

УДК 629.735.33.016+621.45.015

- Єршов А. В.** д-р техн. наук, професор, професор кафедри фізики Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: ershov@zntu.edu.ua;
- Зеленіна О. А.** лаборант кафедри фізики Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: hellen_shi@mail.ru;
- Гелетей І. А.** студент гр. М717 Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: Gelety.ivan@gmail.com;
- Марченко А. А.** студент гр. М617 Національного університету «Запорізька політехніка», Україна, e-mail: marchenko.andrew777@gmail.com

ВПЛИВ ОПТИМАЛЬНОЇ ЗМІНИ ВИСОТИ ПОЛЬОТУ НА ЕКОНОМІЮ ПАЛИВА ТА ЗБІЛЬШЕННЯ ДАЛЬНОСТІ ЛІТАКА

Мета роботи полягає в розробці методу визначення оптимальних параметрів польоту літака і оцінки впливу оптимізації на зменшення витрат палива і збільшення максимальної дальності польоту.

Метод дослідження полягає у теоретичному аналізі даних літературних джерел та визначенні залежностей між оптимальною висотою польоту та зміною тягоозброєності літака, яка відбувається за рахунок витрати палива під час польоту.

Отримані результати. Визначено оптимальні параметри польоту: висота і швидкість літака з урахуванням зміни його маси при витраті палива під час польоту. Враховано залежності аеродинамічних характеристик планера літака швидкісних і витратних характеристик двигунів від швидкості і висоти польоту. Показано, що для середньомагістральних літаків оптимальна зміна висоти протягом польоту дає значну економію палива у порівнянні з витратою палива при польоті на початковій сталій висоті. Виконано оцінку збільшення дальності польоту літака за рахунок економії палива. Наводиться порівняльний аналіз отриманих результатів з даними інших авторів.

Наукова новизна. Визначено співвідношення між аеродинамічною якістю, тягоозброєністю і висотою польоту літака. Встановлено, що для реалізації польоту з оптимальною аеродинамічною якістю, величина оптимальної тягоозброєності літака протягом польоту повинна бути постійною. Показано, що збільшення оптимальної висоти польоту пов'язано з компенсацією зміни тягоозброєності, яка обумовлена зміною ваги літака при витраті палива в польоті.

Практична цінність. Виконано приклад розрахунку зміни оптимальних параметрів польоту середньомагістрального дозвукового літака з типовими характеристиками. Визначено оптимальні значення швидкості і висоти на початку і кінці ділянки крейсерського польоту. Виконано розрахунок економії палива і збільшення дальності польоту. Показано, що при зменшенні маси палива під час польоту, оптимальна висота польоту літака типу Ту-154 збільшується, що призводить до економії палива і збільшення дальності на 14 %, і дає підстави для отримання дозволу з боку служби управління повітряним рухом на ступінчасту зміну ешелонів висоти протягом польоту. Знайдено, що оптимальна швидкість літака при збільшенні висоти польоту, зменшується внаслідок зменшення відносини тяги двигунів до щільності повітря.

Ключові слова: аеродинамічна якість; тягоозброєність; оптимізація; крейсерський політ; стандартна атмосфера.

ВСТУП

Проблема економії палива призводить до модернізації конструкцій авіаційних двигунів та літаків. Біля 30 % коштів авіакомпаній витрачається на авіаційне паливо. Економічна ефективність літака полягає у досягненні максимальної дальності польоту при обмеженому запасі палива на борту [1, 2]. Окрім конструктивних якостей літака на економію палива, в певній мірі, впливає і визначення та використання оптимальних параметрів польоту [3–7].

1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ ПУБЛІКАЦІЙ

Визначення оптимальної висоти та швидкості польоту потребує детальних розрахунків у за-

лежності від співвідношення тяги двигунів та маси літака. Інформація, яка наведена в опублікованих роботах [5–8], недостатня для аналізу та визначення економії палива. Задача оптимізації розглядається з можливою умовою зміни висоти крейсерського польоту [7–8]. Але не вказано причини, які призводять до зміни висоти польоту. Прийнятий у розрахунках коефіцієнт аеродинамічної якості літака Боїнг 767, який дорівнює $k = (20–22)$, був завищений у 1,8 рази, оскільки його дійсне значення $k = 12$ [9]. Результат розрахунку економії палива у [7] складає лише 2 %, що, на наш погляд, є помилкою.

В опублікованих роботах не вказані причини зміни оптимальної висоти крейсерського польо-

ту, які залежать від зміни маси літака, що відбувається за рахунок витрати палива під час польоту та впливає на зміну тягоозброєності літака. Тому розвитком оптимізації параметрів польоту є визначення впливу зміни маси літака на зміну оптимальної висоти польоту. Зміна висоти польоту ускладнює організацію руху літаків, тому для її реалізації треба оцінити економічні переваги у порівнянні з польотом на сталій висоті.

