

УДК 629.106.3

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201551394>

Ахмад Рахмати¹(Ahmad Rahmati), аспирант

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМКНУТОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

En

The article the calculation of the basic aerodynamic characteristics of a closed carrying surface using FEM.

The modeling of flow around the object of research by using the finite element method having higher accuracy. Compliance with the results of FEM calculation and the results of physical experiment for aircraft of various schemes repeatedly confirmed in practice, aerodynamic design, which is clearly represented in the works.

Polar CLS presented in the form of dependency $C_y^2(C_x)$, suggest that the proposed new form of the CLS without any additional boundary layer control means provides a steady airflow around the bole in a much wider range of angles of attack than the wing of the aircraft of the classical scheme.

The increment of the resistance caused by the increase in lift force, certain FEM and PVM is almost identical. This allows for a simpler and less demanding of computing means PVM for calculating the aerodynamic characteristics of complex layouts.

¹ *Національний технічний університет України "КПІ", кафедра приборів и систем управління летательными аппаратами*

Ua

Наведено розрахунок основних аеродинамічних характеристик замкнутої несучої поверхні за допомогою метода кінцевих елементів (МКЕ). Виконано моделювання обтікання об'єкта досліджень. Відповідність результатів розрахунків МКЕ та фізичного експеримента для літальних апаратів різноманітних схем неодноразово мало підтвердження в практиці аеродинамічного проектування. Підтверджено, що запропонована нова форма ЗНП без застосування допоміжних засобів керування граничною поверхнею забезпечує безвідривне обтікання в значно більшому колі діапазонів кутів атаки ніж крило класичної схеми літального апарата.

Введение

В опубликованных работах [1], [2], [3] представлены результаты анализа общей компоновки исследуемой несущей поверхности, выполнен сравнительный анализ возможного изменения летно-технических характеристик (ЛТХ) летательного аппарата (ЛА) рассматриваемой схемы в сравнении с классической компоновкой с использованием численных методов низкого уровня. Также целесообразно выполнить моделирование обтекания объекта исследований с помощью метода конечных элементов (МКЭ), имеющего более высокую точность. Соответствие результатов расчета МКЭ и результатов физического эксперимента для летательных аппаратов различных схем неоднократно подтверждалось в практике аэродинамического проектирования, что наглядно представлено в работах [4], [5], [6].

Для объективного анализа аэродинамических характеристик замкнутой несущей поверхности (ЗНП) необходимо выполнить расчет обтекания замкнутого крыла в полётном диапазоне скоростей и углов атаки с моделированием безотрывного и отрывного обтекания. Для верификации результатов разрабатываемой методики также целесообразно выполнить расчет для предлагаемых условий физического эксперимента в аэродинамической трубе. Также должно быть рассмотрено возможное влияние параметров расчетной модели, граничных условий, применяемых в расчете моделей турбулентности потока и других факторов. По причине ограничений на объем научной публикации в настоящей статье представлены только результаты анализа влияния типа расчетной модели (симметричная и полная компоновка), влияние различных применяемых моделей турбулентности потока (модели $k-\epsilon$ и SST) а также влияние значений критериев Re и M .

Для более качественного моделирования присоединённых и пространственных вихрей, возникающих при полёте на углах атаки, близких к критическому (α_S) была использована гексаэдральная расчетная сетка, показанная на рис. 1.

В качестве основного решателя системы уравнений МКЭ с принятыми допущениями использована программа *FLUENT* версии 15.0.

