

УДК 629.7.016.52

О.Л. Бурсала

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба

ВПЛИВ ПОЛЯ ЗБУРЕНИХ ТИСКІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ ВИСОТИ ТА ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ

Досліджено та розраховано вплив поля збурених тисків під час польоту навчально-тренувального літака типу Л-39 на аеродинамічні похибки вимірювання висоти та швидкості польоту і на похибки запізнення тиску у трубопроводах системи повітряних сигналів.

аеродинамічні похибки, похибки запізнення тиску, докритичний діапазон

Вступ

Постановка задачі та аналіз літератури. Параметри повітряного потоку, що вимірюються датчиками системи повітряних сигналів літального апарату (ЛА), відрізняються від істинних [1] на значення сумарної похибки ΔX , що виникає внаслідок інструментальних похибок вимірювальних приладів, зміни розподілу тиску по поверхні приймача повітряного тиску (ППТ) в районі приймальних отворів та запізнення показань вимірювальних приладів:

$$X_i = X - \Delta X, \quad (1)$$

де X_i – істинне значення параметра; X – результат вимірювання параметра [2].

Інструментальні похибки вимірювальних приладів враховуються шляхом градування та перевірки засобів вимірювальної техніки.

Компенсація аеродинамічних похибок, зумовлених особливостями обтікання ЛА потоком повітря в районі ППТ, проводиться за допомогою застосування приймачів повітряного тиску з аеродинамічною компенсацією похибок та врахування аеродинамічних поправок, які визначаються шляхом льотних випробувань відомими методами [1]. Наявність вертикальної швидкості призводить до збільшення значень похибок, особливо на режимах, що перевищують максимальні експлуатаційні вертикальні швидкості польоту [3].

Похибки запізнення тиску, що виникають через тертя повітря у трубопроводах, призводять до значних помилок у визначенні висоти, швидкості та чис-

ла M польоту. Тому до заміряних значень цих параметрів необхідно додавати відповідні поправки на запізнення тиску.

У наш час все більше поширюються розрахункові методи визначення аеродинамічних поправок [4]. Суттєва перевага їх полягає у значному здешевленні процесу випробувань ЛА.

Метою статті є дослідження впливу поля збурених тисків навчально-тренувального літака типу Л-39 на точність визначення висоти та швидкості польоту з урахуванням поправок на запізнення за допомогою ППТ, встановленого на крилі, у докритичному діапазоні швидкостей.

Основний матеріал

Під час польоту ЛА поле збуреного тиску суттєво впливає на роботу приймача повітряного тиску, встановленого на крилі [1]. У даній роботі приведені результати досліджень впливу збурень від ЛА, який моделюється тілесним компонуванням, на роботу ідеального ППТ на крилі з урахуванням стискуваності газу у докритичному діапазоні швидкостей та з компенсацією похибок запізнення тиску. Поправки на запізнення тиску розраховувалися за методикою [5].

Дослідження аеродинамічних поправок проводилися на базі методики, описаної у роботі [4] для ППТ на крилі навчально-тренувального літака Л-39. При цьому тілесні крила літака Л-39 моделювалися 280 особливостями, об'ємний фюзеляж – 320 особливостями, оперення – 150 особливостями. Були розраховані поля збурених тисків у районі статично-

го отвору ППТ у діапазоні кутів атаки α від -4 до 20° та чисел Маха набігаючого потоку M_∞ від $0,1$ до $0,7$. На основі отриманих значень були розраховані відносні аеродинамічні поправки $\delta\bar{P}_a$ та потім перераховані у значення аеродинамічних поправок до висоти та швидкості польоту літака. На рис. 1 наведена залежність аеродинамічної поправки до висоти польоту δH_a від числа Маха незбуреного потоку, отриманої розрахунковим шляхом (суцільна лінія), у порівнянні з даними льотних випробувань (точки).

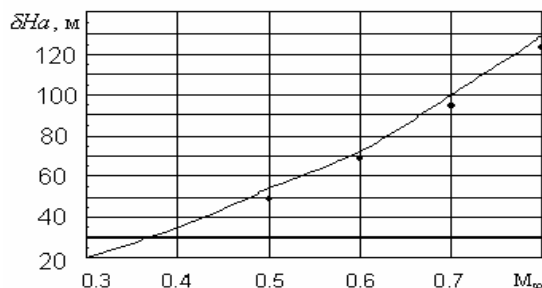


Рис. 1. Аеродинамічні поправки ППТ літака Л-39

Аеродинамічні похибки датчиків бортової системи виміру аеродинамічних кутів флюгерного типу виникають внаслідок відмінності у напрямках місцевого та набігаючого потоків повітря. Отже, для визначення аеродинамічних похибок датчиків аеродинамічних кутів необхідно обчислити місцеві кути атаки у районі установки флюгарки.

