 – зависимость $F_y(\alpha)$ с наддувным мягким крылом;
- 3 – зависимость $F_x(\alpha)$ с исходным жестким крылом;
- 4 – зависимость $F_x(\alpha)$ с наддувным мягким крылом

Значения коэффициентов нормальной C_y и касательной C_x составляющих полной аэродинамической силы в связанной системе координат модели определяются как:

$$C_y = \frac{F_y}{q_\infty \cdot S}; \quad C_x = -\frac{F_x}{q_\infty \cdot S}, \quad (29)$$

где

$$q_\infty = \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} = \frac{1,225 \cdot 25^2}{2} = 382,8 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2},$$

$S = 0,325 \text{ м}^2$ – площадь крыла.

В скоростной системе координат аэродинамические коэффициенты определяются как:

$$C_{y_a} = C_y \cdot \cos(\alpha) - C_x \cdot \sin(\alpha) \quad (30)$$

$$C_{x_a} = C_y \cdot \sin(\alpha) + C_x \cdot \cos(\alpha) \quad (31)$$

Аэродинамические характеристики модели самолета *Cessna 172* с исходным и наддуваемым мягким крылом, определенным по результатам метода конечных элементов в виде зависимостей C_{y_a} , $C_{x_a} = f(\alpha)$, $K = f(C_{y_a})$; $K/C_{y_a}^{0.5} = f(C_{y_a})$; $C_{y_a}^2 = f(C_{x_a})$ представлены ниже на рис. 4:

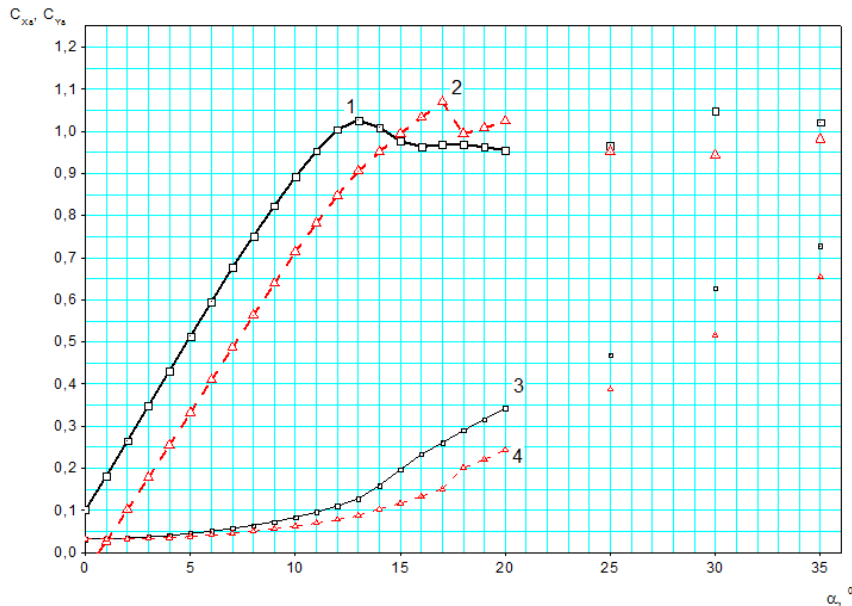


Рис. 4. Модель *Cessna 172*. Результат МКЭ. $V = 25$ м/ч;
 $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; СА

- 1 – зависимость $C_{y_a}(\alpha)$ с исходным жестким крылом;
- 2 – зависимость $C_{y_a}(\alpha)$ с наддувным мягким крылом;
- 3 – зависимость $C_{x_a}(\alpha)$ с исходным жестким крылом;
- 4 – зависимость $C_{x_a}(\alpha)$ с наддувным мягким крылом

Результаты расчета панельно-вихревого метода

Результаты математического моделирования обтекания, выполненные с помощью панельно-вихревого метода, а также их сравнение с результатами МКЭ представлены ниже на рис. 5:

Сравнение результатов расчета ПВМ и МКЭ

Сравнение результатов расчета несущих свойств исследуемой компоновки, определенных с помощью ПВМ и МКЭ представлены ниже на рис. 6-7.

Выводы

1. Значение производной c_y^α , определяющей приращение аэродинамических сил при изменении угла атаки, практически не меняется, что позволяет предположить отсутствие дополнительных

аэродинамических нагрузок при установке гибридной наддуваемой несущей поверхности.