Постановка задачи

Выполнить расчет основных аэродинамических характеристик ЗНП с помощью МКЭ, исследовать влияние следующих факторов:

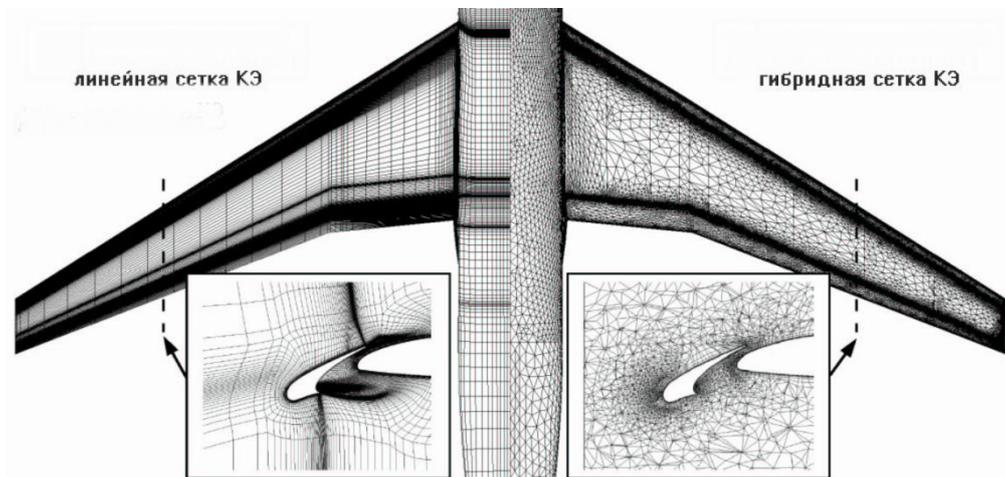
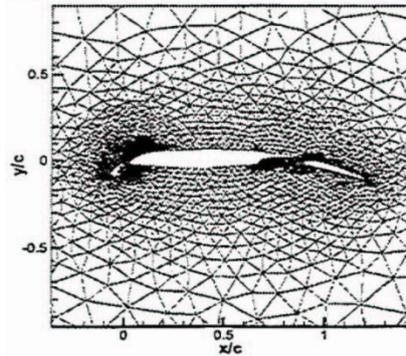


Рис. 1. Расчетная схема

- типа расчетной модели;
- моделей турбулентности $k-\epsilon$ и SST ;
- числа Рейнольдса Re ;
- числа Маха M .

Сравнить полученные результаты с результатами, полученными в [1], [2], [3] с помощью панельно-вихревого метода (ПВМ).

Сравнение моделей турбулентности

Исследованы особенности применения некоторых моделей турбулентности для расчетного условия $Re = 1.09 \times 10^6$, $M_\infty = 0.118$, что соответствует параметрам эксперимента, выполненного Макдевиттом и Окуно [8], [9], показанных на рис. 2. Там же показано сравнение результатов полной расчетной модели и половины расчетной модели (в симметричной постановке). Из представленных результатов видно, что модель турбулентно-

сти SST работает лучше, чем модель $k-\varepsilon$. Она дает лучшее совпадение с результатом эксперимента. Поэтому далее во всех расчетах использовалась модель турбулентности SST.

