

629.73

K55

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Национальний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

А.О. Кобилянський, В.М. Желдоченко

ДЕЯКІ ЕКОНОМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКІВ

Навчальний посібник

Научно-техническая  
Библиотека  
"ХАИ"



mt0184563

**НАУКОВО-ТЕХНІЧНА  
БІБЛІОТЕКА**  
Национального аерокосмічного  
університету ім. М.С.Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Харків "ХАИ" 2001

УДК 629.735.33.02.003 + 838.45:629.73 (075.8)  
Деякі економічні характеристики літаків / А.О. Кобилянський,  
В.М. Желдоченко. – Навч. посібник. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т  
"Харк. авіац. ін-т", 2001 р. – 22 с.

Наведено дані вартості: маси порожнього спорядженого літака, одного пасажирського місця, одиниці тяги або потужності двигунів, одиниці маси бортового радіоелектронного обладнання. Викладено метод визначення паливної ефективності пасажирських, транспортних і бойових літаків, наближений метод знаходження середньорічного рівня інфляції. Вміщено рекомендації по використанню наведених даних.

Для студентів спеціальності 7.100101, що виконують лабораторні роботи, курсові та дипломні проекти.

Табл. 1. Бібліогр.: 16 назв

Рецензенти: канд. техн. наук, доц. С.В. Шевченко  
канд. техн. наук, доц. В.М. Онищенко

НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ  
УНІВЕРСИТЕТ  
ІМ. М.С. ЖУКОВСЬКОГО

© Національний аерокосмічний університет  
ім. М.С. Жуковського  
"Харківський авіаційний інститут", 2001 р.

## ЗМІСТ

## ВСТУП

1. Вартість літаків різних типів	4
1.1. Вартість воєнних літаків	5
1.1.1. Дозвукові винищувачі-бомбардувальники, штурмовики, учбово-бойові літаки	5
1.1.2. Надзвукові винищувачі 50–60-х років	5
1.1.3. Надзвукові винищувачі 60–70-х років	5
1.1.4. Надзвукові винищувачі 70–80-х років	5
1.1.5. Бомбардувальники	5
1.1.6. Військово-транспортні літаки	5
1.1.7. Розвідувальні літаки, командні пункти, літаки ПЧО, ДРЛВ, літаки спостереження і зв'язку	5
1.1.8. Малопомітні літаки	5
1.2. Вартість пасажирських літаків	6
1.2.1. Регіональні пасажирські літаки	6
1.2.2. Пасажирські літаки з ТРДД	6
2. Вартість авіаційних двигунів	7
2.1. Вартість поршневих двигунів (ПД)	8
2.2. Вартість турбогвинтових двигунів (ТГД)	8
2.3. Вартість двоконтурних турбореактивних двигунів (ТРДД)	8
3. Вартість бортового радіоелектронного обладнання (БРЕО)	8
4. Паливна ефективність пасажирських літаків	10
4.1. Метод визначення паливної ефективності літаків	10
4.1.1. Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків з ТГД	11
4.1.2. Паливна ефективність пасажирських літаків з ТРДД	11
5. Визначення середньорічного рівня інфляції	12
6. Розрахунки паливної ефективності літаків	13
6.1. Перелік початкових даних для розрахунків	13
6.2. Пасажирські та транспортні літаки з ТРДД	15
6.3. Пасажирські та транспортні літаки з ТГД	17
6.4. Бойові літаки	18
7. Висновки	20
Список використаної літератури	21

## ВСТУП

Цей посібник являє собою результат обробки статистичних даних стосовно вартості різних типів літаків і паливної ефективності пасажирських літаків. Наведено тільки середні кількісні дані без аналізу фізичних залежностей і причин змінювання тих чи інших даних вартості літаків та їх паливної ефективності.

Нижче подано дані щодо вартості літаків воєнного призначення – винищувачів, винищувачів–бомбардувальників, бомбардувальників, військово–транспортних літаків, штурмовиків, літаків протичовнової оборони (ПЧО), дальнього радіолокаційного виявлення (ДРЛВ), пасажирських літаків з ТГД і ТРДД.

Обробки зазнали дані, що стосуються близько 80 воєнних літаків, 30 регіональних пасажирських літаків з ТГД, близько 100 пасажирських літаків з ТРД і ТРДД.

До статистичних даних входять літаки, що з'явилися в серійному виробництві чи експлуатації в кінці 50-х–на початку 60-х років і надалі аж до кінця 80-х–середини 90-х років. При цьому вартість усіх літаків наводилась в доларах США за курсом 1999 р.

Перерахунок вартості здійснювався таким чином:  $Ст_{99} = Ст_{поч} (1,04)^{\Delta Рік}$ , де  $Ст_{99}$  — вартість літака в 1999 р., дол.;  $Ст_{поч}$  — початкова вартість літака, дол.; 1,04 — середньорічний темп інфляції (див. розд. 5);  $\Delta Рік = 1999 - X$  — різниця між 1999 роком і роком початку серійного виробництва або роком початку експлуатації літака, що розглядається.

У розрахунках було прийнято такі співвідношення валют:

1 англійський фунт стерлінгів = 1,82 долара США, 1 долар США = 5 французьких франків, 1 долар США = 2 німецькі марки.

## 1. ВАРТІСТЬ ЛІТАКІВ РІЗНИХ ТИПІВ

Нижче подано вартості (ціни) не окремих літаків як таких, тому що вартість (ціна) літака в цілому практично не свідчить ні про вартість матеріалів, ні про вартість розроблення і працевитрати на його виготовлення і доведення, підготовку до серійного виробництва. Наведено вартості одного кілограма маси порожнього спорядженого літака  $Ст_1$  в доларах США.

До маси порожнього спорядженого літака входять (згідно з працею [2]): маса конструкції планера  $m_k$ , маса силової установки  $m_{c,y}$ , маса обладнання та спорядження  $m_{об}$ .

Усі вартості кілограма маси порожнього спорядженого літака  $Ст_1$  подано двома числами, тобто показано діапазон вартостей. При цьому скрізь менші числа відносяться до раніших зразків і менш досконалих літаків, а більші – до більш пізніх і більш удосконалених зразків літаків.

## 1.1. Вартість воєнних літаків

### 1.1.1. Дозвукові винищувачі-бомбардувальники, штурмовики,

учбово-бойові літаки.  $Ст_1=704-2400$  дол./кг

Альфа Джет – 704 дол./кг. CASA C-101 – 1710 дол./кг.

A-4 "Скайхоук" – 759 дол./кг. MD AV-8B – 2400 дол./кг.

### 1.1.2. Надзвукові винищувачі 50-60-х років. $Ст_1=580-3200$ дол./кг

SAAB-35 – 579 дол./кг. Ягуар – 1050 дол./кг.

Фантом F-4 – 605 дол./кг. F-5E "Тигр" – 1060 дол./кг.

Міраж IIIС – 695 дол./кг. Міцубісі 1-1 – 3200 дол./кг.

