

Рис. 10. Залежності підйомної сили C_{Ya} від кута атаки α для моделей крила з $\lambda = 2$ без КАП та з КАП отриманих в чисельному та фізичному експериментах

Залежності на рис. 10 та 11 демонструють добру збіжність, що вказує на адекватність математичної моделі. Також приріст коефіцієнту підйомної сили при встановленні КАП на крило є спів розмірний як при фізичному, так і при чисельному експерименті.

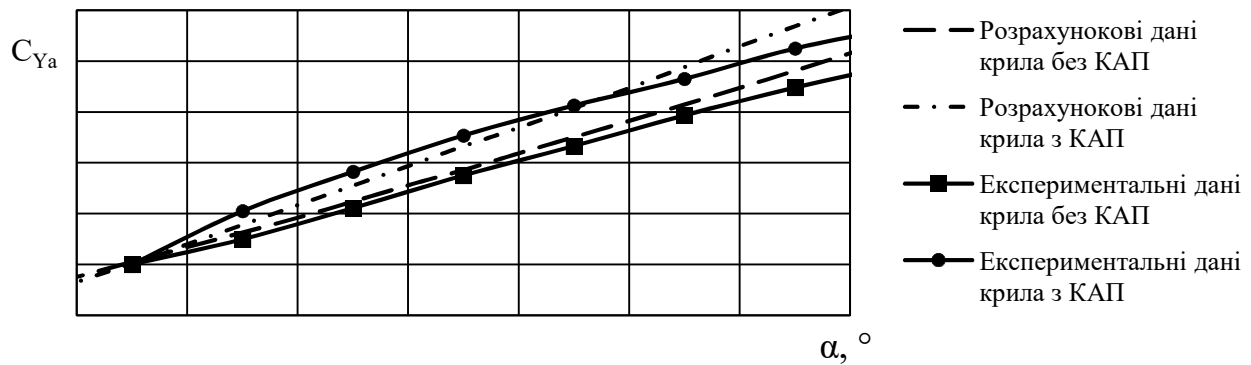


Рис. 11. Залежності підйомної сили C_{Ya} від кута атаки α для моделей крила з $\lambda = 3$ без КАП та з КАП отриманих в чисельному та фізичному експериментах

Для розуміння зміни структури потоку на поверхні крила було виконано візуалізацію потоку на поверхні крила методом шовковинок. Суть методу полягає в тому, що шовковинка направлена вздовж вектору місцевої швидкості. На рис. 12 представлені фотографії моделі крила з КАП і без КАП встановлені в робочій частині аеродинамічної труби Т-1 ХНУПС, характеристики якої наведені в [13].

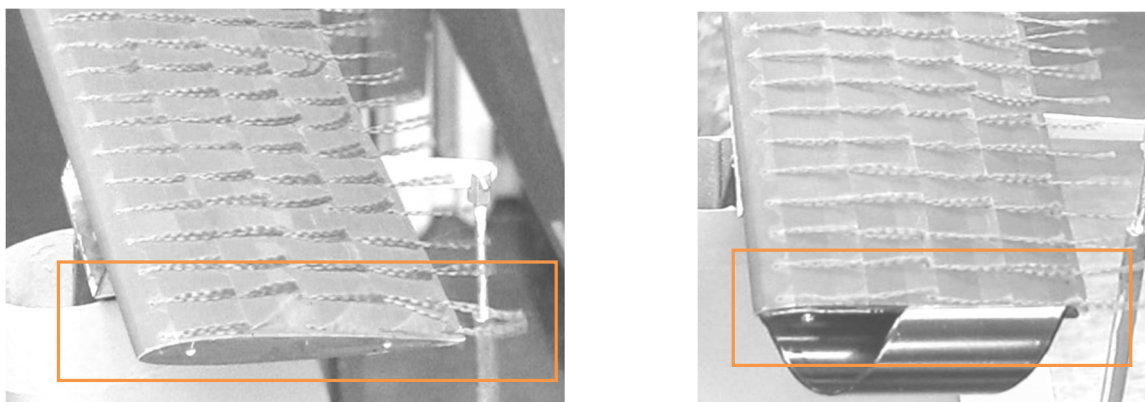


Рис. 12. Фотографія моделі крила подовженням $\lambda = 2$ без КАП (зліва) та з КАП (справа) в повітряному потоці АДТ під кутом атаки $\alpha = 5$ град.

Розмиті шовковинки на крилі без КАП вказують на наявність кінцевого вихору. Встановлення КАП усуває кінцевий вихор з поверхні крила. В той же час, необхідно розуміти, що кінцевий вихор сходить з КАП, але меншої інтенсивності. Візуалізація потоку свідчить, про правильно обрану розрахункову схему і варіант сходу пелени (рис.6).