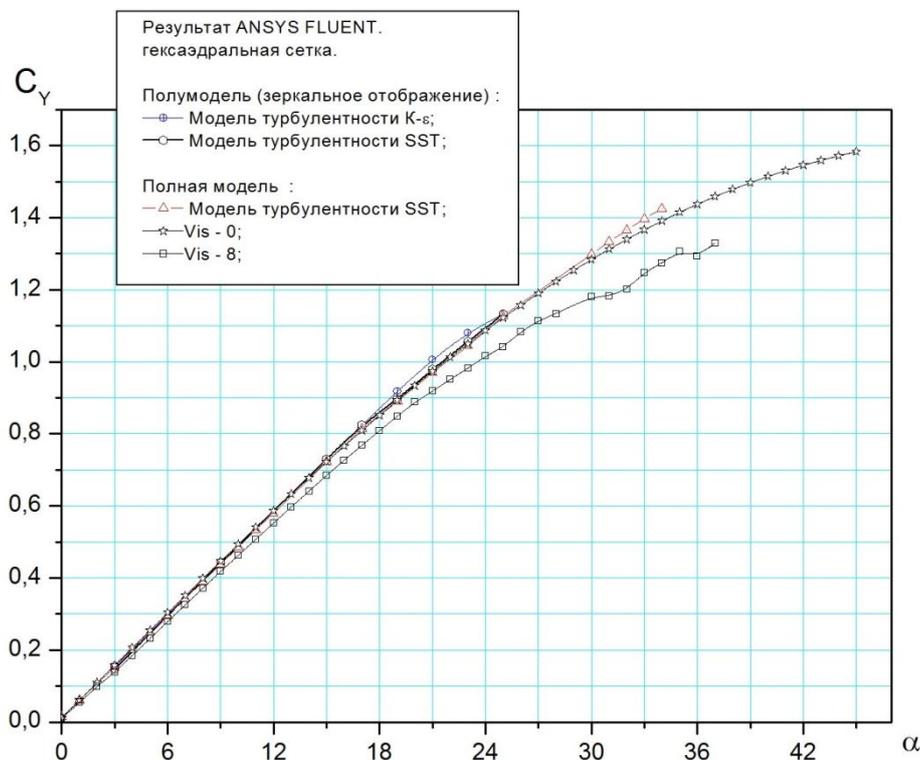


Рис. 2. Зависимость $C_y = f(\alpha)$

Математическое моделирование обтекания замкнутой несущей поверхности

Исследуются аэродинамические характеристики ЗНП с помощью различных численных методов одновременно с определением характерных особенностей обтекания. С помощью расчетных исследований определены следующие особенности:

- возможность реализации критических углов атаки α_s для ЗНП, значительно превышающих значение α_s для прямого крыла:

$$\alpha_{s_{З.Н.П}} \approx 35^\circ \dots 40^\circ, \quad \alpha_{s_{Крыло}} \approx 14^\circ \dots 15^\circ;$$

- возможность реализации приемлемого уровня максимальных несущих свойств ЗНП, соответствующего $C_{y_{\max}} \approx 1,5 \dots 1,6$, сопоставимого с несущими свойствами прямого крыла, обдувки крыла воздушным винтом;
- постоянное значение эффективного удлинения, как следует из анализа зависимости, представленной на рис. 7:

$$(C_y^2)_{ПВМ}^{C_x} \approx (C_y^2)_{МКЭ}^{C_x}$$

- при этом характерно наличие 2-х участков с различными значениями эффективного удлинения, что показывает наличие 2-х различных вихревых систем ЗНП, соответствующих безотрывному обтеканию на различных диапазонах углов атаки;
- с помощью методов вычислительной аэродинамики определено влияние индуктивности несущей поверхности, не имеющей концевое сечения, что не позволяет применить к решению задачи расчета обтекания классическую теорию крыла конечного размаха и является новой методикой расчета аэродинамических характеристик замкнутых крыльев.

Сравнение результатов ПВМ и МКЭ

Ниже приводятся сравнение результатов ПВМ и МКЭ. На рис. 3 – рис. 4 представлены зависимости отклонений результатов расчета, выполненные с помощью различных численных методов $\Delta C_{y_{\text{ПВМ}}}^{\text{МКЭ}} = f(\alpha)$, $\Delta C_{x_{\text{ПВМ}}}^{\text{МКЭ}} = f(C_y^2)$.