На рис. 2 наведена тарировальна залежність датчика кута атаки ДУА-3А від кута атаки літака. На цьому ж рисунку точками показані дані льотних випробувань.

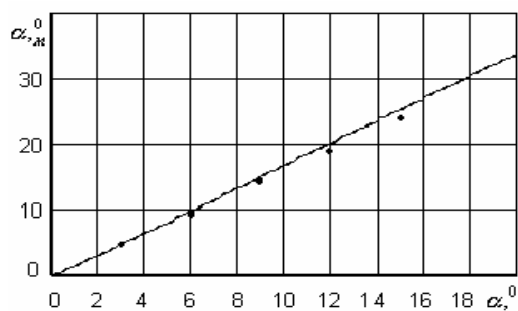


Рис. 2. Тарировальна залежність ДУА-3А

Аналіз отриманих даних показує, що розузгодження результатів чисельного моделювання з даними льотних випробувань складає:

– до $4,5\%$ при визначенні аеродинамічних поправок виносних ППТ;

– до $5,5\%$ при визначенні тарировальної залежності датчика аеродинамічних кутів флюгерного типу.

Стискуваність газу призводить до збільшення нестабільності значень $\delta\bar{P}_a$ по куту атаки у порівнянні з випадком нестискуваного газу.

Так, якщо зміна значення $\delta\bar{P}_a$ при збільшенні кута атаки від -4° до 4° складає $0,018$ одиниць для

випадку $M_\infty = 0,1$ (нестискуваний газ), то відповідна зміна $\delta\bar{P}_a$ для випадку $M_\infty = 0,7$ складає $0,026$ одиниць. Тобто різниця у зміні $\delta\bar{P}_a$ для швидкості польоту з $M_\infty = 0,7$ у порівнянні з $M_\infty = 0,1$ складає $0,008$ одиниць, що відповідає значенню аеродинамічної поправки до висоти польоту $\delta H_a = 150$ метрів (для $H = 1000$ м).

Також були розраховані поправки на запізнення тиску літака типу Л-39 у залежності від вертикальної швидкості та висоти польоту. Результати розрахунку поправок на запізнення тиску до висоти польоту δH_3 наведені у табл. 1.

Таблиця 1

Поправки на запізнення до висоти польоту літака

V_y , м/с	H, м			
	0	1000	2000	3000
50	39	44	48	58
75	58	65	75	80
100	83	88	98	114

Висновки

Таким чином, отримані результати свідчать про суттєвий вплив поля збурених тисків від ЛА на роботу ППТ, встановленого на крилі, у докритичному діапазоні швидкостей. Аеродинамічні похибки та похибки на запізнення тиску у трубопроводах повинні враховуватися у комплексі та визначатися в усьому діапазоні висот і швидкостей польоту літака. У подальшому планується розробити методику комплексного розрахунку аеродинамічних та динамічних похибок системи повітряних сигналів літальних апаратів.

Список літератури

1. Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний. – М.: Машиностроение, 1985. – 416 с.
2. Чинков В.М. Основы метрологии та вимірювальної техніки. – Х.: ХВУ, 2001. – 424 с.
3. Бурсала А.Л., Бурсала Е.А., Климишен А.О., Табуненко В.А. Применение сеточно-характеристического метода для расчета кривых спада разрежения в измерительных системах воздушных параметров // Моделирование та інформаційні технології. – К.: ППМЕ, 2005. – С. 23-26.
4. Медведев В.К., Калкаманов С.А., Бурсала А.Л. Комплексное моделирование на ЭВМ погрешностей бортовых аэрометрических приборов // Вопросы проектирования и производства конструкций ЛА. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2002. – Вып. 28 (1). – С. 138-141.
5. Бурсала А.Л., Ключников И.Н. Расчет поправок на запаздывание давления маневренных летательных аппаратов // Збірник наукових праць ХУ ПС. – Х.: ХУ ПС, 2006. – Вып. 2 (8). – С. 31-33.

Надійшла до редколегії 21.03.2007

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