- Максимальное значение коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ модели с гибридной наддуваемой несущей поверхностью несколько выше, чем у модели с жестким крылом, что очевидно является результатом влияния присоединенных вихрей, генерируемых продольными впадинами на стыках наддуваемых секций гибридной несущей поверхности.

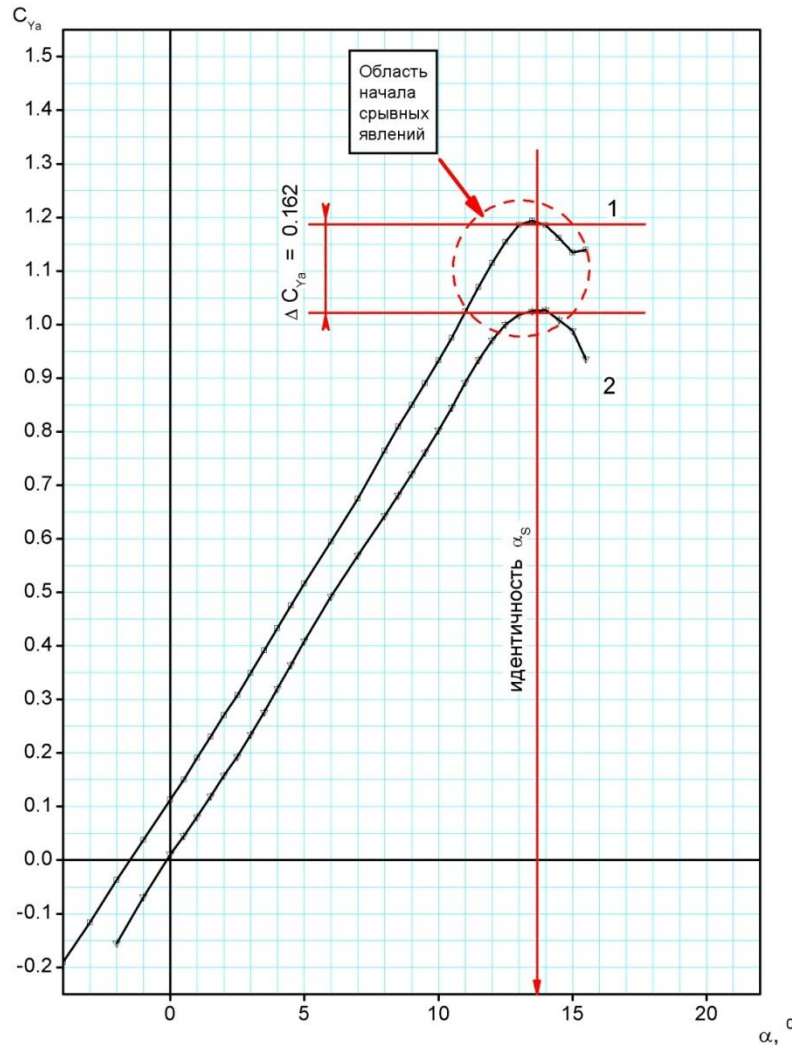


Рис. 5. Модель *Cessna 172*. Результаты ПВМ. Полная компоновка.

Зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$. $V = 25$ м/ч; $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; СА

- модель с исходным жестким крылом;
- модель с наддувным мягким крылом

- Срыв потока с верхней поверхности наддуваемой несущей поверхности реализуется на критическом угле атаки, большем на $\Delta\alpha_s \approx 4^\circ$, в сравнении со значением критического угла атаки с жестким крылом. При этом, характер протекания процесса сваливания становится значительно мягче.
- Результаты расчета, выполненных с помощью ПВМ самолета *Cessna 172* полной компоновки, показывают что при установке

наддувного гибридного крыла наблюдается падение подъемной силы на значение $C_y = 0,02$, вследствие того, что расчетная модель еще не оптимизирована, и как результат влияния вихревой системы крыла, которая в данном случае, в отличие от МКЭ, считается в стационарной постановке. Результаты ПВМ показывает, что по критерию $(C_y^\alpha)_{\max}$ его значение C_y^α также не меняется.