### 1.1.3. Надзвукові винищувачі 60-70-х років. $Ст_1=857-3500$ дол./кг

SAAB 37 "Вігген" – 857 дол./кг. F-15 2615 дол./кг.

F-111A – 1955 дол./кг. Міраж 2000 – 3000 дол./кг.

F-111B – 1320 дол./кг. F-18 – 3500 дол./кг.

### 1.1.4. Надзвукові винищувачі 70-90-х років. $Ст_1=3200-10000$ дол./кг

F-16C – 3677 дол./кг. Рафаль – 7170 дол./кг.

F-15 E – 3426 дол./кг. JAS 39 – 8600-10000 дол./кг.

F/A-18 – 4400 дол./кг. "Торнадо" ADV – 4552 дол./кг.

МіГ-29 – 3200-6500 дол./кг. EFA – 9528 дол./кг.

### 1.1.5. Бомбардувальники

Дозвуковий бомбардувальник B-52 H – 512 дол./кг.

Надзвукові бомбардувальники,  $Ст_1=718-5480$  дол./кг:

FB-111A – 718-884 дол./кг; B-1 – 4000 дол./кг;

Міраж IVA – 1210 дол./кг; B-1B – 5480 дол./кг.

### 1.1.6. Військово-транспортні літаки. $Ст_1=277-2958$ дол./кг

C-130E – 277 дол./кг. YC-15 – 605 дол./кг.

C-130 H – 884 дол./кг. C-5 A – 1154 дол./кг.

C-141 B – 495 дол./кг. C-17 – 2958 дол./кг (при закупівлі

YC-14 – 865 дол./кг. 120 літаків).

### 1.1.7. Розвідувальні літаки, командні пункти, літаки ПЧО, ДРЛВ,

літаки спостереження і зв'язку.  $Ст_1=442-4800$  дол./кг

P-3 B "Оріон" – 442 дол./кг. EA-6B "Праулер" 3500-4800 дол./кг.

HS "Німрод" HS.801 – 464 дол./кг. E-3A /AWAC/ – 4160 дол./кг.

S-3A "Вікінг" – 2737 дол./кг. E-4 – 2550 дол./кг.

**Примітка.** Близько 50-60% вартості кілограма маси порожнього спорядженого літака складає вартість радіоелектронного обладнання.

### 1.1.8. Малопомітні літаки

F-22 — 10000 дол./кг (високоманеврений малопомітний винищувач з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту на нефорсованих режимах роботи двигунів – винищувач 5-го покоління при виробництві 648 літаків).

F-117 A — 15300-23100 дол./кг (малопомітний винищувач-бомбардувальник, виготовлено 59 літаків).

A-12 — 10140–12670 дол./кг (палубний малопомітний бомбардувальник),  
– проектна розрахункова вартість при виробництві 450 літаків, розробку проекту припинено через велику вартість.

B-2 — 23637 дол./кг (дозвуковий стратегічний малопомітний бомбардувальник) при закупівлі 75 літаків.

## 1.2. Вартість пасажирських літаків

Характеристики вартості пасажирських літаків подано двома показниками: вартістю одного кілограма маси порожнього спорядженого літака  $Ст_1$  і вартістю одного пасажирського місця  $Ст_2$ , дол./пас. місце. При цьому вартість одного пасажирського місця  $Ст_2$  визначалась як частка від ділення вартості (ціни) літака в доларах США на найбільше число пасажирів, що перевозяться даним літаком.

### 1.2.1. Регіональні пасажирські літаки з ТГД

Літаки кінця 50-х–початку 60-х років (табл. 1.1).  $Ст_1=220-420$  дол./кг.  
 $Ст_2=57000-112000$  дол./пас.місце.

Таблиця 1.1

Назва літака	$Ст_1$ , дол./кг	$Ст_2$ , дол./пас. місце
Фоккер F.27	420	112000
Ан-24	260	78000
Хоукер Сіддлі HS.748	260	70000
Хендлі Пейдж "Геральд" 200	220	57000

Літаки 80-х–середини 90-х років (табл. 1.2).  $Ст_1=950-1400$  дол./кг.  
 $Ст_2=200000-326000$  дол./пас.місце.

Таблиця 1.2

Назва літака	$Ст_1$ , дол./кг	$Ст_2$ , дол./пас. місце
ATR-42	1100	228000
ATR-72	1320	242000
Іл-114	970	225000
Ан-140	1100	280000
DO.328	1130	318000
SF.340	1440	326000

### 1.2.2. Пасажирські літаки з ТРДД

Літаки з числом пасажирів  $n_{\text{пас}}=50-150$  і дальністю польоту  $L=3500$  км (табл. 1.3).  $Ст_1=420-1642$  дол./кг.  $Ст_2=98000-474000$  дол./пас.місце.

Таблиця 1.3

Назва літака	$Ст_1$ , дол./кг	$Ст_2$ , дол./пас. місце
Хоукер Сіддлі HS.121 "Трайдект" 1Е	420	98000
SE.210 "Супер Каравела"	471	138600

Закінчення табл. 1.3

Назва літака	Ст <sub>1</sub> , дол./кг	Ст <sub>2</sub> , дол./пас. місце
DC-9-30	490	110000
VFW-Фоккер VFW-614	542	150000
MD-87	928	237000
Ває-146-300	1075	235000
B737-300	1642	348000-406000
MD-90-10	1462	474000

Літаки з числом пасажирів  $n_{\text{пас}}=180-280$  і дальністю польоту  $L=3000-9000$  км (табл. 1.4).  $Ст_1=380-1235$  дол./кг.  $Ст_2=125000-436000$  дол./пас.місце.

Таблиця 1.4

Назва літака	Ст <sub>1</sub> , дол./кг	Ст <sub>2</sub> , дол./пас. місце
DC-8-50	380	125000
A 300.B2-200	896	286000
B-707-320C	986	300900
B-767-300	1035	401580
A-300-600	1235	415080

Літаки з числом пасажирів  $n_{\text{пас}}=300-550$  і дальністю польоту  $L=6000-13000$  км (табл. 1.5).  $Ст_1=462-1190$  дол./кг.  $Ст_2=150000-453000$  дол./пас.місце.

Таблиця 1.5

Назва літака	Ст <sub>1</sub> , дол./кг	Ст <sub>2</sub> , дол./пас. місце
L-1011-500	702	232400
B-747-400	895-1044	388000-453000
MD-11	1018	396600
B-777	1190	369200
Іл-96-300	624	243000

## 2. ВАРТІСТЬ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Вище вже зазначалося, що вартість літаків різних типів одержано на основі обробки статистичних даних. Слід підкреслити, що статистичні дані щодо вартості двигунів на порядок бідніші порівняно з вартістю літаків у цілому. Внаслідок цього наведені нижче питомі вартості двигунів різних типів —  $C_d$ , дол./кВт — для ПД і ТГД,  $C_d$ , дол./кгс — для ТРДД — можуть бути використані як орієнтири для досить приблизних розрахунків.

Але ж певну цінність цей розділ все таки має, тому що дає деяке уявлення про співвідношення вартостей літака в цілому та його двигунів.

