УДК 532.517

І.І. Шабрат

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РОЗМІЩЕННЯ МОТОГОНДОЛ ДВИГУНІВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Приведені результати експериментальних досліджень впливу розміщення мотогондол двигунів на аеродинамічні характеристики моделі літального апарата. Дослідження проведені в аеродинамічній трубі Т-1 Харківського університету Повітряних Сил. Обраний метод досліджень – ваговий експеримент. Показано, що розташування мотогондол на бокових крайках крила підвищує аеродинамічну якість літального апарату в цілому. Приріст аеродинамічної якості зумовлений зменшенням впливу кінцевих перетікань крила малого подовження при наявності мотогондоли.

Ключові слова: *мотогондола двигуна, аеродинамічна труба, аеродинамічні характеристики, ваговий експеримент, поляра літального апарату.*

Вступ

Постановка проблеми. Впровадження в проектні роботи по створенню літальних апаратів прийомів автоматизованого проектування, разом із збільшенням можливостей дослідження, часто приводить до втрати розуміння фізичних законів, що визначають вибір різних компоновочних рішень [1]. В той же час, інтенсивний розвиток безпілотних ЛА, розширення задач, що виконуються пілотованими ЛА, розвиток технології зменшення радіолокаційної, інфракрасної, акустичної та оптичної помітності зумовлює необхідність використання «нетрадиційних» компоновочних рішень, аеродинамічні властивості яких вивчені недостатньо повно [2]. Експериментальні методи аерогідродинаміки є засобом отримання повних аеродинамічних характеристик, перевірки адекватності чисельних методів аерогідродинаміки. Висока достовірність результатів, отриманих експериментальними методами, зумовлюють їх вирішальне слово на заключному етапі синтезу компоновок ЛА [3].

Метою статті є експериментальне встановлення ступеня впливу місця розташування мотогондол двигунів на аеродинамічні характеристики моделі надзвукового літального апарату.

Основна частина

Для досліджень використовувалася аеродинамічна труба Т-1 Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба. Атмосферна аеродинамічна труба Т-1 замкнутого типу з відкритою робочою частиною (довжина 1300 мм) має перетин у вигляді восьмигранника (1000х700 мм) і трьохкомпонентні терези ЗКТ-1. На терезах безпосередньо заміряються лобовий опір Ха, підйомна сила Уа і повздовжній момент Mz встановленої моделі.

Труба оснащена системою плавного управління швидкістю потоку в діапазоні від 1,5 до 50 м/с. Фотографії зовнішнього вигляду аеродинамічної труби Т-1 трьохкомпонентних терезів ЗКТ-1 наведені відповідно на рис. 1., рис. 2.

Рис. 1. Зовнішній вигляд робочої частини аеродинамічної труби Т-1

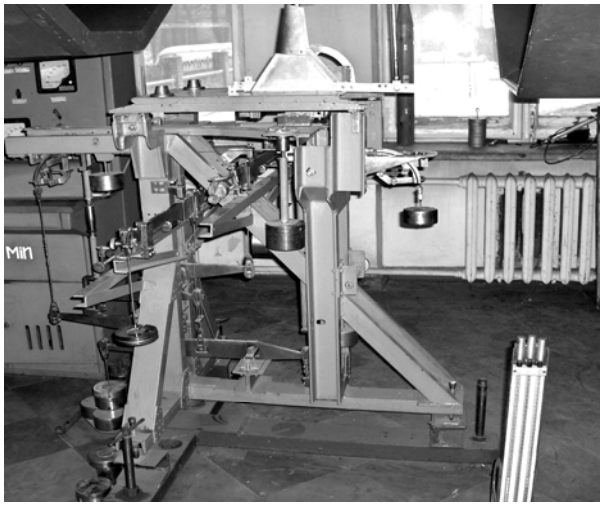

Рис. 2. Зовнішній вигляд терезів ЗКТ-1

© І.І. Шабрат

Для проведення експериментів була використана модель надзвукового неманевреного літального апарату нормальної балансувальної схеми. Трапецієподібне крило моделі малого подовження (0,82 одиниці) та звуження 5 одиниць мало кут стрілоподібності передньої крайки +60°, кут стрілоподібності задньої крайки –10°. Площа крила з урахуванням під фюзеляжної частини складала 0,022 квадратних метри, фюзеляж моделі великого подовження з загостреною носовою та хвостовою частиною. Модель мала хвостове оперення – кіль та стабілізатор відносно великої площі. Досліджувані варіанти розміщення мотогондол двигунів наведені на рис. 3 – 5.

