

Аеродинамічні характеристики безпілотної літака

Національний авіаційний університет

Аеродинамічні характеристики безпілотної літака традиційної схеми з низьким розташуванням фюзеляжу досліджений у аеродинамічній трубі малих швидкостей з розміром робочої частини 4x2,5м на моделі з розмахом крила 2м, хордою 0,199м, відносною товщиною профілю 18%. В моделі використаний ламінаризований профіль Wortman FX61-184. Дослідження проведені при швидкості потоку 37 м/с, що дорівнює числу Рейнольдса $3 \cdot 10^5$, та турбулентності потоку 0,9%. Отримані у аеродинамічній трубі результати перераховані з впливом обдувки крила гвинтами, що в значній мірі підвищує аеродинамічну якість з 12,6 до 15,8. Також наведена експлуатаційна поляра моделі БПЛА з урахуванням обдувки крила гвинтами при різних кутах відхилення елеронів.

Ключові слова: безпілотної літак, аеродинамічна труба, аеродинамічні характеристики

1. Постановка задачі

Аеродинамічні характеристики БПЛА – основа реалізації льотно-технічних характеристик та характеристик точності пілотування та безпеки польотів.

В практиці проектування БПЛА, як базові, розглядаються аеродинамічні характеристики, які були отримані при дослідженні моделі у аеродинамічній трубі.

На їх основі розраховуються експлуатаційні характеристики з урахуванням особливостей компоновки, впливу обдування гвинтами, близькості поверхні, атмосферних явищ(дощ, сніг, паморозь, вітер, пориви вітру), особливостей організації зльоту та посадки. Всі експлуатаційні характеристики повинні враховувати індивідуальні особливості літальних апаратів, таких як асиметрія тяги двигунів(особливо у випадках розташування двигунів на крилі), асиметрія вироблення палива з кесон-баків крила, деформація планера в наслідок довгої експлуатації моделі.

Все це відповідає вимогам експлуатаційної аеродинаміки.

Аеродинамічні характеристики необхідні для математичного моделювання, яке дозволить вирішити до 80% задач льотної експлуатації, враховуючи підготовку пілотів-операторів на тренажерах та сертифікацію БПЛА.

2. Мета досліджень

Метою досліджень було визначення аеродинамічних характеристик моделі літака при різному положенні механізації крила, різних кутах відхилення рулів висоти і напрямку, флаперонів, кута установки горизонтального оперення в залежності від кута атаки і ковзання для оцінки експлуатаційного балансувального опору і на базі цих даних розрахувати експлуатаційну поляру з урахуванням впливу обдувки крила гвинтами при різних кутах відхилення закритків. Ця експлуатаційна поляра використовується для розрахунку льотно-технічних характеристик.

3. Аеродинамічна труба ТАД – 2

Аеродинамічні характеристики визначалися у вагових випробуваннях в аеродинамічній трубі, максимальна швидкість в якій досягала 37 м/с. Аеродинамічна труба ТАД-2 є трубою прямої дії із закритою перфорованими

стінками робочою частиною, розташованій в камері Ейфеля. Степінь перфорації стінок робочої частини - 9,5%, ступінь турбулентності потоку – 0,9%. Поперечний переріз робочої частини восьмикутний: шириною 4м, висотою 2,5м і площею 9м². Більш детальна інформація наведена на веб-сторінці аеродинамічного дослідницького комплексу НАУ (http://wt.nau.edu.ua/TAD2_Main.html). Вимірювання аеродинамічних навантажень на модель здійснювалось на 6-компонентних електротензометричних вагах. Знімання і обробка даних здійснювалась вимірювально-обчислювальним комплексом.