2 МЕТА РОБОТИ

Мета роботи полягає у вирішенні проблеми підвищення економічної ефективності використання літаків: зменшенні витрати палива та збільшенні дальності польоту, розробці методики визначення оптимальних параметрів польоту літака та оцінці зменшення витрати палива внаслідок оптимізації, при якій досягається максимальна дальність польоту.

3 ТЕОРЕТИЧНА МОДЕЛЬ ОПТИМІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ

Для вирішення поставленої проблеми використано систему рівнянь для сили опору, підйомної сили літака та залежності тягоозброєності літака від сили опору та густини повітря, яка визначається висотою польоту:

$$F_x = C_x \rho S \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

$$F_y = C_y \rho S \frac{V^2}{2}, \quad (2)$$

$$q = P/mg, \quad (3)$$

де F_x, F_y – сила опору та підйомна сила літака, C_x, C_y – аеродинамічні коефіцієнти сили опору та підйомної сили, ρ – густина повітря, S – площа опорної поверхні літака, V – його швидкість, q – тягоозброєність, P – сила тяги двигунів, m – маса літака, g – прискорення вільного падіння.

Приймається, що сила опору літака дорівнює силі тяги двигунів.

З рівняння (1) визначається швидкість польоту літака при коефіцієнті аеродинамічного опору C_x , що відповідає оптимальному коефіцієнту аеродинамічної якості літака

$$V = \sqrt{\frac{2F_x}{\rho C_x S}}. \quad (4)$$

Таблиця 1. Порівняння зміни тяги ТРДД на різних висотах зі зміною густини повітря згідно з таблицями стандартної атмосфери для чисел Маха $M_0 = 0,4$ та $M_0 = 0,8$

H, км	0	2	4	6	8	10	11	13
q/q_0 $M_0 = 0,4$	0,91	0,81	0,66	0,54	0,43	0,32	0,22	0,10
q/q_0 $M_0 = 0,8$	0,91	0,81	0,67	0,53	0,44	0,32	0,22	0,10
ρ/ρ_0	1,0	0,822	0,669	0,538	0,429	0,337	0,297	0,217

Тягоозброєність літака для дозвукового польоту поблизу поверхні землі приймає значення: $q_0 = 0,1-0,3$. Але з рівнянь (1) і (2) вона визначається як співвідношення аеродинамічних коефіцієнтів при $F_y = mg$:

$$q = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{k}, \quad (5)$$

де k – коефіцієнт аеродинамічної якості літака, який може досягати величини $k = 10-14$. При цьому найвигідніший коефіцієнт тягоозброєності буде мати значення: $q = 0,05-0,07$, що значно менше q_0 . Щоб здійснити політ з оптимальною аеродинамічною якістю, треба знизити тягоозброєність у декілька разів, що можна здійснити шляхом зменшення тяги двигуна при збільшенні висоти польоту, яке відбувається внаслідок зменшення густини і витрати повітря через двигун. Величина відносної тягоозброєності q/q_0 при сталій об'ємній витраті повітря на крейсерських оборотах ротора двигуна зменшується пропорційно густині повітря при збільшенні висоти. Це частково підтверджується пропорційністю співвідношень q/q_0 та ρ/ρ_0 , що наведені у табл. 1, [3, 4]. З табл. 1 видно, що співвідношення q/q_0 та ρ/ρ_0 приблизно пропорційні при висоті польоту $H < 11$ км, але при більших висотах відбувається значне зменшення тяги двигуна у порівнянні зі зменшенням густини повітря.

Виходячи з формули (5), оптимальна відносна польотна тягоозброєність літака визначається у залежності від оптимальної аеродинамічної якості

$$\frac{q}{q_0} = \frac{1}{q_0 k_{opt}}. \quad (6)$$

У польоті тягоозброєність літака не є сталою, оскільки відбувається зменшення його маси за рахунок витрати палива. При цьому тягоозброєність при польоті на сталій висоті збільшується, а для підтримання оптимальної тягоозброєності слід збільшити висоту польоту. Використання даних табл. 1 дає можливість визначити збільшення оптимальної висоти протягом польоту в залежності від зменшення маси літака. Тяга двигуна та витрати палива під час польоту на оптимальній висоті зменшуються пропорційно

зменшенню маси літака, оскільки, згідно з (6), тягоозброєність буде сталою.

4 РОЗРАХУНКИ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ

Виконано розрахунки параметрів початково-го та кінцевого режимів оптимального крейсерського польоту зі зміною висоти. Для розрахунків використано льотно-технічні характеристики літака, близькі за характеристиками до Ту154 [1, 3].