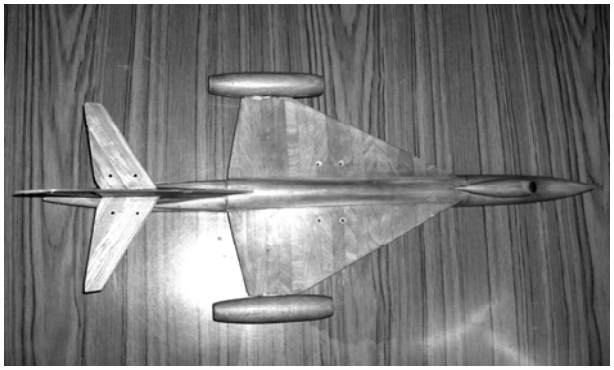

Рис. 3. Розміщення мотогондол двигунів на бічних крайках крила моделі

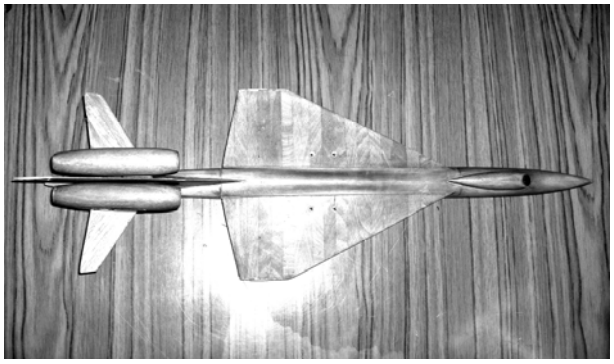

Рис. 4. Розміщення мотогондол двигунів на оперенні моделі

Рис. 5. Розміщення мотогондол двигунів під крилом

Обраний метод досліджень – ваговий експеримент [4, 5]. При проведенні досліджень постійно контролювалася температура і тиск зовнішнього повітря. Швидкість потоку вимірювалася за допомогою координатного пристрою (рис. 6) та класичного рідинного манометру ЦАГИ.

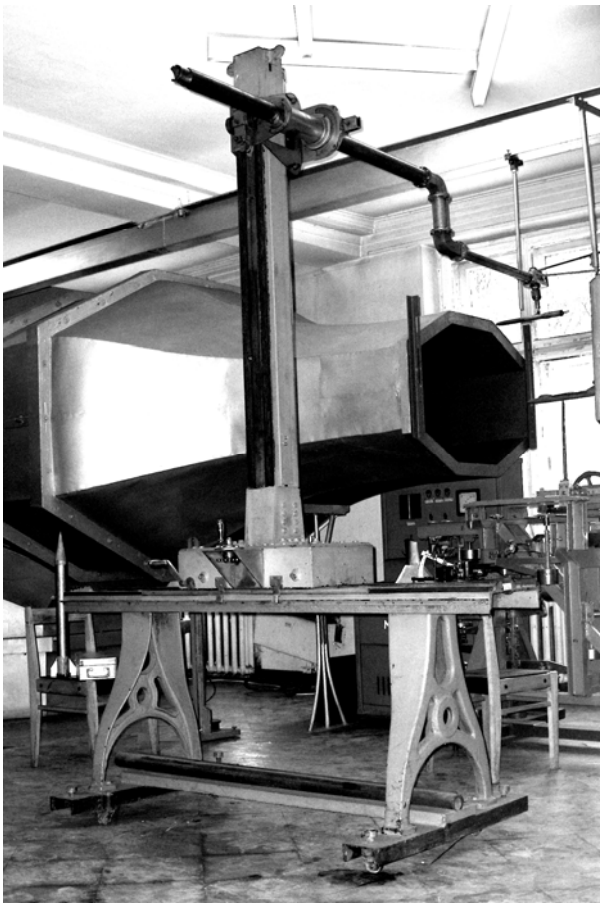

Рис. 6. Зовнішній вигляд координатного пристрою

Діапазон швидкостей, при яких проводилися дослідження склав 17,71…22,65 м/с, що відповідає числам Рейнольдса $\mathrm{Re} \approx 0,35 \cdot 10^6$. Кут атаки моделі змінювався в діапазоні 0°…+14°, що пов'язано з конструктивними обмеженнями терезів ЗКТ-1. В результаті обробки отриманих статистичних даних, врахування поправок на наявність державок моделі, та загромадження потоку моделлю були побудовані залежності коефіцієнта підіймальної сили досліджуваних моделей від кута атаки (рис. 7) поляри (залежності коефіцієнта лобового опору від коефіцієнту підйомної сили) досліджуваних моделей (рис. 8).

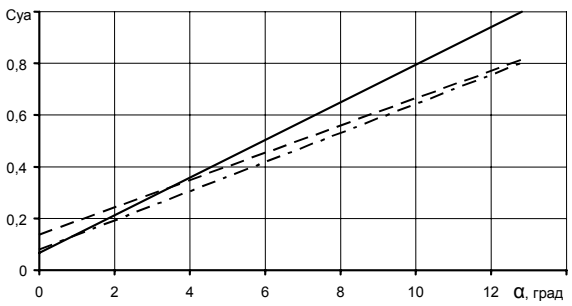

Рис. 7. Залежності коефіцієнта підіймальної сили досліджуваних моделей від кута атаки

На рисунках суцільними лініями позначені характеристики моделі з розміщенням мотогондол двигунів на бічних крайках крила, штрихпунктирними лініями – модель з розміщенням мотогондол двигунів оперенні, штриховими лініями – модель з розміщенням мотогондол двигунів під крилом.