4. Експериментальна модель безпілотного літака

Модель літака виготовлена в масштабі 1:3, згідно вимог до моделей, що використовуються в аеродинамічних трубах [1]. Геометричні характеристики моделі і параметри підвіски моделі на базі 6-KETB: $l_x = 600$ мм – поздовжня база підвіски; $l_z = 1000$ мм – поперечна база підвіски; $\bar{x}_T = 140$ мм; $\bar{y}_T = 120$ мм – координати умовного центру мас. Крило моделі: профіль Wortman FX61-184 [2], розмах крила $l = 2$ м, середня аеродинамічна хорда крила $b_A = 0,194$ м, площа крила $S = 0,37$ м², відносна товщина профілю $\bar{c} = 18\%$, видовження крила $\lambda = -11,25$, звуження крила $\eta = 1,63$, кут стрілоподібності $\chi_{1/4} = 4^{\circ}19'$. Закрилки моделі: тип – однощільинний висувний, розмах закрилків $l_3 = 1,216$ м, хорда закрилків $b_3 = 0,0064$ м, площа закрилків $S_3 = 0,1714$ м². Флаперони моделі: тип – однощільинні, розмах флаперонів $l_\phi = 0,757$ м, хорда флаперонів $b_\phi = 0,084$ м, площа флаперонів $S_\phi = 0,1714$ м². Горизонтальне оперення: площа горизонтального оперення $S_{ГО} = 0,115$ м², САХ горизонтального оперення $b_{A\ ГО} = 0,16$ м, розмах ГО $l_{ГО} = 0,72$ м, видовження ГО $\lambda_{ГО} = 3,65$, звуження ГО $\eta_{ГО} = 1$, кут стрілоподібності ГО $\chi_{ГО1/4} = 0$, відносна товщина профілю ГО $\bar{c}_{ГО} = 10\%$, - хорда руля висоти $b_B = 0,08$ м. Вертикального оперення: площа вертикального оперення $S_{ВО} = 0,0468$ м², САХ вертикального оперення $b_{A\ ВО} = 0,18$ м, видовження ВО $\lambda_{ВО} = 1,4$, звуження ВО $\eta_{ВО} = 1$, кут стрілоподібності ВО $\chi_{ВО1/4} = 15^{\circ}$, відносна товщина профілю ВО $\bar{c}_{ВО} = 10\%$.

Варіанти конфігурацій моделі літака з відхиленими закрилками на $0, 10^{\circ}, 20^{\circ}, 25^{\circ}, 30^{\circ}, 35^{\circ}, 40^{\circ}$ та з відхиленням рулем висоти на $0, -11^{\circ}, -16^{\circ}, -21,5^{\circ}, -26^{\circ}, -31^{\circ}, 8^{\circ}, 18^{\circ}, 23^{\circ}$ були досліджені при зміні кута атаки і при зміні кута ковзання. Діапазон зміни кутів атаки охоплював як від'ємні значення, так і позитивні закритичні значення $\alpha = -120 \div +22^{\circ}$, діапазон зміни кутів ковзання складав $\beta = -110 \div +220$.

Вплив числа Re на аеродинамічні коефіцієнти моделі свідчить про практичне досягнення зони автомодельності у зміні коефіцієнтів за числом Re при продувках на швидкості повітряного потоку більше 35 м/с. Модель при цьому була в льотній конфігурації, в якій не було відхилення механізації і рулів.

Крім того, були здійснені продувки для визначення впливу числа Re на значення аеродинамічних коефіцієнтів. Продувочне число Рейнольдса дорівнює $4,5 \cdot 10^5$. Продувки моделі виконані в льотному положенні для з'ясування істинного значення кута атаки моделі при нульовому положенні балки α -механізму. При цьому кут установки крила відносно будівельної горизонталі фюзеляжу за даними вимірювань за допомогою оптичного квадранту склав $20'$. На підставі отриманих результатів були враховані поправки до кутів атаки. Таким чином, на графіках залежностей аеродинамічних коефіцієнтів кут атаки відповідає істинному куту

атаки по хорді крила.

На рис. 1, 2 показані фото моделі літака під час експерименту в робочій частині під час досліджень по куту атаки α . На рис. 3 показана модель на підвісці ваги в робочій частині під час продувок по куту ковзання β .

Під час обробки результатів випробувань враховані сили від підвіски і поперечного держака моделі при продувках по куту ковзання. Результати досліджень представлені у вигляді залежностей аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки або ковзання для різних конфігурацій моделі літака, які відрізнялися відхиленням механізації крила або рулів на певні кути. В результатах досліджень не врахований вплив обдування гвинтами поверхні моделі літака на аеродинамічні коефіцієнти [3].