Основні льотно-технічні характеристики літака:

- маса стартова – $94 \cdot 10^3$ кг;
- маса палива – $33 \cdot 10^3$ кг;
- тяга 3-х двигунів низького ступеня двоконтурності – 285 кН;
- питомі витрати палива – 0,058 кг /Н год;
- максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості. При числі Маха $M < 0,7$ маємо $k = 14,6$ при аеродинамічних коефіцієнтах опору та підйомної сили $C_x = 0,036$, $C_y = 0,52$;
- при числі Маха $M = 0,8$ маємо $k = 11,9$ при аеродинамічних коефіцієнтах опору та підйомної сили $C_x = 0,037$, $C_y = 0,44$;
- площа крила – 180 м^2 ;
- питомий тиск на крило – $P = 5140 \text{ Н/м}^2$;
- крейсерська швидкість – 850–900 км/год;
- дальність польоту – 3500–4000 км

Для розрахунків приймалося, що при наборі висоти витрачається $2 \cdot 10^3$ кг палива. Для аеронавігаційного запасу (АНЗ), потрібного на випадок польоту на запасний аеродром на відстані до 500 км, та при спуску, треба мати $4 \cdot 10^3$ кг палива на борту. Таким чином, на початку крейсерського польоту маса палива складає $31 \cdot 10^3$ кг, а в кінці – $4 \cdot 10^3$ кг. На ділянці крейсерського польоту витрачається $27 \cdot 10^3$ кг палива. Початкова маса літака на ділянці крейсерського польоту – $92 \cdot 10^3$ кг, а в кінці – $65 \cdot 10^3$ кг.

Для проведення розрахунків використано залежність аеродинамічних коефіцієнтів опору – C_x та підйомної сили – C_y від чисел Маха, висотно – швидкісні характеристики для тяги двигунів та витрати палива які наведено у [4].

Дані розрахунків оптимальних характеристик на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту занесені до табл. 2 та 3. Найбільша дальність польоту літака залежить від кілометрової витрати палива – C_L , що визначається формулою:

$$C_L = \frac{C}{V} = \frac{C_{y0} q / mg}{V}, \quad (7)$$

Таблиця 2. Результати розрахунку зміни оптимальних аеродинамічних характеристик літака на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту з оптимальною зміною висоти

	q_0	V , км/год	M	C_y/C_x	q/q_0	ρ/ρ_0	H , км
Початок польоту	0,28	850	0,8	11,9	0,30	0,32	10,4
Кінець польоту	0,4	790	0,75	13,1	0,191	0,26	11,7

де C – витрати палива літаком за годину, кг/год; C_{y0} – питома годинна витрата палива на 1 Ньютон тяги двигуна кг/год Н; V – швидкість літака, яка визначається за формулою (4).

Згідно з [4] питома витрата палива зростає при збільшенні числа Маха або швидкості польоту. При цьому питома кілометрова витрата палива, яка визначається як відношення (C_{y0}/V), буде практично сталою. Тоді, згідно з формулою (7), кілометрова витрата палива літака визначається його масою та тягоозброєністю, яка згідно з (5) та (6) обернено залежить від аеродинамічної якості. Прийнято, що оптимальний коефіцієнт аеродинамічної якості мало відрізняється від його максимального значення $k_{opt} \approx 0,97 k_{max}$ [9].

Значення q_0 та V визначалися за формулами (3) та (4). Максимальне відношення C_y/C_x знайдене з [4], в залежності від числа Маха визначало q/q_0 за формулами (5) та (6).

Для розрахунку оптимальної висоти польоту використовуються дані табл. 1 та розрахунки за формулою (6). З табл. 1 знаходилось відношення ρ/ρ_0 , яке за допомогою таблиць стандартної атмосфери визначало оптимальну висоту польоту H . Як видно з табл. 2, при збільшенні тягоозброєності – q_0 наприкінці польоту на рівні землі, згідно з (7), густина повітря та швидкість літака зменшуються, що відповідає підвищенню висоти польоту H з 10,4 до 11,7 км. Слід відзначити, що оптимальна швидкість польоту зменшується з 850 до 790 км/год, внаслідок зменшення відношення тяги двигунів до густини повітря. При збільшенні висоти польоту до 11,7 км сила тяги двигунів F_x зменшується швидше, ніж густина повітря. Дані розрахунків оптимальної витрати палива при польоті з оптимальною зміною висоти на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту занесено до табл. 3.

Враховуючи, що зміна витрати палива відносно маси літака невелика, можна використати лінійну апроксимацію та знайти середню витрату палива, яка визначає час та дальність польоту, табл. 3.

