

# Розвиток, бойове застосування та озброєння авіації

УДК 629.7.016.5

О.Л. Бурсала, О.І. Кремешний, Р.М. Чигрин

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

## ВИБІР РАЦІОНАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ТРУБОПРОВІДІВ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА СУ-27

*Приведені результати розрахунків коефіцієнта запізнення статичного тиску та поправок на запізнення тиску до висоти та швидкості польоту літака типу Су-27 за допомогою методики визначення газодинамічних параметрів. Показані результати розрахунків тиску в системі з різними геометричними параметрами, вибрані раціональні. Вимірювальна система повітряних параметрів з новими діаметрами трубопроводів має кращі інерційні характеристики. Отримані результати можуть бути використані при проведенні модернізації літака для підвищення точності вимірювання параметрів польоту.*

**Ключові слова:** вимірювальна система, похибка запізнення тиску, коефіцієнт запізнення.

### Вступ

#### Постановка проблеми та аналіз літератури.

Незважаючи на те, що всі типи бойових літаків Повітряних Сил ЗС України ще відносяться до сучасних бойових авіаційних комплексів, з кожним роком їх можливості поступово відстають від нових тактико-технічних вимог. Основна кількість бойових літаків знаходиться в експлуатації від 17 до 25 років.

Головним напрямом підвищення тактико-технічних характеристик існуючого парку літальних апаратів є їх модернізація, спрямована на удосконалення можливостей обладнання літаків, яке б забезпечувало ефективне виконання авіацією поставлених завдань з застосуванням високоточної зброї як на території України так і за її межами. Модернізація існуючого парку авіаційної техніки з метою підвищення її бойових можливостей, відновлення встановленого ресурсу відноситься до основних напрямів розвитку озброєння та військової техніки Повітряних Сил.

Рішення комплексу задач з модернізації літаків нерозривно пов'язане з необхідністю підвищення точності вимірювання повітряних параметрів. Для вирішення таких задач необхідне достовірне знання похибок вимірювання висоти польоту, швидкості та числа Маха і введення значень відповідних поправок: інструментальних [1], аеродинамічних [2] та на запізнення тиску [3].

Серед похибок вимірювання первинних повітряних параметрів важливе місце займають похибки запізнення у передачі тиску від приймача повітряного тиску (ППТ) до датчиків та вимірювальних приладів при маневруванні літака, зумовлені тертям повітря в пневматичних системах. Для сучасних

літаків - винищувачів помилки в показаннях вимірювальних приладів через запізнення тиску при великих вертикальних швидкостях досягають за висотою – 1000 метрів, за швидкістю – 40 км/год, за числом Маха – 0,1 [4].

Визначення поправок на запізнення вимірювальних систем повітряних параметрів (ВСПП) у наш час засновано на проведенні експериментальних досліджень у процесі заводських випробувань літальних апаратів (ЛА) з використанням спеціального обладнання [5], що потребує значних як економічних, так і часових затрат. Така методика має обмежений діапазон застосування, оскільки дозволяє проводити дослідження запізнення тиску лише для виготовлених систем, в той час як при модернізації літаків представляють інтерес аналіз відповідності систем, що проектуються, вимогам по забезпеченню мінімальних значень похибок запізнення та проведення попередньої оцінки значень поправок ВСПП.

**Метою статті** є визначення поправок на запізнення тиску до вимірів висоти та швидкості польоту літака типу Су-27 розрахунковим шляхом та вибір раціональних геометричних параметрів трубопроводів ВСПП, які можуть бути використані при модернізації літака для зменшення похибок запізнення та підвищення точності виміру параметрів польоту

### Викладення основного матеріалу

Значення похибок вимірювання висоти польоту сучасного винищувача типу Су-27 для режимів експлуатаційного діапазону висот і швидкостей польоту показано на рисунку 1 [6]. Максимальне значення похибки запізнення показань приладів відповідає вертикальній швидкості  $V_y = 200$  м/с. Знаки “+” і “-” відповідають режимам набору висоти та зниження

літака Значення інструментальних похибок обчислювачів вимірювальних систем повітряних параметрів, наприклад, за висотою польоту, складають 7...130 метрів для діапазону  $H = 0...15000$  м. Інструментальні похибки вимірювань висотоміра ВД-28К  $\Delta H_{\text{інс}}$  для режиму горизонтального польоту складають від 20 до 200 метрів, наявність вертикальної швидкості при маневруванні ЛА призводить до збільшення значень інструментальних похибок. Зміна

розподілу тиску по поверхні ППТ в районі приймальних отворів визначається значеннями аеродинамічних похибок, які у загальному випадку являють собою сукупність окремих складових, що залежать від швидкості (числа  $M$ ) польоту, висоти польоту, кутів атаки та ковзання. Сучасні приймачі повітряного тиску проектується з компенсацією аеродинамічних похибок, тому для режимів горизонтального польоту значення таких похибок досить малі.