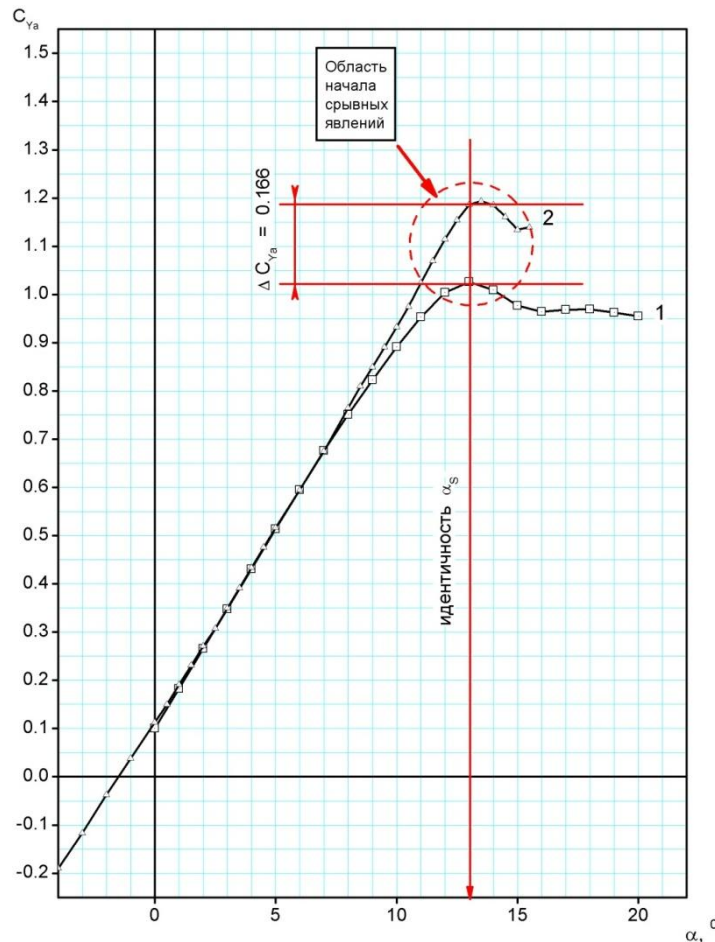


Рис. 6. Модель Cessna 172. Полная компоновка с жестким крылом. Зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$. $V = 25$ м/ч; $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; СА 1 – Результат МКЭ; 2 – Результат ПВМ

5. ПВМ для самолетов полной компоновки на линейном участке зависимости абсолютно совпадают с результатами МКЭ. Но, максимальные несущие свойства $C_{y \max}$ несколько завышены, примерно на 0,16, что вызвано решением ПВМ задачи обтекания в стационарной постановке.
6. При расчетах гибридного крыла ПВМ занижает максимальные несущие свойства крыла $C_{y \max}$ в сравнении с МКЭ. Также, отсутствует идентичность по углу атаки α -сваливания. ПВМ не различает мягкое и жесткое крыло и дает одинаковые результаты. В МКЭ есть разброс по углу атаки между мягким и жестким крылом. Это может говорить о том, что МКЭ несколько завышает несущие свойства крыла.