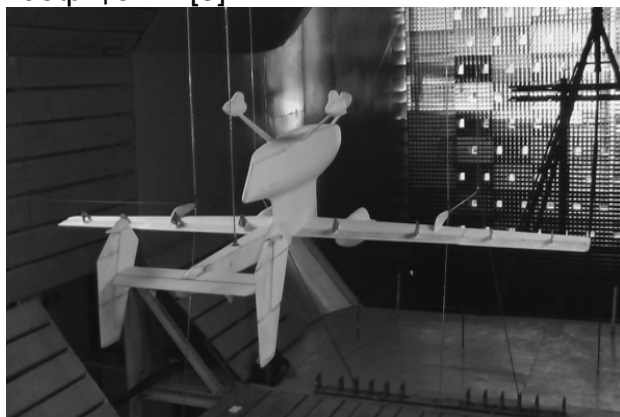


Рис. 1. Модель літака в робочій частині аеротруби під час продувок по куту атаки.

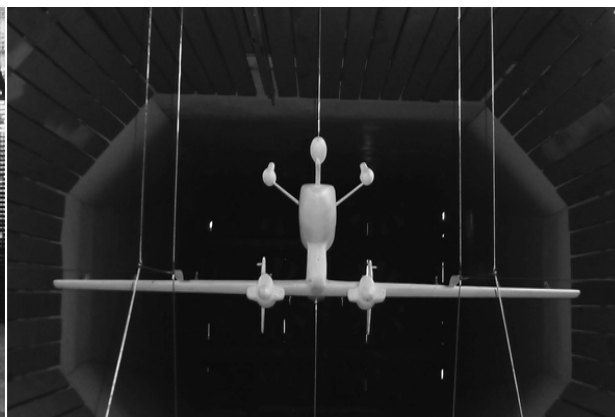


Рис. 2. Модель літака в робочій частині аеротруби на підвісці електронних ваг.

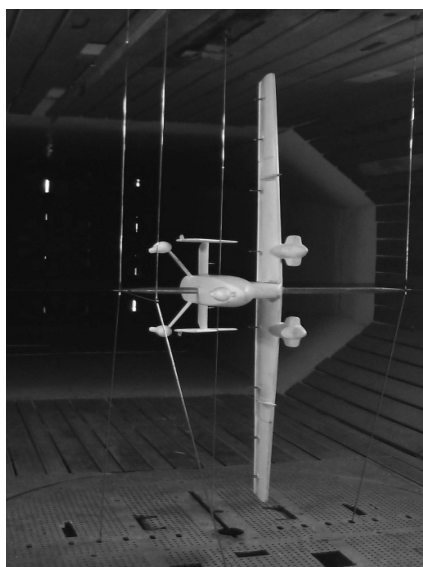


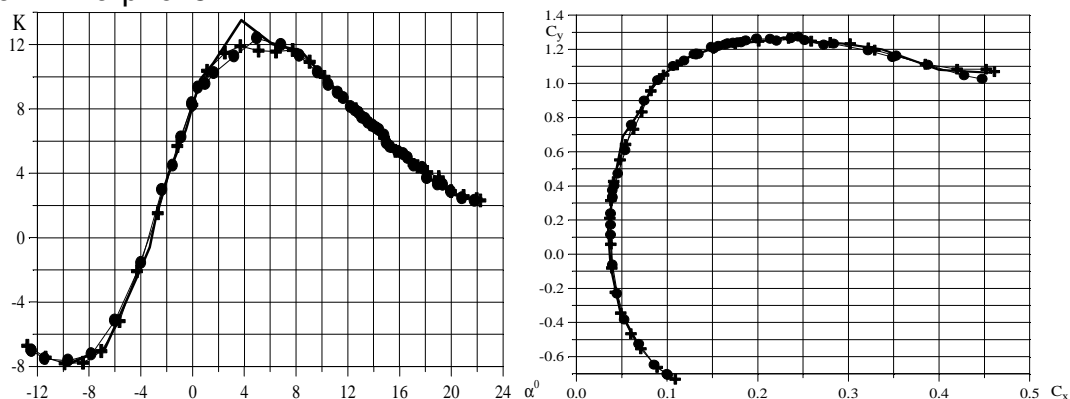
Рис. 3. Модель літака в робочій частині аеротруби під час продувок з ковзанням

Коефіцієнти аеродинамічних сил $c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}$ представлені в проекціях на вісі OY_e, OX_e, OZ_e напівзв'язаної системи координат, для спрощення запису індекси "e" при коефіцієнтах опущені. Коефіцієнти аеродинамічних моментів m_x, m_y, m_z представлені у зв'язаній системі координат.