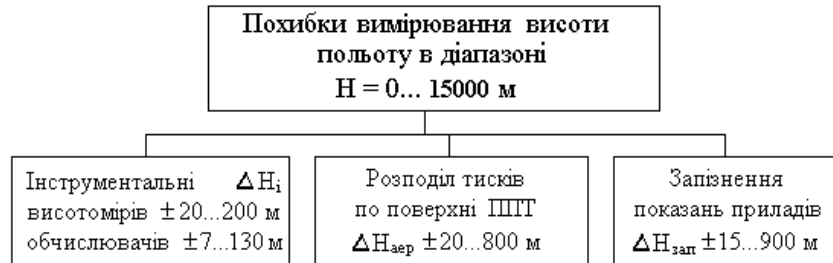


Рис. 1. Похибки вимірювання висоти польоту літака Су-27

Значення аеродинамічних похибок вимірювання висоти польоту  $\Delta H_{\text{аер}}$  приймача повітряного тиску ПВД-18М, що встановлений на літаку типу Су-27, для режиму горизонтального польоту з числом  $M = 0,7$  складають від 20 до 240 метрів. При наявності вертикальної швидкості під час виконання маневрів літака та збільшенні швидкості польоту значення аеродинамічних похибок збільшуються.

Значення похибок показань вимірювальних приладів через запізнення статичного тиску у трубопроводах ВСПП можуть досягати за висотою польоту до 1600 метрів при великих вертикальних швидкостях. Для маневреного винишувача типу Су-27 значення похибок вимірювання висоти польоту через запізнення тиску  $\Delta H_{\text{зап}}$  складають від 41 метрів при  $H = 0$  і вертикальній швидкості  $V_y = 50$  м/с до 1615 м при  $H = 15000$  м і  $V_y = 250$  м/с [7].

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 та поширеними барометричними та швидкісними методами [2].

Визначення поправок на запізнення тиску ВСПП за допомогою існуючих методик не дозволяє компенсувати похибки запізнення з необхідною точністю. Після врахування поправок на запізнення тиску при вимірюванні висоти польоту для ВСПП літака типу Су-27 залишаються похибки, значення яких наведено у табл. 1 [7].

Похибки запізнення тиску в трубопроводах ВСПП мають домінуюче значення над інструмен-

тальними та аеродинамічними похибками при вимірюванні висотно-швидкісних параметрів сучасних літальних апаратах.

Таблиця 1

Похибки вимірювання висоти польоту через запізнення тиску маневреного винишувача типу Су-27 після врахування поправки

$V_y$ , м/с	H, м				
	0	4000	8000	12000	15000
50	5	10	22	38	60
100	9	16	34	56	120
150	14	27	51	106	187
200	23	40	94	160	294
250	44	77	147	250	470

Існує три напрямки розв'язання проблеми підвищення точності визначення висотно-швидкісних параметрів, пов'язаної з запізненням пневматичних систем: конструктивні зміни геометричних параметрів трубопроводів вимірювальних систем повітряних параметрів; використання комплексів різних вимірювальних систем; розрахунок запізнення математичним шляхом.

Найбільш перспективним є третій напрямок, в основі якого лежить компенсація впливу запізнення алгоритмічним шляхом. Головне ускладнення полягає у необхідності створення математичної моделі розрахунку течії газу у складних трубопровідних системах з наявністю значної кількості розривів геометричних параметрів та пружних елементів мембран вимірювальних приладів сучасним науково-методичним апаратом з необхідною точністю та швидкодією, щоб мати змогу застосовувати таку модель на борту ЛА при визначенні поправок на запізнення тиску вимірювальних систем.

Методика розрахунку газодинамічних параметрів внутрішніх течій [8] дозволяє визначати запізнення статичного тиску в системах літальних апаратів розрахунковим шляхом, без проведення експериментів, що, у свою чергу, дозволяє проводити дослідження по зниженню інерційності вимірювальних систем повітряних параметрів.

За результатами розрахунків похибки запізнення тиску вимірювальної системи повітряних параметрів літака типу Су-27 складають від 425 Па при  $V_y = 50$  м/с до 3800 Па при  $V_y = 300$  м/с.