### 2.1. Вартість поршневих двигунів (ПД)

Малопотужні ПД:  $N_0 \leq 150$  кВт,  $C_d = 30-130$  дол./кВт. Потужні ПД:  $N_0 > 150$  кВт,  $C_d = 110-230$  дол./кВт. Більш потужні двигуни в обох класах мають меншу питому вартість.

### 2.2. Вартість турбогвинтових двигунів (ТГД)

Вартість ТГД коливається в досить широких межах: від 200 до 450 дол./кВт. Дані стосовно вартості ТГД дещо ширші, і це дає змогу навести навіть середню лінійну математичну залежність питомої вартості, кВт, від стартової потужності двигуна:  $C_d = 450 - 0,025N_0$ , дол./кВт, де  $N_0$  — стартова потужність двигуна, кВт.

### 2.3. Вартість двоконтурних турбореактивних двигунів (ТРДД)

Порівняно з ПД і ТГД даних стосовно вартості ТРДД трохи більше, і це дозволяє також навести середню лінійну математичну залежність питомої вартості ТРДД від стартової тяги:  $C_d = 340 - 0,0054P_0$ , дол./кгс, де  $P_0$  — стартова тяга двигуна, кгс.

Але тих даних, що є у розпорядженні авторів, недостатньо для можливості визначення залежності питомої вартості від ступеня двоконтурності двигунів, диференціювати вартості двигунів для цивільних і воєнних літаків, урахувати вплив реверсу тяги, шумоглушіння, наявності форсажу тяги та керування вектором тяги.

## 3. ВАРТІСТЬ БОРТОВОГО РАДІОЕЛЕКТРОННОГО ОБЛАДНАННЯ (БРЕО) ЛІТАКІВ

Дані щодо вартості бортового радіоелектронного обладнання дуже убогі та розрізнені. Більше того, в різних джерелах дані вартість БРЕО одного і того ж літака відрізняється майже в десять разів. Тому далі просто наведено окремі приклади вартості БРЕО бойових літаків, що є в працях [3]–[12]:

а) Літак F-15. Маса БРЕО складає 500 кг, вартість за цінами 1973 року – 2 млн. дол. При рівні середньорічної інфляції 5% в 2000 р. вартість БРЕО складає 7,47 млн. дол., і тоді питома вартість  $C_{\text{БРЕО}} = 14934$  дол./кг.

б) Літак F-16. Маса радіолокатора – 118 кг, а його вартість – 250000 дол. за цінами 1975 р. У 2000 р. – 846600 дол., і тоді  $C_{\text{рд}} = 7174$  дол./кг.

За іншими даними маса БРЕО літака F-16 дорівнює 340 кг, а вартість складає 23% від загальної вартості літака. Мінімальна вартість літака F-16 в 2000 р. – приблизно 27,5 млн.дол. Тоді вартість БРЕО =  $0,23 \times 27,5 = 6,34$  млн.дол. і питома вартість  $C_{\text{БРЕО}} = 18658$  дол./кг.



в) Літак F-18. За даними 1975 р. вартість БРЕО складає 1,7 млн.дол. У 2000 р. це 5,76 млн.дол. Якщо прийняти  $m_{\text{зліт}} = 19960$  кг і  $\bar{m}_{\text{БРЕО}} = 0,03$ , то  $m_{\text{БРЕО}} = 600$  кг і питома вартість  $C_{\text{БРЕО}} = 9614$  дол./кг.

г) Літак-винишувач типу ATF за даними [6] (№5, 1991, реф. 5A300). Маса БРЕО складає 6% від нормальної злітної маси (25000 кг), тобто  $m_{\text{БРЕО}} = 1500$  кг, а розрахункова вартість літака в 2000 р. – 76,76 млн.дол. і вартість БРЕО – 60% від повної вартості літака. Тоді абсолютна вартість БРЕО – 43,656 млн.дол. і питома вартість  $C_{\text{БРЕО}} = 29104$  дол./кг.

У праці [5] (№21–22, 1985р.) вартість винишувача ATF за цінами 1985 р. складає 35 млн. дол., а вартість БРЕО за розрахунками – 42% від повної вартості літака. Тоді за цінами 2000 р.  $C_{\text{БРЕО}} = 20235$  дол./кг.

За даними для літаків класу ATF F-22, F-23 вартість БРЕО – 45% відповідної вартості літака. Якщо прийняти в 2000 р. вартість F-22 73 млн. дол.,  $m_{\text{зліт}} = 25000$  кг,  $m_{\text{БРЕО}} = 1250$  кг, то  $C_{\text{БРЕО}} = 26200$  дол./кг.

д) За даними 1970 р. вартість літака "Панавія 200" – 5 млн. дол., вартість БРЕО – 30% від вартості літака. Тоді в 2000 р. вартість БРЕО – 6,5 млн. дол. При  $m_{\text{зліт}} = 15000$  кг,  $\bar{m}_{\text{БРЕО}} = 0,05$ ,  $m_{\text{БРЕО}} = 750$  кг  $C_{\text{БРЕО}} = 8644$  дол./кг.

У 1979 р. вартість літака "Торнадо" (вдосконалений "Панавія 200") – близько 15 млн. дол., а вартість БРЕО – 3,1 млн. дол., а в 2000 р. – 8,64 млн. дол. При масі БРЕО в 750 кг  $C_{\text{БРЕО}} = 11515$  дол./кг.

е) Вартість французького винишувача "Рафаль" в 2000 р. – 71,8 млн. дол., вартість БРЕО – 50% від вартості літака, маса БРЕО – 1232–1340 кг. тоді  $C_{\text{БРЕО}} = 26790$  дол./кг.

ж) Зовсім фантастичні дані вартості для західноєвропейського винишувача EFA. В 1992 р. найменша розрахункова вартість літака зі спрощеним обладнанням оцінювалась в 56 млн. дол., а за цінами 2000 р. – 82,7 млн. дол., вартість БРЕО – 60% від вартості літака – 49,62 млн. дол. При  $m_{\text{зліт}} = 18000$  кг і  $\bar{m}_{\text{БРЕО}} = 900$  кг ( $m_{\text{БРЕО}} = 0,05$ ) питома вартість  $C_{\text{БРЕО}} = 55133$  дол./кг.

з) Американський штурмовик A-10. Маса обладнання для нічного застосування і в несприятливих умовах – 340 кг, коштує 3,184 млн. дол.,  $C_{\text{БРЕО}} = 9464$  дол./кг.

і) Один комплект наступального радіоелектронного обладнання В-1В в 2000 р. оцінюється в 10,3 млн. дол.

У 1977 р. один літак В-1В оцінювався в 101,7 млн. дол. При рівні інфляції 5% за рік у 2000 р. літак В-1В коштує 312,4 млн. дол. Вартість БРЕО складає 30% від вартості літака – 93,7 млн. дол. Маса БРЕО – 2500 кг ( $m_{\text{зліт}} = 216000$  кг;  $\bar{m}_{\text{БРЕО}} = 0,0116$ ),  $C_{\text{БРЕО}} = 37484$  дол./кг.