5. Результати експериментальних досліджень

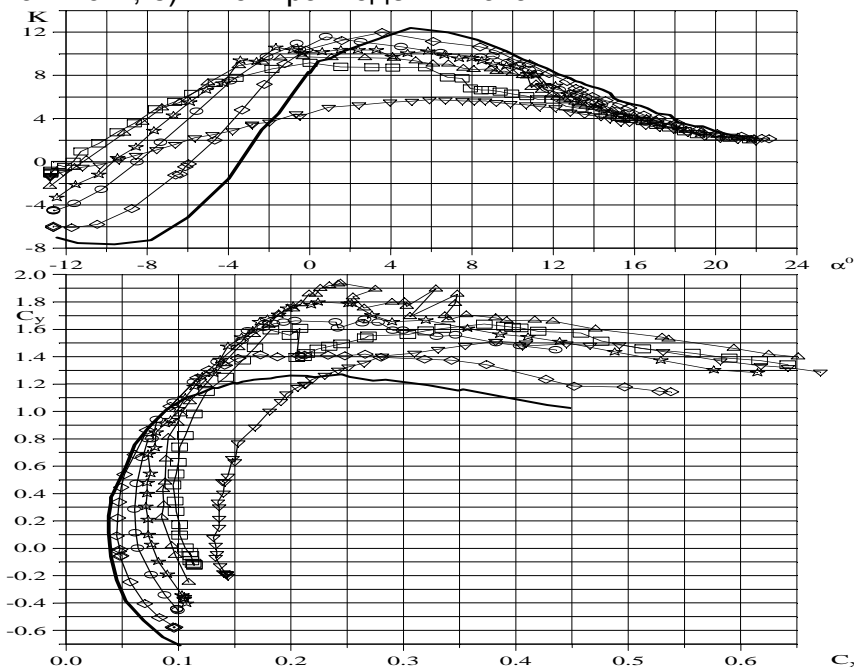
Досліди повздовжніх характеристик моделі. Продувки проводились тільки при збільшенні кутів атаки, без виявлення ефектів гістерезису. На рис. 4а показана зміна аеродинамічної якості моделі літака за кутом атаки, з якої видно, що максимальна якість досягає в польотній конфігурації значення 12 і має місце в діапазоні кутів атаки $3^{\circ} \dots 8^{\circ}$. На рис. 4б показана поляра моделі літака для польотної конфігурації. Максимальна аеродинамічна якість дорівнює 12,6, критичний кут атаки - 16° , максимальний коефіцієнт підйімальної сили – 1,3.

Вплив відхилення закрилків на аеродинамічну якість моделі літака і поляру показаний на рис. 5.



————— - прот. № P1a; —+— - прот. № P19; —●— - прот. № P43

Рис. 4 – Характеристики моделі БПЛА в польотній конфігурації $\delta_3 = 0$: а) – Аеродинамічна якість; б) – поляра моделі літака



————— - $\delta_3 = 0^{\circ}$; —◇— - $\delta_3 = 10^{\circ}$; —○— - $\delta_3 = 20^{\circ}$; —☆— - $\delta_3 = 25^{\circ}$;
—△— - $\delta_3 = 30^{\circ}$; —□— - $\delta_3 = 35^{\circ}$; —▽— - $\delta_3 = 40^{\circ}$

Рис. 5. Вплив відхилення закрилків на аеродинамічну якість і поляру моделі літака