З розрахованих кривих спаду розрідження  $\delta P = f(t)$  через залежність  $\ln \delta P = f(t)$  коефіцієнт запізнення  $\lambda$  визначається за формулою [5]:

$$\lambda = \frac{dt}{d(\ln \delta P)}. \quad (1)$$

Для випадку, коли розрахунок кривих спаду розрідження проводиться для умов, відмінних від стандартних, необхідно коефіцієнти  $\lambda$ , отримані по формулі (1), привести до параметрів стандартної атмосфери за формулою

$$\lambda_{\bar{n}} = \left( \frac{D_{\delta \text{àèò}}}{D_{\bar{n}}} \right) \cdot \left( \frac{\dot{O}_{\bar{n}}}{\dot{O}_{\delta \text{àèò}}} \right) \cdot \lambda, \quad (2)$$

де  $P_{\text{факт}}$ ,  $T_{\text{факт}}$  – тиск і температура відповідно, які задаються в початкових умовах розрахунку;  $P_c$ ,  $T_c$  – параметри біля землі.

Отримана залежність коефіцієнта  $\lambda$  від перепаду тиску  $\delta P_0$  використовується для розрахунку поправок до висоти і швидкості польоту.

Запізнення тиску залежить від геометричних параметрів елементів системи. Визначимо раціональні геометричні параметри трубопроводів вимірювальної системи повітряних параметрів літака Су-27 для зменшення запізнення.

Сучасний літак оснащений різними системами. Задача їх розміщення і взаємної ув'язки є складною. Тому покладемо незмінній у вимірювальній системі повітряних параметрів конструкцію безпосередньо вимірювальних приладів і довжин трубопроводів. Єдиним параметром, який змінюється, буде діаметр з'єднувальних трубопроводів.

Аналіз розрахункової схеми вимірювальної системи повітряних параметрів літака Су-27, показаної на рис. 2 [9], дозволяє виділити два трубопроводи, що мають велику в порівнянні з іншими протяжність. Це трубопроводи № 3 і № 16.

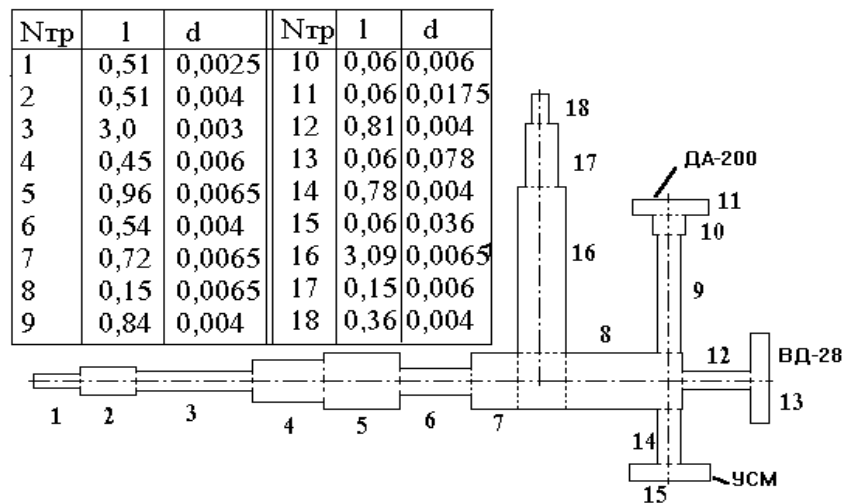


Рис. 2. Схема підведення статичного тиску літака Су-27

Сумарна їх довжина досягає 50% довжини системи, тоді як частка довжини по загальній протяжності, що залишилася, доводиться на інші 16.

Зміна геометричних параметрів трубопроводів вимірювальної системи в деяких випадках спричиняє за собою збільшення маси літального апарату. Тому модернізацію системи необхідно проводити так, щоб в результаті її маса не змінювалася. Виберемо у якості змінюваного параметру діаметр 3-го трубопроводу  $d_3$ , початковий діаметр якого  $d_3=0,003$  метри. Набір значень діаметрів для нього: 0,004м; 0,005м; 0,006м; 0,0065м.

З умови незмінності маси системи визначаємо відповідні діаметри для  $d_{16}$ : 0,0055м; 0,0045м; 0,004м; 0,0035м; початковий діаметр – 0,0065м. Ре-

зультати розрахунку часу встановлення нового тиску в системі  $t_{\text{вст}}$  для отриманих варіантів конструктивної побудови показані в табл. 2.