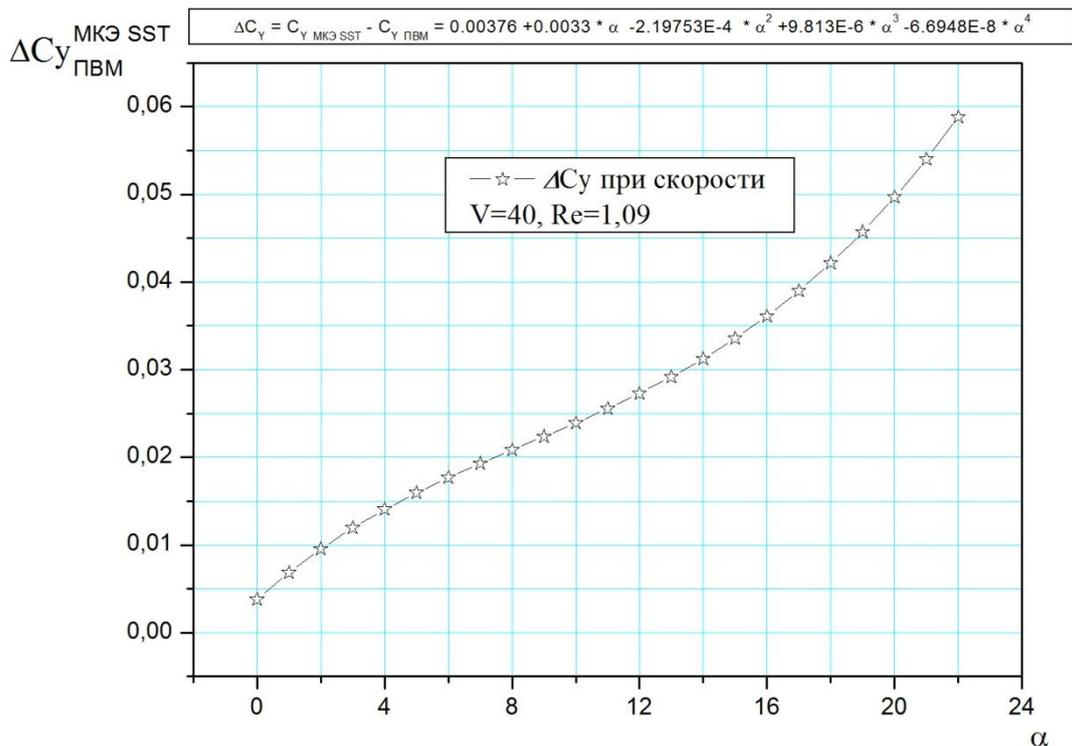


Рис. 3. Отклонение результатов расчета ЗНП с помощью ПВМ и МКЭ. Зависимость $\Delta C_{y_{\text{ПВМ}}}^{\text{МКЭ}} = f(\alpha)$

Сравнение результатов расчета ПВМ и МКЭ позволяет определить устойчивую зависимость погрешности расчета для различных чисел Re и M .

Поляры расчетных моделей ЗНП, определенные с помощью ПВМ и МКЭ, а также их сравнение представлены ниже на рис. 5 – рис. 7:

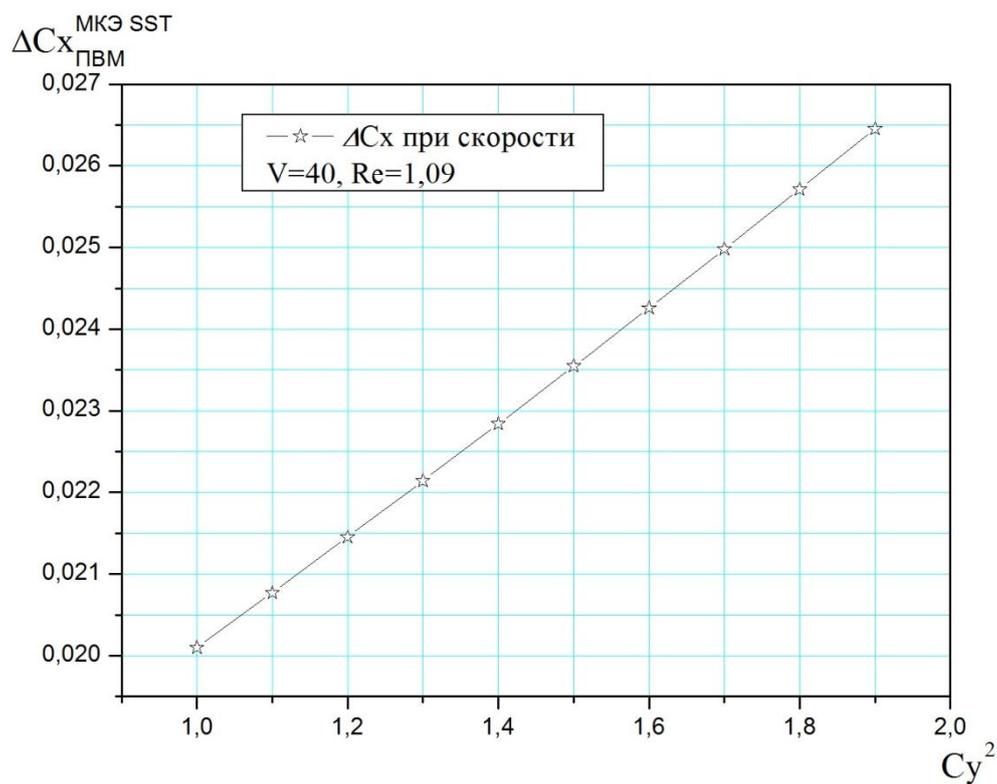


Рис. 4. Отклонение результатов расчета ЗНП с помощью ПВМ и МКЭ. Зависимость $\Delta C_x_{\text{ПВМ}}^{\text{МКЭ}} = f(C_y^2)$