Якщо взяти середнє арифметичне значення питомої вартості БРЕО в наведених прикладах, то виходить, що без урахування літака EFA  $C_{\text{БРЕО}} = 18123$  дол./кг; з урахуванням літака EFA  $C_{\text{БРЕО}} = 20970$  дол./кг.

Таким чином, для приблизних розрахунків заново створюваних бойових літаків можна приймати  $C_{\text{БРЕО}} = 20000$  дол./кг.

#### 4. ПАЛИВНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

##### 4.1. Метод визначення паливної ефективності літаків

Паливна ефективність літака є складовою частиною технічної ефективності, яка, в свою чергу, є важливішою частиною його економічної ефективності.

Паливна ефективність,  $\frac{\Gamma}{\text{пас.} \cdot \text{км}}$ , визначається таким чином:

$$Q_{\text{пал}} = \frac{9,81 \cdot m_0 \cdot C_{\text{кр}}}{K_{\text{кр}} \cdot V_{\text{крейс}} \cdot n_{\text{пас}}}, \quad (4.1)$$

де  $m_0$  — злітна маса літака, кг;  $C_{\text{кр}}$  — питома витрата палива, кг/даН·год, на крейсерській висоті та швидкості польоту;  $K_{\text{кр}}$  — аеродинамічна якість літака на крейсерському режимі польоту;  $V_{\text{крейс}}$  — рейсова швидкість польоту, км/год;  $n_{\text{пас}}$  — число пасажирів.

Для літаків з ТГД питому витрату палива, кг/кВт·год, необхідно перевести в кг/даН·год за формулою

$$C_{\text{кр}} = \frac{C_{\text{е кр}} \cdot V_{\text{кр}}}{374,4 \cdot \eta_{\text{гв кр}}}, \quad (4.2)$$

де  $C_{\text{е кр}}$  — питома витрата палива, кг/кВт·год, на крейсерському режимі польоту;  $V_{\text{кр}}$  — крейсерська швидкість польоту, км/год;  $\eta_{\text{гв кр}}$  — коефіцієнт корисної дії повітряного гвинта на крейсерському режимі польоту.

Аеродинамічна якість літака на крейсерському режимі польоту визначається за даними продувок чи аеродинамічного розрахунку. Якщо дані про аеродинамічну якість відсутні, то її можливо визначити за статистичною формулою залежно від ефективного подовження крила:

$$K_{\text{кр}} = 8,2 + 1,65\lambda_{\text{еф}} - 0,05\lambda_{\text{еф}}^2; \quad (4.3)$$

$$\lambda_{\text{еф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,09\lambda}, \quad \text{або} \quad \lambda_{\text{еф}} = \frac{k_1\lambda}{k_2(1 + \bar{S}_{\phi})}, \quad (4.4)$$

де  $\lambda$  — геометричне подовження крила;  $\bar{S}_{\phi}$  — відносна площа крила, зайнята фіюзеляжем та гондолами двигунів;  $k_1, k_2$  — коефіцієнти, що враховують вплив стрілоподібності та геометричного подовження на ефективне подовження крила відповідно. Визначення  $\bar{S}_{\phi}$ ,  $k_1, k_2$  див. у праці [13].

Рейсова швидкість,  $\frac{\text{км}}{\text{год}}$ , визначається як частка від ділення дальності польоту за маршрутом на тривалість рейсу:

$$V_{\text{рейс}} = \frac{L_m \cdot V_{\text{кр}}}{L_m + V_{\text{кр}} (0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} \cdot H_{\text{кр}}^3)}, \quad (4.5)$$

де  $L_m$  — дальність польоту за маршрутом, км;  $H_{\text{кр}}$  — крейсерська висота польоту, км.

Тривалість (час) рейсу враховує величину крейсерської швидкості польоту, висоту польоту та витрати часу на руління перед зльотом і після посадки, а також час на набір висоти та зниження [2].

#### 4.1.1. Паливна ефективність регіональних пасажирських літаків з ТГД

Нижче подано результати обробки статистичних даних і розрахунків для літаків з початком виробництва чи експлуатації з 1959 по 1999 рр. За цей час паливна ефективність зросла вдвічі, тобто витрати палива на пасажиро-кілометр (пас·км) перевезень зменшились в два рази. Від дальності польоту для цього типу літаків паливна ефективність виявилась практично незалежною, і її середня величина знаходиться приблизно на рівні 25 г/пас·км. Розмірність  $q_{\text{пал}}$  — г/пас·км.

Фоккер F.27 (1959) — 39,2.	Хендлі Пейдж 200 (1962) — 37,2.
Ан-24 (1962) — 39,4.	Хоукер Сіддлі HS.748 (1962) — 36,4.
ATR-42 (1985) — 25,0.	АТР (1988) — 24,0.
SF.340 (1989) — 24,0.	LET-610 (1990) — 23,5.
SAAB 2000 (1993) — 21,5.	Ан-140 <sup>*</sup> /L=800 км, $n_{\text{пас}}=63/(1999)$ — 16,5.
Іл-114 (1995) — 19,0.	Ан-140 <sup>*</sup> /L=3680 км, $n_{\text{пас}}=34/(1999)$ — 27,4.

\*В дужках наведено роки початку експлуатації або серійного виробництва. Для Ан-140 подано розрахункові проектні дані на початок 1999 р. залежно від дальності польоту та числа пасажирів.

#### 4.1.2. Паливна ефективність пасажирських літаків з ТРДД

Нижче наведено результати розрахунків паливної ефективності пасажирських літаків, які вказано в підрозд. 1.2.2:

Хоукер Сіддлі HS.121 "Трайидент" 1Е — 25,7.	В-707-320С — 34,4.
SE.210 "Супер Каравела" — 29,9.	MD-87 — 22,4.
DC-9-30 — 25,7.	В-767-300ER — 27,8.
VFW-Фоккер VFW-614 — 32,9.	L-1011-50025,6.
Вае-146-300 — 16,3.	В-747-400 34,2.
В-737-300 — 19,0-22,0.	MD-11 — 28,5.
MD-90-10 — 22,5.	В-777 — 23,0.
А-300-600 — 25,0.	Іл-96-300 — 23,0.

## 5. ВИЗНАЧЕННЯ СЕРЕДНЬОРІЧНОГО РІВНЯ ІНФЛЯЦІЇ

Для розрахунків вартості кілограма маси порожнього спорядженого літака  $Ст_1$  і вартості одного пасажирського місця  $Ст_2$  необхідно знати середньорічний рівень інфляції. Вище вже підкреслювалось, що середньорічний рівень інфляції прийнято рівним 4 %, і наведення вартостей  $Ст_1$  та  $Ст_2$  до 1999 р. здійснювалось за формулою такого вигляду:

$$Ст_i'' = Ст_i'(Ін)^{\Delta Рік} \quad (5.1)$$

де  $Ст_i''$  — вартість в розрахунковому році, дол./кг, або дол./пас.км;  
 $Ст_i'$  — початкова (відома) вартість, дол./кг, або дол./пас.км;  
 $\Delta Рік = Рік'' - Рік'$  — різниця років між розрахунковим і початковим роками,  
 для якої вказано відповідну вартість;  $Ін$  — середньорічний рівень інфляції.