На рис. 6а, 6б показаний вплив відхилення руля висоти на аеродинамічні характеристики при схованих закритках. Відхилення руля висоти вверх призводить до суттєвого зменшення піднімальної сили в усьому досліджуваному діапазоні кутів атаки, у тому числі до зменшення $C_{y\max}$ при практично незмінному значенні критичного кута атаки $\alpha_{кр}$. При цьому вплив на лобовий опір в певному діапазоні кутів атаки невеликий і помітно менший ніж при відхиленні руля висоти вниз у тому ж діапазоні кутів $\alpha = 0...15^{\circ}$. При відхиленні руля висоти вниз дещо збільшується піднімальна сила і значення $C_{y\max}$ при незмінному $\alpha_{кр}$. Із залежностей $m_z = f(\alpha)$

на рис. 6б видно, що ефективність руля висоти $m_z^{\delta\epsilon}$ залишається постійною майже до -26° при відхиленні його вверх в діапазоні кутів атаки $4^{\circ}...12^{\circ}$ і дещо зменшується за межами цього діапазону, залишаючись постійною при відхиленні руля до $-21,5^{\circ}$.

Ефективність руля висоти $m_z^{\delta\epsilon}$ при його відхиленні вниз залишається такою, як і при відхиленні вверх до кута 8° , а далі різко зменшується (в ~ 15 разів) і при відхиленні більше 18° практично відсутня в околі кута атаки 8° . Це явище є наслідком потрапляння горизонтального оперення в аеродинамічну тінь від крила і фюзеляжу. При кутах атаки менше 6° має місце зворотна реакція поздовжнього моменту на відхилення руля висоти більше як 18° . При великих від'ємних значеннях кута атаки, $-12^{\circ} \dots -11,5^{\circ}$, і відхиленні руля висоти до $-21,5^{\circ} \dots -26^{\circ}$ похідна m_z^{α} змінює знак, що свідчить про появу зриву потоку на нижній поверхні горизонтального оперення. При куті відхилення руля висоти на -31° зазначене явище починається на кутах атаки менше -6° .