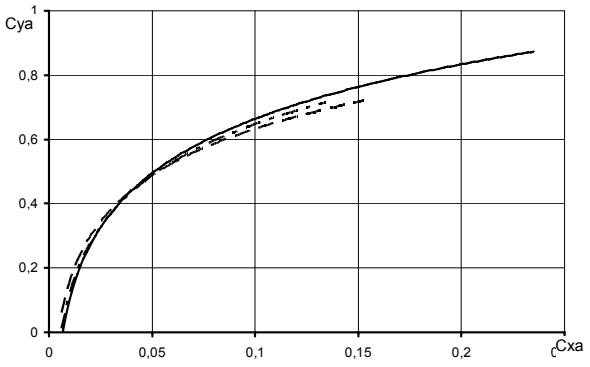

Рис. 8. Поляри досліджуваних моделей

Аналіз наведених даних показує, що наявність мотогондол на бічних крайках крила позитивно впливає на несучі властивості моделі літального апарату. Перевага такого варіанта розміщення зростає при зростанні кута атаки. Варіанти з мотогондолами на оперенні та під крилом мають близькі аеродинамічні характеристики, проте варіант з мотогондолами на оперенні має меншу аеродинамічну якість на більших кутах атаки.

Висновки

1. В аеродинамічній трубі Т-1 Харківського університету Повітряних Сил виконані дослідження аеродинамічних характеристик моделі надзвукового літального апарату нормальної балансувальної схеми при різних варіантах розташування мотогондол двигунів відносно крила і оперення.

2. Показано, що розташування мотогондол двигунів на бічних крайках крил підвищує несучі властивості та аеродинамічну якість моделі на кутах атаки, властивих польотним значенням. Приріст аеродинамічної якості вочевидь зумовлений зменшенням впливу кінцевих перетікань крила малого подовження при наявності мотогондоли.

3. Розташування мотогондол у хвостовій частині має найгірші серед досліджуваних варіантів аеродинамічні властивості на кутах атаки, властивих польотним значенням.

У подальшій роботі передбачається модернізація трьохкомпонентних терезів ЗКТ-1 для розширення діапазону кутів атаки та точності вимірювання аеродинамічних сил і моментів.

Список літератури

1. Андреев Ю.В. Особенности проектирования и перспективы развития маневренных самолетов / Ю.В. Андреев. – М.: МАИ, 1999. – С. 3-9.

2. Анипко О.Б. Показатель радиолокационной заметности для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на радиолокационную заметность / О.Б. Анипко, Е.А. Украинец // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – № 1(52). – С. 7-14.

3. Р.Х. Коркеги Возможности вычислительной аэродинамики и ее влияние на аэродинамический эксперимент / Р.Х. Коркеги //Аэрокосмическая техника. – 1985. – Т. 3, № 8. – С. 3-10.

4. *Закс Н.А. Основы экспериментальной аэродинамики / Н. А. Закс. – М.: Оборонгиз, 1953. – 372 с.*

5. *Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика / А.Н. Радциг. – М.: МАИ, 2004. – 296 с.*

Надійшла до редколегії 20.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ РАЗМЕЩЕНИЯ МОТОГОНДОЛ ДВИГАТЕЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

И.И. Шабрат

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния размещения мотогондол двигателей на аэродинамические характеристики модели летательного аппарата. Исследования проведены в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил. Выбранный метод исследований – весовой эксперимент. Показано, что расположение мотогондол на боковых кромках крыла повышает аэродинамическое качество летательного аппарата в целом. Прирост аэродинамического качества обусловлен уменьшением влияния концевых перетеканий крыла малого удлинения при наличии мотогондоли.

Ключевые слова: *мотогондола двигателя, аэродинамическая труба, аэродинамические характеристики, весовой эксперимент, поляра летательного аппарата.*

EXPERIMENTAL RESEARCHES OF INFLUENCE OF PLACING OF MOTOGONDOLAS OF ENGINES ON AERODYNAMIC DESCRIPTIONS OF MODEL OF AIRCRAFT

I.I.. Shabrat

The results of experimental researches of influencing of placing of the engine nacelles on aerodynamic descriptions of model of aircraft are showed. Researches are conducted in the wind-channel T-1 of Kharkov university of Air Forces. The chosen method of researches – gravimetric experiment. It is shown, that the location of engine nacelles on the lateral edges of wing promotes aerodynamic quality of aircraft in general. The increase of aerodynamic quality is conditioned by reduction of influencing of overflowing at the end of the over brim wing of the small lengthening in case of presence of the engine nacelle.

Keywords: *motogondola of engine, wind-channel, aerodynamic descriptions, gravimetric experiment, поляра of aircraft.*