Висновки. Застосована теоретико-експериментальна методика досліджень АДХ БПЛА верифікована рішенням тестової задачі з вдомими даними, а також результатами аеродинамічних випробувань, що дозволяє з достатньою достовірністю оцінити зміну АДХ крил при встановленні КАП. Так похибка при рішенні тестової задачі у визначенні ΔK складає від 1 до 10 %.

Виявлення впливу застосування КАП виконувалось використанням числового і фізичного експерименту. Встановлено, що КАП змінюють структуру течії на поверхні крила та за ним, що призводить до зміни АДХ, що обумовлено усуненням кінцевого вихору з поверхні крила та розмиттю концентрованого вихору позаду крила. Внаслідок цього зменшення індуктивного опору переважає над збільшенням профільного опору, що вносить КАП. Зміна структури течії на поверхні крила змінює розподіл навантаження в перерізах крила, що призводить до збільшення коефіцієнту підйомної сили. В результаті зазначених факторів аеродинамічна якість для компоновки крило – спіроїдні КАП збільшена на 10 – 22 % у порівнянні з крилом без КАП.

В подальших дослідженнях планується параметричні дослідження впливу звуження спіроїдних КАП на аеродинамічні характеристики КАП.

ЛІТЕРАТУРА

1. Whitcomb R.T. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets / R.T. Whitcomb // NASA technical note. — W.: NASA, 1976. — NASA TN D-8260. — 30 с.
2. Blended winglet. Patent: (патенти Google) [Електронний ресурс]. — Режим доступу <https://www.google.com/patents/US5348253.html>.
3. Кравченко С.А. Исследования эффективности многоэлементных («перьевых») законцовок на прямом крыле при малых скоростях / С.А. Кравченко, Н.А. Чичеров // Труды ЦАГИ. — М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1991. — Вып. 2504. — С. 50-58.
4. Spillman J.J. The use of wing tip sails to reduce vortex drag / J.J Spillman // Aeronautical Journal. — 1978. — Vol. 82(813). — С. 387 — 395.
5. Al-Atabi M. Aerodynamics of wing tip sails / M. Al-Atabi // Journal of Engineering Science and Technology. — 2006. — Vol. 1(1). — С. 89 — 98.
6. Experimental investigation of wing-tip devices on the reduction of induced drag / [Ceron-Munoz H.D., Cosin R., Coimbra R.F.F. та ін.]. — Journal of Aircraft. — 2013. — Vol. 2(50). — С. 441-449.
7. Чичеров Н.А. Некоторые результаты параметрических исследований крыльев с концевыми шайбами / Н.А. Чичеров // Труды ЦАГИ. — М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1991. — Вып. 2504. — С. 22 — 49.
8. A parametric investigation of non-circular spiroid winglets: issue Experimental Fluid Mechanics 2013 [EFM13], (Kutná Hora, 19-22 Nov, 2013) — Kutná Hora: Polypress s.r.o. 2014. — Vol. 67 — 6 с.
9. Апаринов В.А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / Апаринов В.А., Дворак А.В. // Применение ЭВМ для исследования аэродинамических нагрузок летательных аппаратов. — Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. — М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского. — 1986. — Вып. 1313. — С. 424 — 432.
10. Горшенин Д.С. Методы и задачи практической аэродинамики / Д.С. Горшенин, А.К. Мартынов. — М.: Машиностроение, 1977. — 240 с.

11. Халявко В.И. Расчёт аэродинамических характеристик самолёта. Ч. 1 / В. И. Халявко. // Учебное пособие. — Харьков: ХАИ, 1991. — 72 с.
12. Guerrero Joel E. Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control / Guerrero Joel E, Maestro Dario, Bottaro Alessandro. — Genoa: DICAT, 2014. — 22 с
13. Українець Є. О. Визначення значень критеріїв досконалості аеродинамічної труби при технічній підготовці аеродинамічного експерименту / Є. О. Українець, П. А. Глущенко, Є. В. Спіркін // Системи озброєння і військова техніка. — 2018. — № 3(55). — С. 100 — 107. <https://doi.org/10.30748/soivt.2018.55.14>.

Глущенко П.А., Панин В.В., Масик И.П., Зазарный А.Ю.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СПИРОИДНЫХ КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛЬЕВ ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Успешность выполнения задач беспилотным летательным аппаратом по мониторингу поверхности моря в интересах судна в значительной степени зависит от дальности и продолжительности полета, на которые непосредственно влияет аэродинамическое качество, как летательного аппарата в целом, так и крыла, как основного несущего элемента.