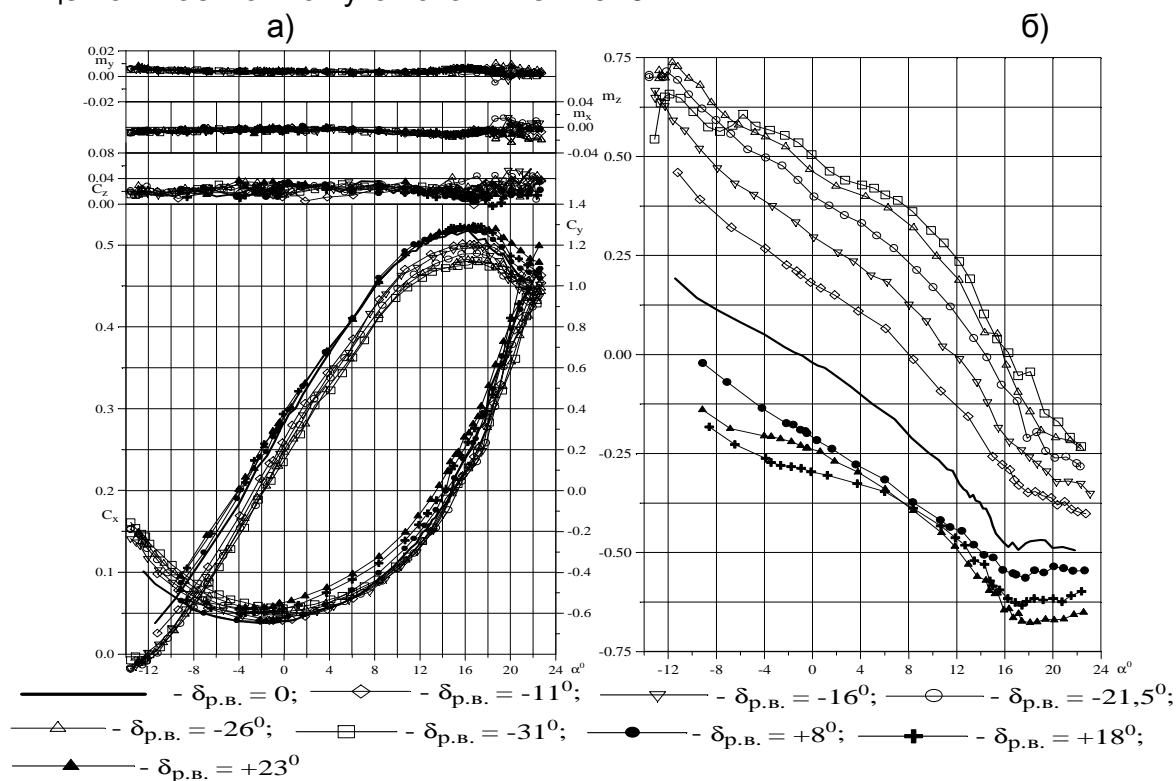


Рис. 6. Вплив відхилення руля висоти: а) - на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки; б) – на зміну коефіцієнту поздовжнього моменту моделі за кутом атаки

Відхилення руля напрямку в польотній конфігурації практично не вплинуло на значення $\alpha_{кр.}$ і не суттєво зменшило значення $C_{y\max}$ при його відхиленні більше 11° . Також має місце збільшення коефіцієнту лобового опору і невеликий позитивний приріст коефіцієнту поздовжнього моменту. Ефективність руля напрямку при створенні моменту рискання m_y залишається постійною до кута відхилення 20° , далі дещо зменшується.

Вплив одночасного відхилення рулів висоти і напрямку на аеродинамічні характеристики в порівнянні з випадками їх окремого відхилення в польотній конфігурації. Одночасне відхилення рулів практично не вплинуло на ефективність кожного з них окремо.

Відхилення флаперону вверх призводить до зменшення піднімальної сили на $0,1 \dots 0,15$ і невеличкого збільшення $\alpha_{кр.}$ на $\sim 0,9^\circ$ при $\delta_{флан.} = -26,5^\circ$. Відхилення флаперону вниз навпаки дещо зменшує $\alpha_{кр.}$ і збільшує піднімальну силу приблизно в тій самій мірі, що і при відхиленні флаперону вверх. Ефективність флаперону при створенні моменту крену m_x суттєво зменшується при його відхиленні вверх понад -17° , а при відхиленні вниз – понад $+22^\circ$. Ефективність флаперону при відхиленні вниз зберігається до критичного кута атаки, а далі різко зменшується внаслідок відриву потоку з верхньої поверхні крила в місці розташування флаперону. При відхиленні флаперону вверх його ефективність падає при від'ємних кутах атаки понад $-4^\circ \dots -6^\circ$ внаслідок відриву потоку з нижньої поверхні крила в місці розташування флаперону.

Різниця у ефективності флаперону при відхиленні вверх і вниз може бути компенсована диференціальним відхиленням правого і лівого флаперонів. Поведінка коефіцієнту моменту рискання m_y за кутом атаки відповідає зміні коефіцієнту лобового опору при відхиленому флапероні.

В конфігурації моделі з відхиленими закрилками на 30° відхилення руля висоти вверх призводить до зменшення піднімальної сили і зменшення критичного кута атаки на $1,3^\circ$ при $\delta_{p.в.} = -31^\circ$. Ефективність руля висоти починає зменшуватися на кутах атаки менших ніж $-0,5^\circ$ при $\delta_{p.в.} = -31^\circ$ внаслідок відриву потоку з нижньої поверхні горизонтального оперення на великих від'ємних кутах атаки, що мають місце внаслідок великого скосу потоку відхиленим закрилком. В межах відхилення руля висоти до $-26,5^\circ$ ефективність руля висоти практично постійна і приблизно така сама, як і в польотній конфігурації в діапазоні кутів атаки від -2° до критичного кута атаки, за виключенням конфігурації з $\delta_{p.в.} = -11^\circ$, де ефективність руля різко впала на кутах атаки більше 9° .

Випуск флаперонів в режимі закрилків на 25° одночасно з випуском закрилків на 30° призвів до збільшення $C_{y\max}$ на $0,2$, критичний кут атаки можна вважати, що не змінився. Вплив відхилення руля висоти на аеродинамічні характеристики залишився той самий, що і в конфігурації з убраними флаперонами при $\delta_3 = 30^\circ$. Випуск флаперонів додав від'ємний приріст до поздовжнього моменту в конфігурації з $\delta_3 = 30^\circ$.

