

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  $\Delta X$ , 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  $\alpha$  від  $-4$  до  $20^\circ$  та чисел Маха набігаючого потоку  $M_\infty$  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  $\delta H_a$  від числа Маха незбуреного потоку, отриманої розрахунковим шляхом (суцільна лінія), у порівнянні з даними льотних випробувань (точки).

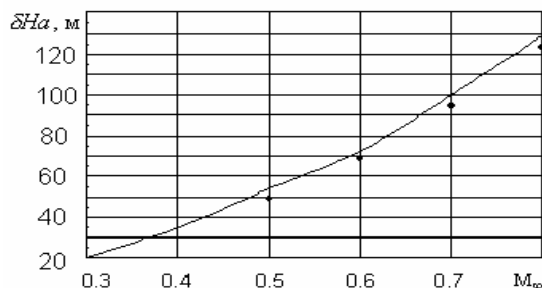


Рис. 1. Аеродинамічні поправки ППТ літака Л-39

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.

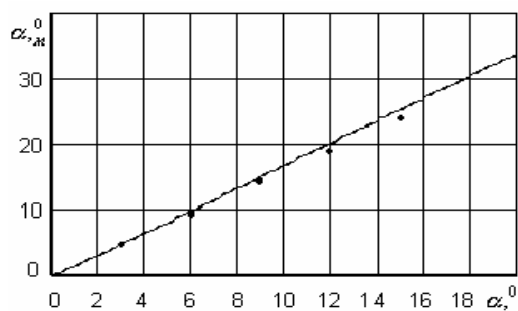


Рис. 2. Тарировальна залежність ДУА-3А

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  $-4^\circ$  до  $4^\circ$  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  $\delta H_3$  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.