Таблиця 2

Розрахунок часу встановлення нового тиску

Варіант	$d_3$ , м	$d_{16}$ , м	$t_{\text{вст}}$ , с
Початковий	0,003	0,0065	0,88
1	0,004	0,0055	0,8
2	0,005	0,0045	0,75
3	0,006	0,004	0,685
4	0,0065	0,0035	0,7

Найменший час встановлення тиску виходить при 3-му варіанті для діаметрів  $d_3=0,006$  м і

$d_{16} = 0,004$  метри. Збільшення  $t_{уст}$  при 4-му варіанті викликано зменшенням діаметра  $d_{16}$  менше раціонального.

Проведені розрахунки кривих спаду розрідження вимірювальної системи повітряних параметрів літака Су-27 і системи з вибраними раціональними геометричними параметрами. Для отриманих результатів по формулі (1) визначені коефіцієнти запізнення  $\lambda$  і перераховані по формулі (2) в коефіцієнти  $\lambda_c$  для стандартних умов.

Результати розрахунку коефіцієнтів  $\lambda_c$  приведені в табл. 3.

Таблиця 3  
Коефіцієнти запізнення тиску

$\delta P$ , Па	$\lambda_c$ , с, системи Су-27	$\lambda_c$ , с, системи з раціональними параметрами
1330	0,63	0,59
2660	0,83	0,79
4000	0,885	0,85
5330	0,9	0,86

За даними розрахунків побудована залежність  $\lambda_c = f(\delta P)$ , показана на рис. 3, де крива 1 – залежність  $\lambda_c = f(\delta P)$  для вимірювальної системи літака Су-27, а крива 2 – для системи з новими геометричними параметрами.

Крива для системи з раціональними геометричними параметрами лежить нижче кривої для початкової системи. Запропонована вимірювальна система повітряних параметрів має меншу інерційність в порівнянні з існуючою.

Знайдені раціональні геометричні параметри вимірювальної системи повітряних параметрів літака типу Су-27 дозволяють прогнозувати зменшення коефіцієнтів запізнення до 20% при великих перепадах тиску, похибки вимірювання тиску зменшуються до 375 Па при  $V_y = 50$  м/с і 3000 Па при  $V_y = 300$  м/с.

Значення похибок вимірювання висоти польоту вимірювальної системи повітряних параметрів з запропонованими раціональними геометричними параметрами трубопроводів підведення статичного тиску порівняно зі значеннями похибок вимірювання висоти польоту для ВСПП літака типу Су-27 (у дужках) наведено у табл. 4 без врахування поправок на запізнення.

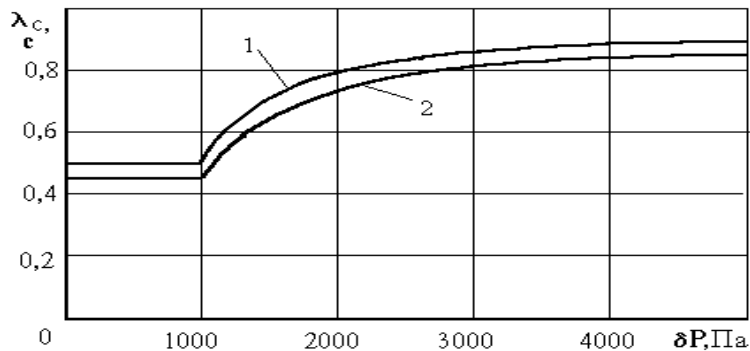


Рис. 3. Розрахункові значення коефіцієнта запізнення

Таблиця 4  
Похибки вимірювання висоти польоту через запізнення тиску ВСПП з раціональними геометричними параметрами трубопроводів

$V_y$ , м/с	H, м				
	0	4000	8000	12000	15000
50	31 (41)	47 (62)	81 (104)	136 (175)	261 (326)
100	64 (84)	100 (130)	167 (214)	283 (354)	438 (533)
150	119 (154)	172 (221)	251 (313)	454 (553)	672 (800)
200	181 (231)	249 (312)	400 (487)	606 (722)	977 (1149)
250	247 (309)	367 (447)	572 (681)	853 (1004)	1373 (1617)

Похибки вимірювання висоти польоту через запізнення тиску вимірювальної системи повітряних параметрів зі знайденими раціональними геометричними параметрами трубопроводів статичного тиску

після врахування поправок менші за значення похибок ВСПП літака типу Су-27.

Окрім цього, розраховані значення похибок вимірювальних систем повітряних параметрів з ра-

ціональними геометричними параметрами трубопроводів є одного порядку з інструментальними та аеродинамічними похибками.