Якщо є дані  $Ст_i''$ ,  $Ст_i'$ ,  $Рік''$ ,  $Рік'$ , то тоді рівень інфляції можна розрахувати так:

$$Ін = \exp\left(\frac{\ln Ст_i'' - \ln Ст_i'}{\Delta Рік}\right) \quad (5.2)$$

Визначення середньорічного рівня інфляції покажемо на прикладі розрахунку вартості американського винищувача F-16. В статті "Розвиток програми винищувача Джeneral Дайнемікс F-16 "Файтінг Фолкон" [9] наведено такі дані.

У 1980 р., згідно з відомостями головного бюджетного управління конгресу США (GAO), були такі плани закупівлі винищувачів F-16 для ВПС США (табл. 5.1).

Таблиця 5.1

Фінансові роки	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986
Число закуплених літаків	175	180	120	120	120	120	120
Загальна вартість, млн. дол.	1735	1823	1383	1445	1505	1589	1735
Вартість одного літака, млн. дол.	9,913	10,13	11,52	12,04	12,54	13,24	14,56
Відносне збільшення вартості літака	1,0167	1,1062	1,0345	1,032	1,043		1,0705
Середньорічний рівень інфляції, %	1,67	10,62	3,45	3,20	4,30		7,05

Таким чином, середньорічне за період 1980-1986 рр. відносне збільшення вартості літака F-16 складає 1,0505, а середньорічний рівень інфляції — 5,05%.

За оцінками 1975 р. вартість програми F-16 для США складала 9 млрд. дол., у середині 1981 р. програма вже оцінювалась в 20,28 млрд. дол.,

тобто збільшення було 125% (при цьому 77% приросту зумовлено інфляцією, а 23% — технічними проблемами: ускладненням конструкції, двигунів, обладнання). Виходячи із припущення, що в 5-му і 6-му рядках табл. 5.1 приріст вартості літака на 77% зумовлено інфляцією, можна чистий інфляційний ріст вартості вважати рівним 4% за рік.

Відомо, що це десятиріччя для західної економіки було не досить сприятливим. Роки 1980-1990 і особливо останнє десятиріччя було більш сприятливим: у США рівень інфляції спав до 2-3%.

Аналогічним чином було одержано прирости вартості та рівня інфляції для інших літаків воєнного та цивільного призначення. На основі узагальнення даних багатьох типів літаків і для ряду держав — США, Франції, Великобританії, Швеції, Італії, Канади, Німеччини — для розрахунків було прийнято рівень інфляції 4% протягом 1960-1999 рр.

Очевидно, що прийняте значення інфляції 4% значно менше середнього — 9,6%, наведеного в праці [12], для п'яти провідних авіаційних держав. Це зниження можна виправдати постійним удосконаленням конструкцій і технологій, спрямованих на зниження вартості літаків, наприклад, надпластичним формуванням і дифузійним зварюванням конструкцій та деталей літаків, що дає економію маси від 20 до 40% і вартості проектування і виробництва і, як наслідок, зменшує вартість літака в цілому.

## 6. РОЗРАХУНКИ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКІВ

У працях [13], [14], [15] визначено мінімальну злітну масу літака  $m_{0\text{min}}$ , відповідні їй числові значення оптимального питомого навантаження на крило  $p_{\text{opt}}$  і одного з геометричних параметрів крила  $\lambda_{\text{opt}}$ ,  $\bar{C}_{\text{opt}}$ , ... Одержані дані служать початковими для розрахунків паливної ефективності в крейсерському польоті для пасажирських і транспортних літаків з ТРДД, а також для бойових літаків на дозвукових і надзвукових швидкостях польоту.

Для формування початкових даних виконавець також повинен мати креслення загального вигляду літака з усіма його розмірами.

Ще одне зауваження. Для визначення аеродинамічної якості літака звичайно користуються даними детальних аеродинамічних розрахунків, продувками в аеродинамічних трубах і даними льотного експерименту. В навчальному процесі величини коефіцієнтів лобового опору і підйомної сили є в розрахунках аеродинаміки та динаміки польоту літака, якщо мова йде про дипломний проект. У лабораторних роботах для визначення коефіцієнтів лобового опору з достатньою точністю можна скористуватись наближеною формулою (III-2) із праці [2]. Далі цю формулу буде наведено.

## 6.1. Перелік початкових даних для розрахунків

### Геометричні дані:

- $S$  — площа крила,  $m^2$ , що відповідає  $m_{0min}, P_{0opt}$ ;  
 $\lambda$  — подовження крила;  
 $\bar{C}_{cp}$  — середня відносна товщина профілю крила;  
 $\chi_{0,25}$  — стрілоподібність крила по 0,25 хорд, град.;  
 $l_{\phi}$  — довжина фюзеляжу, м;  
 $h_{\phi}, b_{\phi}$  — висота і ширина фюзеляжу, якщо поперечний переріз — некругової форми, м;  
 $d_{\phi,екв}$  — еквівалентний діаметр фюзеляжу, м;  
 $\lambda_{\phi}$  — подовження фюзеляжу;  
 $d_{дв}, l_{дв}$  — діаметр і довжина двигуна, м;  
 $d_{гд}, l_{гд}$  — діаметр і довжина гондоли двигуна, м;  
 $h_{гд}, b_{гд}$  — висота і ширина гондоли (якщо переріз — некругової форми), м;  
 $d_{гд,екв}$  — еквівалентний діаметр гондоли двигуна, м;  
 $\lambda_{гд}$  — подовження гондоли двигуна;  
 $S_{м.ф}$  — площа міделева перерізу фюзеляжу разом з гондолами шасі,  $m^2$  (якщо головні опори шасі розміщено в гондолах на фюзеляжі);  
 $S_{м.д}$  — сумарна площа міделева перерізу гондол двигунів,  $m^2$  (з урахуванням шасі, якщо його головні опори розміщені в гондолах двигунів і збільшують їх площу поперечного перерізу);  
 $S_{м.ш}$  — площа міделева перерізу гондол шасі,  $m^2$ ;  
 $S_{оп} = S_{г.о} + S_{в.о}$  — площа оперення, яка дорівнює сумі площ горизонтального і вертикального оперень,  $m^2$ .

### Вагові дані:

- $m_{0min}$  — мінімальна злітна маса літака, кг;  
 $P_{0opt}$  — оптимальне питоме навантаження крила,  $даН/м^2$ ;  
 $m_{ком}$  — маса комерційного навантаження для транспортних літаків, т;  
 $m_{б.и}$  — маса бойового навантаження для бойових літаків, т;  
 $n_{пас}$  — число пасажирів;  
 $\bar{m}_{пал}$  — відносна маса палива, що відповідає  $m_{0min}, P_{0opt}$ .