Одним из способов улучшения аэродинамического качества беспилотного летательного аппарата, который не требует внесения значительных изменений в конструкцию, является установление концевых аэродинамических поверхностей на крыле для снижения индуктивного сопротивления. Повышение аэродинамического качества современных беспилотных летательных аппаратов с целью уменьшения затрат энергии, и как следствие, увеличение дальности и продолжительности полета остается актуальной задачей. В настоящее время значительно расширилась сфера и количество применения малогабаритных беспилотных летательных аппаратов, что стимулирует активизацию работ в направлении улучшения аэродинамических характеристик данных летательных аппаратов. В основе методики определения аэродинамических характеристик крыльев деление возникающих сил на их составляющие в зависимости от природы их возникновения. Так нормальные силы обусловленные распределением давления по поверхности хорошо рассчитываются решением задач обтекания невязки несжимаемой среды.

Одним из известных и хорошо проверенных на практике методов решения указанных выше задач является модифицированный метод дискретных вихрей. Другой задачей является определение профильного сопротивления. Как известно профильное сопротивление обусловлено касательными силами (силами трения) и нормальными (распределением давления по поверхности профиля), которые можно считать постоянными при незначительных изменениях угла атаки.

По разработанной методике было изучено влияние установления конечных аэродинамических поверхностей и их геометрических параметров на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики крыльев. Установлено, что концевые аэродинамические поверхности изменяют структуру течения на поверхности крыла и за ним, что приводит к изменению аэродинамических характеристик, что обусловлено устранением концевого вихря с поверхности крыла и размытости концентрированного вихря позади крыла.

В результате уменьшение индуктивного сопротивления преобладает над увеличением профильного сопротивления, которое вносят концевые аэродинамические поверхности. Изменение структуры течения на поверхности крыла изменяет распределение нагрузки в сечениях крыла, что приводит к увеличению коэффициента подъемной силы. В результате указанных факторов аэродинамическое качество для компоновок крыло - спироиды увеличено на 10 – 22% по сравнению с крылом без концевых аэродинамических поверхностей.

Ключевые слова: *концевые аэродинамические поверхности, аэродинамические характеристики, беспилотные летательные аппараты корабельного базирования, визуализация потока.*

Glushchenko P.A., Panin V.V., Masik I.P., Zazarny A.Yu.

DEFENITION OF THE AIRDYNAMICS CHARACTERISTICS OF WING WITH WINGTIP DEVICES FOR SMALL SIZE SHIP-BASED UNMANNED AIECRAFT VICHICLE

The success of the tasks performed by an unmanned aerial vehicle for monitoring the sea surface in the interests of the vessel largely depends on the range and duration of the flight which are directly affected by the aerodynamic quality of both the aircraft as a whole and the wing as the main carrier element. One of the ways to improve the aerodynamic quality of an unmanned aerial vehicle which does not require significant changes in the design is to establish end aerodynamic surfaces on the wing to reduce inductive drag. Improving the aerodynamic quality of modern unmanned aerial vehicles in order to reduce energy costs and as a result increasing the range and duration of the flight remains an urgent task. At present the scope and number of applications of small-sized unmanned aerial vehicles has significantly expanded which stimulates the intensification of work towards improving the aerodynamic characteristics of these aircraft. The methodology for determining the aerodynamic characteristics of the wings is based on the division of arising forces into their components depending on the nature of their occurrence. So the normal forces caused by the pressure distribution over the surface are well calculated by solving the problems of flow around the residual of an incompressible medium. One of the well-known and well-tested in practice methods for solving the above problems is a modified discrete vortex method. Another task is to determine the profile resistance. As is known the profile resistance is caused by tangential forces (friction forces) and normal (pressure distribution over the profile surface) which can be considered constant with minor changes in the angle of attack. According to the developed methodology the influence of the establishment of the final aerodynamic surfaces and their geometrical parameters on the total and distributed aerodynamic characteristics of the wings was studied. It has been established that the end aerodynamic surfaces change the flow structure on the wing surface and behind it which leads to a change in the aerodynamic characteristics which is caused by the elimination of the tip vortex from the wing surface and the blurring of the concentrated vortex behind the wing. As a result a decrease in inductive resistance prevails over an increase in the profile resistance that end aerodynamic surfaces contribute. Changing the flow structure on the wing surface changes the load distribution in the wing sections which leads to an increase in the lift coefficient. As a result of these factors the aerodynamic quality for wing layouts - spiroids is increased by 10-22% compared to a wing without end aerodynamic surfaces.

Keywords: *wingtip devices, aerodynamics characteristics, ship-based unmanned aircraft vehicle, stream visualization.*