Одночасне відхилення руля висоти і руля напрямку в конфігурації з $\delta_3 = 30^\circ$ на аеродинамічні коефіцієнти в функції кута атаки. Одночасне відхилення рулів не вплинуло на їх ефективність. Плавний відрив потоку на горизонтальному оперенні

при відхиленні руля висоти на $-21,5^{\circ}$ починається на від'ємних кутах атаки менших за -5° . Повертаючись до попередніх графіків зазначимо, що початок відриву потоку при $\delta_{p.в.} = -26^{\circ}$ починається при куті атаки $\sim -2...-2,5^{\circ}$, але характер його дещо інший. Локальний відрив з'являється, але не розвивається до досягнення певного від'ємного кута, після якого відбувається повний відрив.

Досліди бокових характеристик моделі. Вплив кута ковзання проявляється у виникненні бокової сили C_z і моменту рихання m_y , які намагаються зменшити кут ковзання, що свідчить про шляхову статичну стійкість моделі. Відхилення руля висоти практично не вплинуло на зазначені характеристики. Дещо помітний вплив ковзання на коефіцієнт моменту крену при відхиленому рулі висоти внаслідок його затінення вертикальним оперенням. Поздовжній момент по куту ковзання практично незмінний, а значить і ефективність руля висоти, і так само можна сказати про незмінність піднімальної сили, принаймні в межах кута ковзання $\pm 10^{\circ}$.

Досліджено вплив відхилення руля напрямку на аеродинамічні характеристики моделі в залежності від кута ковзання, зменшення статичної шляхової стійкості m_y^{β} до нейтральної при відхиленому рулі напрямку для парирування ковзання на 19° на кутах ковзання більше 8° . Причиною цього є особливості формування потоку на вертикальних кілях і в проміжку між ними на горизонтальному оперенні. Ці особливості проявляються і в помітному прирості поздовжнього моменту на кабрирування і в невеликому прирості моменту крену на навітряний бік. І ще маємо помітний приріст лобового опору внаслідок гальмування потоку в зазорі між кілями при відхилених рулях напрямку для парирування ковзання. Ймовірно зростання тиску на верхній поверхні горизонтального оперення призводить до появи моменту кабрирування.

Відхилення флаперону (елерону) практично не вплинуло на статичну шляхову стійкість і на керованість по крену при зміні кута ковзання. Вплив відхиленого правого флаперону на поздовжній момент буде компенсований одночасним відхиленням лівого флаперону.

Для практичного використання даних трубних випробувань необхідно врахувати зміну параметрів при обдувці крила гвинтами. На рис. 7 показана експлуатаційна поляра безпілотної літака з урахуванням обдувки крила гвинтами.

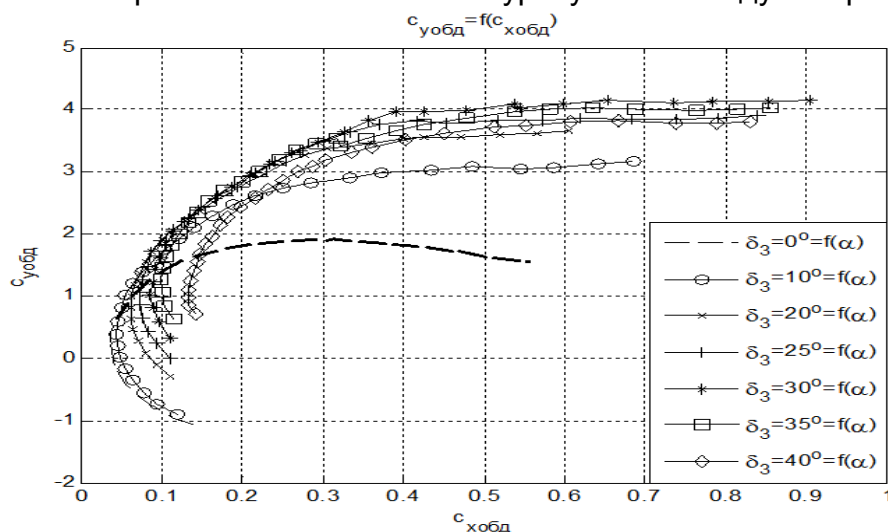


Рис. 7. Експлуатаційна поляра БПЛА з урахуванням обдувки крила гвинтами

Обдувка збільшує аеродинамічну якість з 12,6 до 15,8. Вплив землі і відхилення елеронів на 10^0 підвищує аеродинамічну якість з 11,85 до 18,7.