Для подальшого підвищення точності вимірювальних систем повітряних параметрів необхідно зменшувати інструментальні похибки вимірювальних приладів та аеродинамічні похибки приймачів повітряного тиску.

### Висновки

Моделювання течії газу у трубопроводах ВСПП з метою пошуку заходів щодо зменшення запізнення в передачі статичного тиску на літаку типу Су-27 показало, що раціональними діаметрами є:  $d_3 = 0,006\text{м}$ ;  $d_{16} = 0,004\text{м}$ .

ВСПП з новими діаметрами трубопроводів тиску має менше запізнення та помилки у визначенні параметрів польоту у порівнянні з системою літака типу Су-27. Запропоновані раціональні геометричні параметри системи літака типу Су-27 дозволяють прогнозувати зменшення коефіцієнтів запізнення та похибок запізнення на значення до 20%, що призводить до зменшення сумарної похибки вимірювань висотно-швидкісних параметрів.

Використання знайдених раціональних геометричних параметрів трубопроводів під час проведення модернізації літака призведе до зменшення похибки вимірювання висотно-швидкісних параметрів.

У подальшому розроблений спосіб підвищення точності вимірювання параметрів польоту може бути застосований при модернізації усіх типів бойових літаків Повітряних Сил Збройних Сил України.

### Список літератури

1. Агеев В.М. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование / В.М. Агеев, Н.В. Павлова. – М.: Машиностроение, 1990. – 432 с.
2. Паиковский И.М. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний / И.М. Паиковский, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский. – М.: Машиностроение, 1985. – 416 с.
3. Харин Е.Г. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования / Е.Г. Харин, П.М. Цветков, В.Н. Волков и др. – М.: Машиностроение, 1986. – 136 с.
4. Бурсала О.Л. Розрахунок поправок на запізнення тиску маневрених літальних апаратів / О.Л. Бурсала, І.М. Ключніков // Збірник наукових праць ХУПС. – Х.: ХУПС, 2006. – Вип. 2 (8). – С. 212-214.
5. Калиниченко Б.В. Летные характеристики самолетов с ГТД / Б.В. Калиниченко. – М.: Машиностроение, 1986. – 144 с.
6. Изделие 10С. Руководство по технической эксплуатации № 10С. Книга 8. Авиационное оборудование. – В 8 ч. Ч. 2., 1983. – 120 с.
7. Методическое пособие. Обработка и анализ материалов объективного контроля изделия Т-10. – Б.м. Б.и., 1987. – 160 с.
8. Бурсала О.Л. Математична модель неусталеної течії в'язкого газу у складних трубопровідних системах / О.Л. Бурсала, А.Г. Зінченко // Збірник наукових праць ХІЛ ВПС. – Х.: ХІЛ, 1998. – Вип. 1. – С. 126-130.
9. Альбом формулярных схем 10С. – Б.м. Б.и., 1983. – 62 с..

Надійшла до редколегії 7.04.2009

**Рецензент:** д-р техн. наук, ст. наук співр. О.Б. Леонтъев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

### ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРУБОПРОВОДОВ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА СУ-27

А.Л. Бурсала, А.И. Кремешный, Р.Н. Чигрин

Приведены результаты расчетов коэффициента запаздывания статического давления и поправок на запаздывание давления к высоте и скорости полета самолета Су-27 при помощи методики определения газодинамических параметров. Показаны результаты расчета давления в системе с различными геометрическими параметрами, выбраны рациональные. Измерительная система воздушных параметров с новыми диаметрами трубопроводов имеет улучшенные инерционные характеристики. Полученные результаты могут быть использованы при проведении модернизации самолета для повышения точности измерения параметров полета.

**Ключевые слова:** измерительная система, погрешность запаздывания давления, коэффициент запаздывания.

### CHOICE OF PIPELINES RATIONAL PARAMETERS OF THE AIR PARAMETERS MEASURING SYSTEM AIRCRAFT SU-27

A.L. Bursala, A.I. Kremeshniy, R.N. Chigrin

The results of delay coefficient computations of static pressure and amendments on the delay of pressure to the flight height and speed of aircraft Su-27 through the method of determination of gas-dynamic parameters are resulted. The results of pressure computation in the system with different geometrical parameters are shown, the rational are chosen. The measuring system of air parameters with new pipelines diameters has the improved inertia descriptions. The got results can be used for modernization of aircraft in rising of flight parameters measuring exactness.

**Keywords:** measuring system, error of pressure delay, delay coefficient.