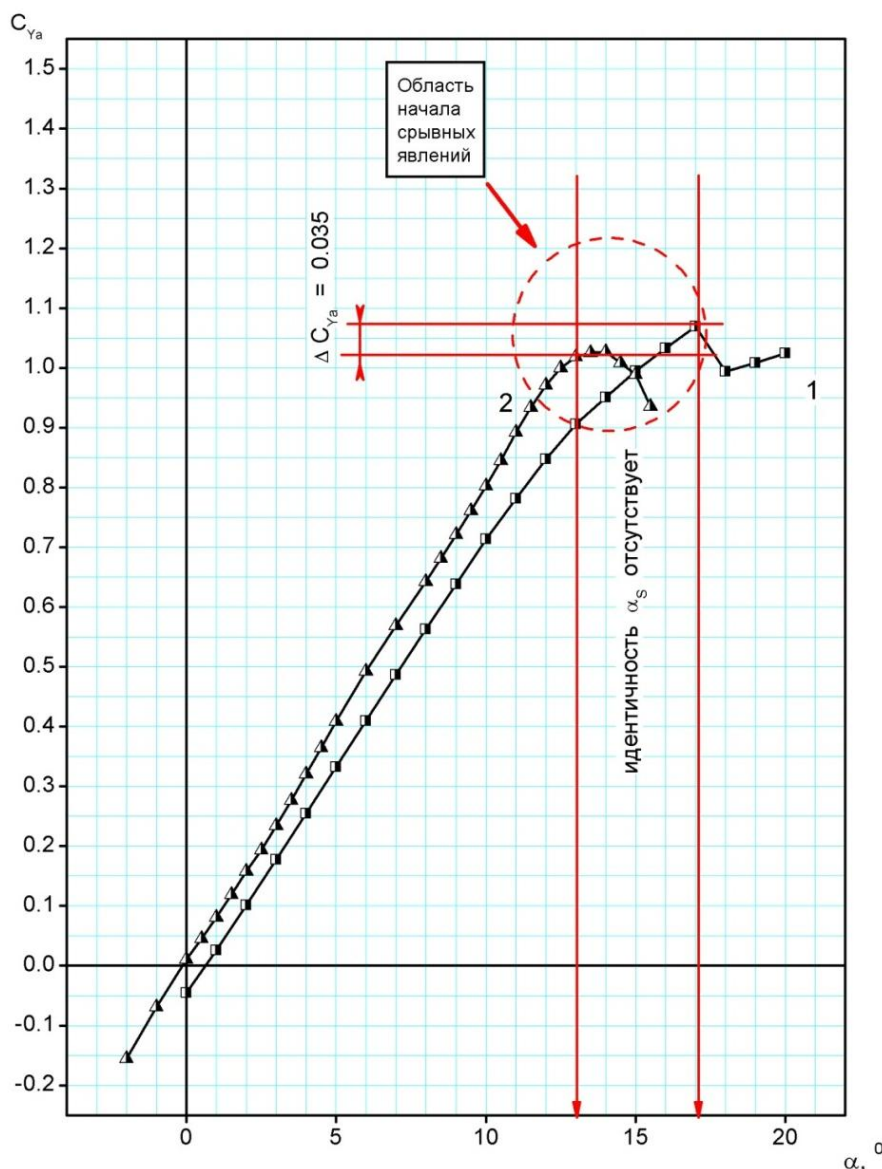


Рис. 7. Модель *Cessna 172*. Полная компоновка с наддувным мягким крылом. Зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$. $V = 25$ м/ч; $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; CA

1 – Результат МКЭ; 2 – Результат ПВМ

7. ПВМ для моделирования приемлем для проведения расчетов аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию аэроупругого крыла при заведомо безотрывном обтекании, соответствующем на линейном участке зависимости $C_y(\alpha)$. При наличии на поверхности крыла присоединенных отрывных вихрей целесообразно выполнить моделирование обтекания с помощью МКЭ.

Список использованной литературы

1. Зінченко Д. М. Розрахунок аеродинамічних характеристик гібридного аеростатичного літального апарату / Д. М. Зінченко, Г. Ортамевзі,

- А. Рахмати. // Механіка гіроскопічних систем. – 2014. – №27. – С. 102-111.
2. *Зінченко Д. М.* Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла / Д. М. Зінченко, Г. Ортамевзі. // Механіка гіроскопічних систем. – 2014. – №28. – С. 131–139.
 3. *Галлагер Р.* Метод конечных элементов. Основы: Пер. с англ. — М.: Мир, 198.
 4. *Деклу Ж.* Метод конечных элементов: Пер. с франц. — М.: Мир, 1976.
 5. *Зенкевич О.* Метод конечных элементов в технике — М.: Мир, 1975.
 6. *Зенкевич О., Морган К.* Конечные элементы и аппроксимация: Пер. с англ. — М.: Мир, 1986.
 7. *Сегерлинд Л.* Применение метода конечных элементов — М.: Мир, 1979. — 392 С.
 8. *Chen Y.* Computation of turbulent flows using an extended $k-\epsilon$ turbulence closure model / Y. Chen, S. Kim. // NASA. – 1987.
 9. *Menter F.* Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows / F. R. Menter. // AIAA Paper. – 1993. – С. 21.
 10. *Spalart P.* On the sensitization of turbulence models to rotational and curvature / P. Spalart, M. Shur. // Aerospace Science and Technology. – 1997. – С. 297–302.
 11. *Smirnov P.* Sensitization of the SST turbulence model to rotation and curvature by applying the Spalart-Shur correction term / P. Smirnov, F. Menter. // Proc. of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT 2008, Germany, Berlin. – 2008. – С. 10.
 12. Численное моделирование вихревой интенсификации теплообмена в пакетах труб. СПб. / Ю. А. Быстров, С. А. Исаев, Н. А. Кудрявцев, А. И. Леонтьев. // Судостроение. – 2005. – С. 392.
 13. *Бондарь Ю. И.* Вторичная обработка результатов аэродинамических дренажных испытаний /Ю. И. Бондарь //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии N 55, 2012.
 14. *Володарский В. А.* Авиационные правила. Нормы летной годности гражданских летных самолетов. / В. А. Володарский. – Москва: ОАО «АВИАИЗДАТ», 2000. – 145 с. – (Часть 23).
 15. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003.