6. Висновки досліджень аеродинамічних характеристик БПЛА

1. Експериментальні дослідження в аеродинамічній трубі ТАД-2 НАУ визначили аеродинамічні характеристики моделі БПЛА в різних конфігураціях при зміні кута атаки і ковзання таким чином, що по ним можливе обчислення додаткового опору від балансування.

2. Отримані результати зміни коефіцієнтів $c_y = f(\alpha, \delta_3)$, $c_x = f(\alpha, \delta_3)$, $m_z = f(\alpha, \delta_3)$ з урахуванням обдувки крила гвинтами, допоможуть обрати злітну і посадочну конфігурації літака, встановити швидкість звалювання і інші нормовані швидкості для різних конфігурацій літака, обмежити область експлуатаційних кутів атаки, встановити допустимі $\alpha_{дон.}$ і $C_{y доп.}$.

3. Отримані результати зміни аеродинамічних коефіцієнтів при різних відхиленнях органів керування і механізації крила дозволяють об'єктивно встановити межі ефективності органів керування при їх відхиленні, зробити висновок щодо ступеня статичної стійкості літака по куту атаки і ковзання і врахувати при визначенні експлуатаційного діапазону їх зміни.

4. Вплив обдувки крила гвинтами, розрахований по даним трубних досліджень, суттєво підвищує аеродинамічну якість літака у польотній конфігурації з 12,6 до 15,8, а із закрилками 10^0 з 11,85 до 18,7. Отримана таким чином експлуатаційна площа дозволяє розрахувати основні льотно-технічні характеристики БПЛА.

5. Отримані результати забезпечують розробку математичної моделі польоту літака для вирішення задач сертифікації і льотної експлуатації з урахуванням впливу різноманітних експлуатаційних факторів.

Список літератури

1. Справочник авиаконструктора. Аэродинамика самолета Т.1., М.: ЦАГИ, 1937, 280стр.
2. Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н., Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. Новосибирск 1994, 75 стр.
3. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик; под общей редакцией В.И.Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.

Рецензент: проф., д.т.н. Лемко Олег Львович, НТУУ «КПІ», Київ

Поступила в редакцию 14.11.2013

Аеродинамічні характеристики безпілотного літака

Аеродинамічні характеристики безпілотного літака традиційної схеми з низьким розташуванням фюзеляжу досліджений у аеродинамічній трубі малих швидкостей з розміром робочої частини 4x2,5м на моделі з розмахом крила 2м, хордою 0,199м, відносною товщиною профілю 18%. В моделі використаний ламінаризований профіль Wortman FX61-184. Дослідження проведені при швидкості потоку 37 м/с, що дорівнює числу Рейнольдса $3 \cdot 10^5$, та турбулентності потоку 0,9% . Отримані у аеродинамічній трубі результати перераховані з впливом обдувки крила гвинтами, що в значній мірі підвищує аеродинамічну якість з 12,6 до 15,8. Також наведена експлуатаційна поляра моделі БПЛА з урахуванням обдувки крила гвинтами при різних кутах відхилення елеронів.

Ключові слова: безпілотний літак, аеродинамічна труба, аеродинамічні характеристики

Aerodynamic characteristics of unmanned helicopter

Aerodynamic characteristics of high-winged traditional scheme unmanned aerial vehicle were studied in low speed wind tunnel with the size of the working part 4x2.5m on a model with a wingspan 2m, chord 0.199 m, the relative profile thickness 18%. The model used laminarized profile Wortman FX61- 184. Research was carried out at a flow rate 37 m/s, which is equal to the Reynolds number $3 \cdot 10^5$, and turbulent flow 0.9%. Results obtained in the wind tunnel were recalculated with taking into account wing blowing by propellers that greatly enhances the aerodynamic quality from 12.6 to 15.8. Also given unmanned aerial vehicle operational polar with taking into account wing blowing by propellers at different angles of ailerons deflection.

Keywords: unmanned aerial vehicle, wind tunnel, aerodynamic characteristics