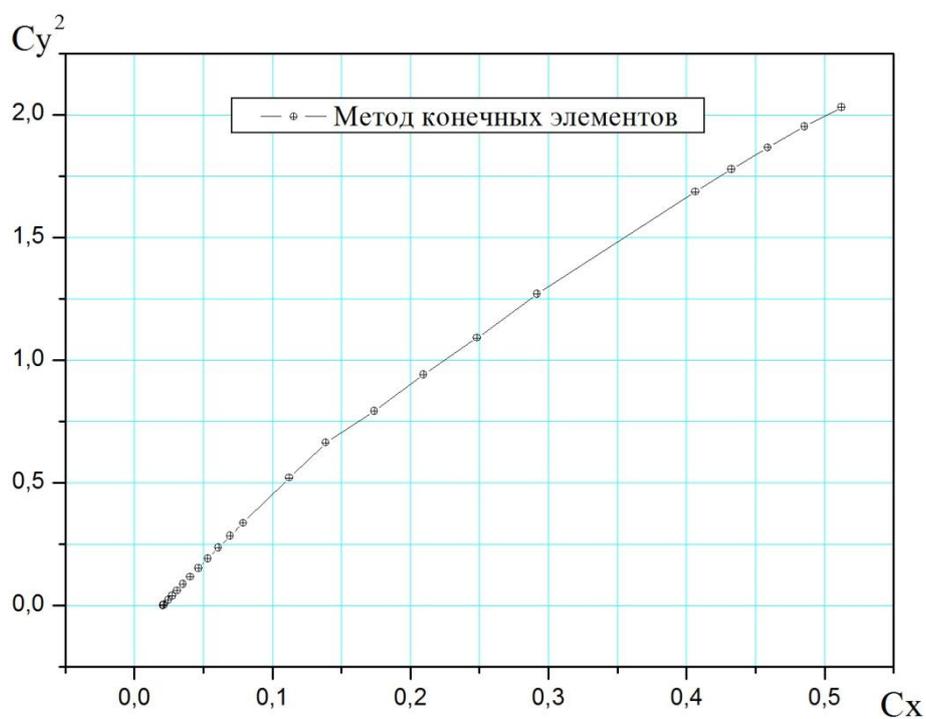


Рис. 5. Расчет обтекания МКЭ. Поляра ЗНП $C_y^2 = f(C_x)$

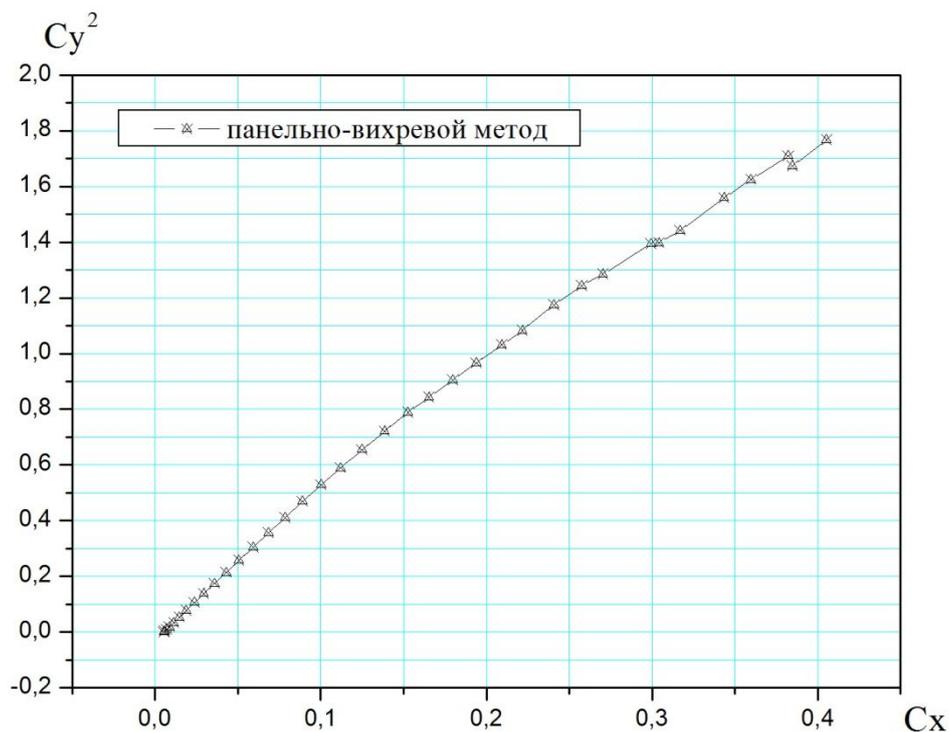


Рис. 6. Расчет обтекания ПВМ. Поляра ЗНП $C_y^2 = f(C_x)$

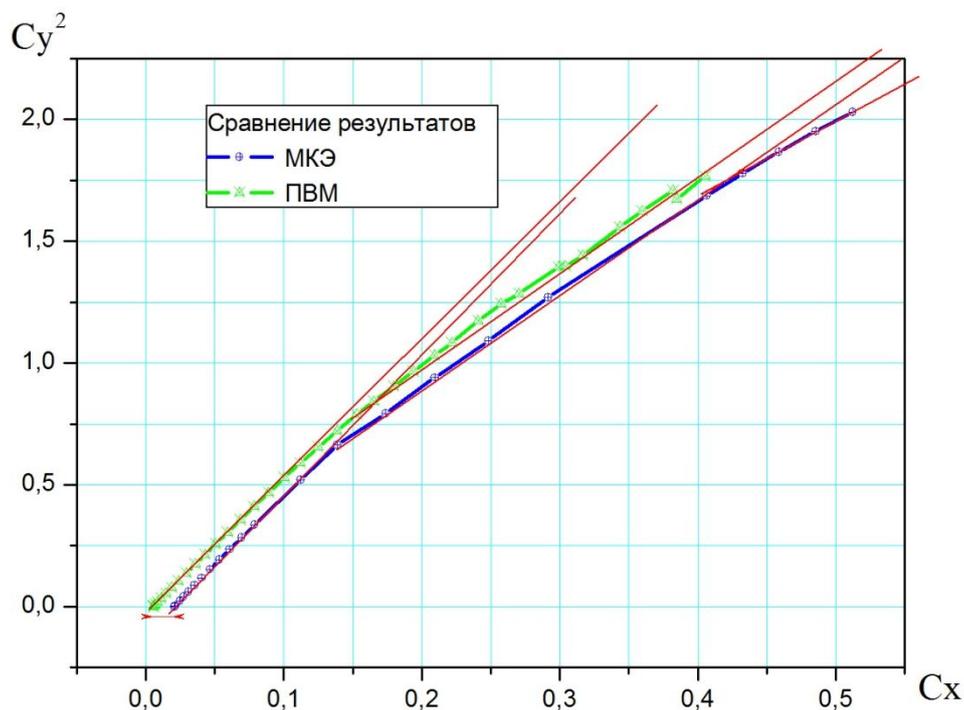


Рис. 7. Сравнение результатов МКЭ и ПВМ $C_y^2 = f(C_x)$

Выводы

1. На основании результатов моделирования обтекания ЗНП определено характерное изменение зависимости $C_y(\alpha)$, что наглядно подтверждает

- изменение вихревой системы, вызванное присутствием дополнительных вихрей.
2. Сравнение поляр ЗНП, полученных различными методами вычислительной аэродинамики, подтверждает предыдущий вывод. Поляры ЗНП, представленные в виде зависимостей $C_y^2(C_x)$, позволяют утверждать, что предлагаемая новая форма ЗНП без применения дополнительных средств управления пограничным слоем обеспечивает безотрывное обтекание в значительно более широком диапазоне углов атаки, чем крыло ЛА классической схемы.
 3. Из сравнения результатов ПВМ и МКЭ следует:
 - рассматриваемые расчетные методы практически идентично определяют несущие свойства поверхности сложной формы, что наглядно подтверждается сравнением зависимости $C_y(\alpha)$;
 - рассматриваемые расчетные методы практически одинаково определяют значение угла атаки, соответственно изменению вихревой системы крыла.
 - приращение сопротивления, вызванное ростом подъемной силы, определенное ПВМ и МКЭ практически идентично. Это позволяет применять более простой и менее требовательный к вычислительным средствам ПВМ для расчета аэродинамических характеристик сложных компоновок.

Список использованной литературы