### Дані силової установки:

- $n_{дв}$  — кількість двигунів, установлених на літаку;  
 $P_о$  — злітна тяга одного двигуна,  $даН$ ;  
 $N_о$  — злітна потужність одного двигуна,  $кВт$ ;

$y$  — ступінь двоконтурності ТРДД;

$\pi_k^*$  — ступінь стиску повітря в компресорі ТРДД;

$\eta_{гв.кр}$  — коефіцієнт корисної дії повітряного гвинта ТГД в крейсерському польоті;

$S_{кр}$  — питома витрата палива ТРДД в крейсерському польоті, кг/даН·год;

$S_p^{max}$  — питома витрата палива ТРДД при польоті бойових літаків з максимальним числом  $M$ , кг/даН·год;

$S_{кр}$  — питома витрата палива ТГД в крейсерському польоті, кг/кВт·год.

### Льотні характеристики і параметри атмосфери:

$M_{кр}$  — число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту;

$V_{кр} = 3,6 a_n M_{кр}$  — крейсерська швидкість польоту, км/год;

$M_{max}$  — число Маха, що відповідає максимальній швидкості польоту;

$V_{max} = 3,6 a_n M_{max}$  — максимальна швидкість польоту, км/год;

$H_{кр}$  — крейсерська висота польоту, км;

$H_{M_{max}}$  — висота польоту на  $M_{max}$ , км;

$L_m$  — дальність польоту за маршрутом, км;

$\alpha$  — частка дальності польоту, яку пролітає бойовий надзвуковий літак з дозвуковою швидкістю;

$p_n$  — атмосферний тиск на розрахунковій висоті польоту (крейсерській —  $H_{кр}$  чи максимальній —  $H_{M_{max}}$  швидкостях), даН /  $m^2$ ;

$a_n$  — швидкість звуку на розрахунковій висоті польоту, м/с.

Далі подано формули та рекомендовану послідовність, тобто алгоритми розрахунків паливної ефективності літаків різних типів.

## **6.2. Пасажирські та транспортні літаки з ТРДД**

1. Визначається площа оперення:  $S_{оп} = S_{г.о} + S_{в.о}$ ,  $m^2$ . Площі горизонтального  $S_{г.о}$  і вертикального  $S_{в.о}$  оперень повинні браться із розрахунків геометрії літака або з креслення загального вигляду літака.

2. Розраховується площа міделева перерізу фюзеляжу: якщо фюзеляж має круговий поперечний переріз, то  $S_{мф} = \pi d_f^2 / 4$ ,  $m^2$ ; якщо фюзеляж має складну форму поперечного перерізу, то площа апроксимується простими фігурами і підсумовується.

Якщо головні опори шасі розміщуються на фюзеляжі та прибираються в гондоли, що виступають за його контури, то необхідно визначити їх сумарну площу поперечного перерізу і додати до  $S_{мф}$ .

3. Розраховується подовження фюзеляжу:  $\lambda_{\phi} = l_{\phi} / d_{\phi}$ .

Якщо форма поперечного перерізу фюзеляжу – некругова, визначається спочатку його еквівалентний діаметр  $d_{\text{ф.екв}} = \sqrt{4S_{\text{ф.ф}}/\pi}$ , а потім його подовження  $\lambda_{\phi} = l_{\phi} / d_{\text{ф.екв}}$ .

4. Площа міделева перерізу гондол двигунів  $S_{\text{мгд}} = n_{\text{дв}} \cdot \pi d_{\text{гд}}^2 / 4$ , м<sup>2</sup>, де  $d_{\text{гд}} = d_{\text{дв}} + 0,2$ , м;  $d_{\text{дв}}$  — найбільший діаметр двигуна, м.

Якщо поперечний переріз двигуна і гондолої двигуна має некруговий переріз, то  $S_{\text{мгд}} = n_{\text{дв}} \cdot v_{\text{гд}} \cdot h_{\text{гд}}$ , м<sup>2</sup>.

Головні опори шасі можуть розміщуватись разом з двигунами в одній гондолі та збільшувати її розміри, і тоді треба врахувати це збільшення поперечного перерізу в  $S_{\text{мгд}}$ .

У випадку некругового перерізу гондолої визначається її еквівалентний діаметр аналогічно п. 3.

Якщо діаметр двигуна невідомий, можна скористатись статистичною формулою:  $d_{\text{дв}} = (0,4 + 0,04y^{0,75}) \sqrt{\frac{P_0}{1000}}$ , м.

5. Визначається подовження гондолої двигуна:  $\lambda_{\text{г.д}} = l_{\text{г.д}} / d_{\text{г.д}}$ .

6. Розраховуються параметри атмосфери: для  $H \leq 11$ , км,  $p_{\text{н}} = 10133 \left(1 - \frac{H}{44,3}\right)^{5,256}$ , даН/м<sup>2</sup>;  $T_{\text{н}} = 288 - 6,5H$ , К;  $a_{\text{н}} = 20,1\sqrt{T_{\text{н}}}$ , м/с;

для  $H \leq 11$  км  $p_{\text{н}} = 2261 \cdot \exp\left(-\frac{H-11}{6,34}\right)$ , даН/м<sup>2</sup>;  $T_{\text{н}} = 216,5$ , К;  $a_{\text{н}} = 295$ , м/с;

$f(H) = 2,33 \cdot 10^7 \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535}\right)$ , 1/м. Швидкість  $V_{\text{кр}} = 3,6a_{\text{н}} M_{\text{кр}}$ , км/год. Число

Маха  $M_{\text{кр}} = V_{\text{кр}} / 3,6a_{\text{н}}$ .

7. Рейсова швидкість, км/год, визначається так:

$$V_{\text{рейс}} = \frac{L_{\text{м}} V_{\text{кр}}}{L_{\text{м}} + V_{\text{кр}} (0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} \cdot H_{\text{кр}}^3)}$$

8. Питома витрата палива на крейсерських режимах польоту розраховується за паспортними даними двигуна. В разі відсутності паспортних характеристик двигуна питому витрату палива, кг/даН·год, можна одержати обчисленням за формулами:

для висот польоту до 11 км

$$C_{\text{ркр}} = \frac{0,8}{1 + 0,38y^{0,75}} \left[ 1 + (0,27 + 0,2y M_{\text{кр}}^2) \cdot \sqrt{M_{\text{кр}} + 0,02H_{\text{кр}}} \right]$$



для висот польоту більше 11 км

$$C_{\text{ркр}} = \frac{0,8}{1 + 0,38y^{0,75}} \left[ 0,78 + (0,27 + 0,2yM_{\text{кр}}^2) \cdot \sqrt{M_{\text{кр}}} \right]$$

9. Коефіцієнти лобового опору фюзеляжу і гондол двигунів знаходяться за формулами:  $C_{\text{хф}} = 0,008\lambda_{\text{ф}} + 0,5/\lambda_{\text{ф}}^2$ ;  $C_{\text{хгд}} = 0,008\lambda_{\text{г.д}} + 0,5/\lambda_{\text{г.д}}^2$ , або  $C_{\text{хгд}} = 0,106 - 0,0062y$ .