1. *Рахмати А.* Расчетная оценка аэродинамических характеристик БПЛА с вертикальным взлетом / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко // Сборник научных трудов Харьковского университета воздушных сил. Выпуск 4(33). – 2012. С. 37–43.
2. *Зінченко Д. М.* Розрахунок аеродинамічних характеристик гібридного аеростатичного літального апарату/ Д. М. Зінченко, Г. Ортамевзі, А. Рахматі// Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем» випуск 27. НТУУ "КПІ" – 2014. С. 102-111.
3. *Рахмати А.* Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов с высококонсущным крылом малого удлинения / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко // Науково-технічний збірник «Механіка гіроскопічних систем» випуск 27. НТУУ "КПІ" – 2014. С. 117–125.
4. *Chi X.* CFD Analysis of the Aerodynamics of a Business-Jet Airfoil with Leading-Edge Ice Accretion / X. Chi, B. Zhu, H. E. Addy. // 42nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 5-8, 2004, Reno, Nevada.

5. *Rogério F. F.* AN EXPERIMENTAL STUDY ON WINGTIP DEVICES FOR AGRICULTURAL AIRCRAFT / F. F. Rogério, M. Fernando. // ICAS 2000 CONGRESS.
6. A Numerical and Experimental Aerodynamic Analysis of an Inboard-Wing/Twin-Fuselage Configuration / [Z. Wang, S. Magill, S. Preidikman та ін.]. // 19th Applied Aerodynamics Conference-Anaheim, CA. June 11-14, 2001.
7. *Rolston Dr Stephen* High Reynolds Number Tools and Techniques for Civil Aircraft Design / D. Rolston, Airbus UK, Bristol UK. // 19th Applied Aerodynamics Conference. Anaheim, California. – 11-14 June 2001.
8. *Волков К. Н.* Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений / К. Н. Волков, В. Н. Емельянов // М.: Физматлит. – 2008. – С. 368.
9. John B. Mcdevitt, Arthur F. Okuno, Static and Dynamic Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility // NASA Technical Paper 2485, 1985.