10. Коефіцієнти лобового опору, підйомної сили та аеродинамічна якість обчислюються за формулами:  $Re = f(H) \cdot M_{\text{кр}} \sqrt{\frac{S}{\lambda}}$ ;  $C_r = \frac{0,087}{(\lg Re - 1,6)^2}$ ;

$$C_{\text{хкр}} = 1,5(0,9 + 0,15M) \left[ 3C_r(1 + 3,3\bar{C}_{\text{ср}}) \cos x_{0,25} + 0,009 \frac{S_{\text{оп}}}{S} + \left( 0,008\lambda_{\text{ф}} + \frac{0,5}{\lambda_{\text{ф}}^2} \right) \frac{S_{\text{мф}}}{S} + C_{\text{хг.д}} \frac{S_{\text{мг.д}}}{S} + 0,0002 \right];$$

$$C_{\text{укр}} = \frac{P_{\text{опт}}(1 - 0,5\bar{m}_{\text{пал}}^*)}{0,7P_{\text{II}}M_{\text{кр}}^2}; \quad K_{\text{кр}} = \frac{C_{\text{укр}}}{C_{\text{хкр}}}$$

11. Паливна ефективність пасажирського літака, г/пас·км,

$$q_{\text{пал}} = \frac{981 m_{\text{о min}}^* (1 - 0,5\bar{m}_{\text{пал}}^*) C_{\text{ркр}}}{K_{\text{кр}} V_{\text{рейс}} n_{\text{пас}}}$$

12. Паливна ефективність транспортного літака, г/т·км,

$$q_{\text{пас}} = \frac{981 m_{\text{о min}}^* (1 - 0,5\bar{m}_{\text{пал}}^*) C_{\text{ркр}}}{K_{\text{кр}} V_{\text{рейс}} m_{\text{ком}}}$$

### 6.3. Пасажирські та транспортні літаки з ТГД

1. Розраховуються параметри оперення згідно з п. 1 підрозд. 6.2.
2. Визначаються параметри фюзеляжу відповідно до п. 2 підрозд. 6.2.
3. Обчислюються параметри гондол двигунів,  $\text{м}^2$ :  $S_{\text{мг.д}} = n_{\text{дв}} \frac{\pi d_{\text{гд}}^2}{4}$ , де

$d_{\text{г.д}}$  — діаметр гондолої двигуна,  $d_{\text{г.д}} = d_{\text{дв}} + 0,2\text{м}$ .

Якщо діаметр двигуна  $d_{\text{дв}}$  невідомий, то його можна приблизно обчислити за формулою  $d_{\text{дв}} = 0,303 + 2,74 \cdot 10^{-4} \cdot N_0 - 2,86 \cdot 10^{-8} N_0^2$ , м.

У випадку розміщення головних опор шасі в гондолах двигунів необхідно врахувати збільшення розмірів гондолої у першому наближенні на величину розмірів коліс.

Якщо гондолої мають некругову форму поперечного перерізу, того

$$S_{\text{мг.д}} = n_{\text{дв}} \cdot v_{\text{г.д}} \cdot h_{\text{гд}}^2, \text{ м}^2.$$

Для визначення подовження гондоли двигуна обчислюється її еквівалентний діаметр  $d_{\text{гд.екв}} = \sqrt{4S_{\text{мгд}}/\pi}$ , м, а потім  $\lambda_{\text{г.д.}} = l_{\text{г.д.}}/d_{\text{г.д.екв}}$ .

4. Коефіцієнт лобового опору гондоли двигуна  $C_{\text{хг.д.}} = 0,008\lambda_{\text{г.д.}} + 0,5/\lambda_{\text{г.д.}}^2$ .

5. Питома витрата палива на крейсерських режимах польоту в разі відсутності паспортних характеристик двигунів визначається за формулою

$C_{\text{екр}} = (280 - 0,053V_{\text{кр}} - 0,2H_{\text{кр}})10^{-3}$ , кг/кВт·год, потім перераховується в

$$C_{\text{ркр}} \cdot \text{кг/даН·год}: C_{\text{ркр}} = \frac{C_{\text{екр}} V_{\text{кр}}}{374,4\eta_{\text{гв.кр}}}$$

6. Параметри атмосфери розраховуються за виразами п. 6 підрозд. 6.2. При цьому треба пам'ятати, що переважна більшість літаків з ТГД експлуатуються на висотах менше 11 км.

7. Рейсова швидкість визначається за формулою п. 7 розд. 6.2.

8. Число Рейнольдса  $Re$ , коефіцієнти тертя  $C_f$  і підйомної сили  $C_l$ , а також аеродинамічна якість знаходяться за виразами п. 10 підрозд. 6.2, а коефіцієнт лобового опору таким чином:

$$C_{\text{хкр}} = 1,33(0,9 + 0,15M) \left[ 3C_f(1 + 3,3\bar{C}_{\text{ср}}) \cos\alpha_{0,25} + 0,009 \frac{S_{\text{оп}}}{S} + \left( 0,008\lambda_{\text{ф}} + \frac{0,5}{\lambda_{\text{ф}}^2} \right) \frac{S_{\text{мф}}}{S} + C_{\text{хг.д.}} \frac{S_{\text{мг.д.}}}{S} + 0,0002 \right]$$

9. Паливна ефективність пасажирських літаків визначається за формулою п. 11, а транспортних – за виразом п. 12 підрозд. 6.2.

#### 6.4. Бойові літаки

Для бойових надзвукових літаків можливий політ на малих і великих висотах з дозвуковою і надзвуковою швидкостями польоту, тому можливі три випадки розрахунку паливної ефективності.

А. Дозвуковий крейсерський режим польоту.

У цьому випадку повністю використовуються формули п. 1, 4, 5, 6, 8, 10, 12 підрозд. 6.2. Виняток складають тільки п. 2 і 3 при визначенні геометрії фюзеляжу і гондол двигунів. У сучасних винищувачів і багатьох бойових літаків фюзеляж утворюється гондолами двигунів, тому фактично  $S_{\text{мф}}$  може утворюватись сумою поперечних перерізів фюзеляжу і гондол двигунів.

Таким чином, для розрахунку подовження фюзеляжу обчислюється сумарна площа поперечного перерізу фюзеляжу і гондол двигунів, потім еквівалентний діаметр  $d_{\text{ф.екв}}$  та подовження фюзеляжу  $\lambda_{\text{ф}} = l_{\text{ф}}/d_{\text{ф.екв}}$ .

Коефіцієнт лобового опору гондол у цьому випадку окремо не визначається.

Для бойових літаків визначення рейсової швидкості за п. 7 підрозд. 6.2 можна не проводити, а у формулу паливної ефективності  $q_{\text{пал}}$  п. 12 треба підставити крейсерську швидкість польоту, км/год.

Б. Надзвуковий крейсерський режим польоту.

У випадку надзвукового польоту розрахунки відрізняються починаючи з п. 5 підрозд. 6.2.

1. Питома витрата палива, кг/даН·год, за відсутності паспортних даних двигунів на надзвуковій швидкості польоту без використання форсажу визначається так:

для  $N_{M_{\text{max}}} \leq 1$  км

$$C_p^{M_{\text{max}}} = \frac{0,8}{1 + 0,38y^{0,75}} \left[ 1 + (0,27 + 0,2yM_{\text{max}}^2) \sqrt{M_{\text{max}}} - 0,02N_{M_{\text{max}}} \right];$$

для  $N > 1$  км

$$C_p^{M_{\text{max}}} = \frac{0,8}{1 + 0,38y^{0,75}} \left[ 0,78 + (0,27 + 0,2yM_{\text{max}}^2) \sqrt{M_{\text{max}}} \right];$$

Якщо політ на максимальній швидкості відбувається на форсованому режимі роботи двигунів, то питома витрата палива, кг/даН·год, обчислюється за формулами  $C_p^{M_{\text{max}}} = C_{p0}^{\phi} \cdot k_{\phi}$ ,  $C_{p0}^{\phi} = 2,1 - 0,04\pi_k^*$ , де

$$k_{\phi} = 1 + 0,008N_{M_{\text{max}}} - 0,17M_{\text{max}} + 0,017^2_{\text{max}}.$$

Ступінь стиску повітря в компресорах сучасних двигунів  $\pi_k^* = 6 - 10$ .

2. Параметри атмосфери розраховуються за виразами п.6 підрозд.6.2, де використовуються значення  $M_{\text{max}}, N_{M_{\text{max}}}$ .

3. Рейсова швидкість не визначається, замість неї використовується надзвукова швидкість, км/год, у такому вигляді:  $V_{\text{max}} = 3,6a_{II} M_{\text{max}}$ .

4. Коефіцієнти лобового опору, підйомної сили та аеродинамічна якість розраховуються за формулами п. 10 підрозд. 6.2, де замість  $M_{\text{кр}}, N_{\text{кр}}$  використовуються  $M_{\text{max}}, N_{M_{\text{max}}}$ .

5. Паливна ефективність бойового літака при польоті на надзвуковій швидкості  $q_{\text{пал}}^{\text{нз}} = \frac{981 m_{\text{о min}}'' (1 - 0,7\bar{m}_{\text{пал}}^*) C_p^{M_{\text{max}}}}{K_{M_{\text{max}}} 3,6a_{II} M_{\text{max}} m_{\text{Б Н}}}$ , г/т·км.

В. Комбінований режим польоту.

1. Задається частка дальності польоту, що виконується на дозвуковій швидкості  $\alpha$  (наприклад,  $\alpha = 0,6$ ).

2. Відповідно до вказівок підрозд. 6.4,А визначається паливна ефективність при дозвуковому польоті —  $q_{\text{пал}}^{\text{дз}}$ .

3. Згідно із вказівками підрозд. 6.4,Б розраховується паливна ефективність при польоті на надзвуковій швидкості —  $q_{\text{пал}}^{\text{нз}}$ .

4. Паливна ефективність комбінованого польоту, г/т·км, обчислюється за формулою  $q_{\text{пал}}^k = q_{\text{пал}}^{\text{л3}} \cdot \alpha + q_{\text{пал}}^{\text{та}} (1 - \alpha)$ .

## 7. ВИСНОВКИ

Наведені вище дані вартості одного кілограма маси порожнього спорядженого літака  $Ст_1$ , вартості одного пасажирського місця  $Ст_2$ , вартості одиниці потужності або тяги двигунів  $С_d$ , вартості одного кілограма маси бортового радіоелектронного обладнання  $С_{\text{БРЕО}}$ , а також дані розд. 4 та формули (4.1) – (4.5) можуть використовуватися студентами для розрахунків характеристик вартості літаків та їх паливної ефективності при виконанні курсових і дипломних проєктів. Ці дані можуть становити певний інтерес для осіб і організацій, що займаються замовленням і збутом авіаційної техніки.

За даними цієї роботи можна також приблизно прогнозувати вартість одного кілограма маси порожнього спорядженого літака та вартість пасажирського місця на найближчі 5-10 років.

## Список використаної літератури

1. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И.Я. Катыврев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин и др.; Под ред. Г.В. Новожилова. — М.: Машиностроение, 1991. — 672 с.
2. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.М. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; Под ред. С.М. Егера: 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
3. Струков Ю.П. Мировое самолетостроение //Итоги науки и техники. ВИНТИ. Сер. Авиастроение. 1991. Т.12. — 282 с.
4. Экспресс-информация ВИНТИ. Сер. Авиастроение. — М., 1980 — 1993.
5. Техническая информация //Новости зарубежной науки и техники. Сер. Авиационная и ракетная техника. — М.:ЦАГИ, 1965-1993.
6. Воздушный транспорт //Реферативный журнал. Сер. Авиастроение. — М.: ВИНТИ, 1965—1995.
7. Авиарынок: Деловой авиакосмический журнал. — М., 1998. N2.
8. Основные данные зарубежных самолетов // По материалам открытой зарубежной печати. — М.: Бюро науч.-техн. инф. ЦАГИ, 1970 — 1993.
9. Техническая информация //Обзоры и рефераты по материалам иностранной печати. 1982. № 1. С.1 — 11.
10. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. Е.П. Голубкова.— М.: Машиностроение, 1983.— 648 с.
11. Вестник авиации и космонавтики //Всероссийский аэрокосмический журнал. 1999. № 1-4.
12. Экспресс-информация по материалам иностранной печати. Сер. Авиационная и ракетная техника. — М., 1987—1993.
13. Кобылянский А.А., Желдоченко В.Н., Урбанович В.А. Проектирование самолетов: Учеб. пособие по лаб. практикуму. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991. Ч.1.— 67 с.
14. Кобылянский А.А., Желдоченко В.Н., Урбанович В.А. Проектирование самолетов.: Учеб. пособие по лаб. практикуму. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991. Ч.2. — 48 с.
15. Кобылянский А.А., Желдоченко В.Н., Урбанович В.А., Балабуев П.В. Проектирование самолетов: Учеб. пособие по лаб. практикуму. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. Ч.3.— 43 с.
16. Кобылянский А.А., Гребеников А.Г. Характеристики газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1985. — 82 с.

Кобильнянський Анатолій Олександрович  
Желдоченко Вячеслав Миколайович

### ДЕЯКІ ЕКОНОМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКІВ

Редактор Л.О. Кузьменко  
Коректор Т.О. Іващенко

Зв. план, 2001

Підписано до друку 27.03.2000

Формат 60x84 1/16. Папір офс. №2. Офс. друк.

Умовн.-друк. арк. 1,2. Облік.-вид. арк. 1,38. Т. 100 прим.

Замовлення І65 Ціна вільна

Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського

“Харківський авіаційний інститут”

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Ротапринт друкарні “ХАІ”

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17