Таблиця 3. Результати розрахунку зміни витрати палива у залежності від оптимальної висоти літака на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту, час польоту, дальність та витрати палива при польоті з оптимальною зміною висоти

	q	m , кг	F_x , кН	C_{y0} , кг/год	C_L , кг/км	L , км	C_{Lcp} , кг/год	T , год	L , км
Початок польоту	0,084	92000	77,0	5900	6,97	3870	5,92	5,55	4700
Кінець польоту	0,077	65000	50,0	3840	4,88	5530			

При зміні висоти середня кілометрова витрата палива зменшується на 14,8 % у порівнянні з витратою палива на початковій сталій висоті. Час польоту визначиться у залежності від запасу палива на борту та швидкості його витрати:

$$T = \frac{m_n}{C_{cp}},$$

де $m_n = 27 \cdot 10^3$ кг – запас палива, що витрачається на ділянці крейсерського польоту, $C_{cp} = 4870$ кг/год – середня витрата палива на час польоту.

Максимальна дальність крейсерського польоту зі зміною висоти визначається за формулою:

$$L = V_{cp} \cdot T,$$

де $V_{cp} = 820$ км – середня швидкість при польоті зі зміною висоти. Розрахунки дальності літака приведено у табл. 3.

Зменшення кілометрової витрати палива та збільшення дистанції крейсерського польоту внаслідок оптимізації висоти літака показано на рис. 1.

5 АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ

Визначено параметри крейсерського польоту, при яких підтримується оптимальна аеродинамічна якість літака, яка забезпечує максимальну дальність польоту. Для розглянутого типу літака. Оптимальна зміна висоти протягом польоту збільшує дальність літака на 14,8% за рахунок економії палива.

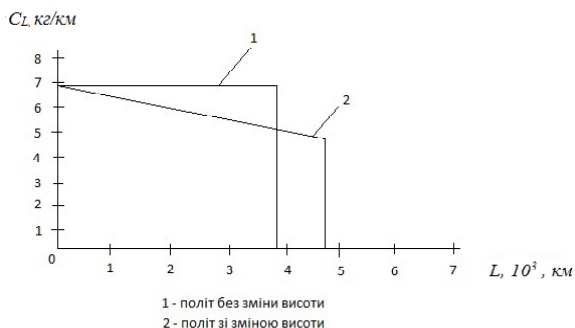


Рисунок 1. Порівняння кілометрової витрати палива і дальності польоту літака зі сталою висотою – 1, та при оптимальній зміні висоти – 2. Площа під графіками дорівнює запасу палива

При польоті зі зміною висоти з 10,4 до 11,7 км, середня кілометрова витрата палива C_{Lcp} є меншою, ніж при польоті на сталій висоті. Згідно з прийнятими скороченими інтервалами вертикального ешелонування – RVSM, висота ешелона складає 300 м. При оптимальному крейсерському польоті треба змінити 4 ешелони висоти. Вагома економія палива дає підстави для отримання дозволу від організації управління повітряним рухом (УПР) на зміну висоти польоту. Зменшення кілометрової витрати палива на дистанції крейсерського польоту показано на рис. 1. При цьому дальність ділянки крейсерського польоту літака збільшується на 830 км. Оптимальна висота польоту розташована нижче максимальної висоти польоту літака тому, що крейсерська тяга двигунів менша, ніж максимальна тяга. Оптимальна висота польоту близька до максимальної висоти і не може бути збільшена на початку польоту. При польоті на початковій висоті кілометрова витрата палива може зменшуватись тільки за рахунок збільшення швидкості літака, але при числі Маха $M > 0,8$ вона обмежена умовою хвильової кризи. Збільшення оптимальної висоти під час польоту, дає значне зменшення витрати палива.

Отримані результати за швидкістю польоту близькі до роботи [7], де розглянуто оптимізацію параметрів польоту для літака близького до Boeing-767–200. Визначено, що оптимальне число Маха, як і у нашому випадку, складає $M = 0,78–0,8$ при стартовій тягоозбреності 0,28. При цьому оптимальна висота початку крейсерського польоту дорівнювала 11,9 км, кінцева – 13,7 км. Перевищення оптимальної висоти у порівнянні з нашими розрахунками складає приблизно 1,5 км, що можна пояснити використанням у [7] занадто високих коефіцієнтів аеродинамічної якості літака – (20–22), у той час як для Tu154 вони складають лише 11,9 та 13,1 при числах Маха 0,8 та 0,75 відповідно. Вимірний коефіцієнт аеродинамічної якості літака Boeing-767-200 дорівнює 12, [10]. Для сучасного літака Sukhoi Superjet-100 максимальний коефіцієнт аеродинамічної якості наближається до 16. Прийняті у [7] коефіцієнти аеродинамічної якості недостовірні та відносяться до крила, а не до літака. Отримана економія палива при зміні висоти польоту у [7] склала тільки 2 %, що значно відрізняється від резуль-

татів цієї роботи. Пояснення цієї відмінності знаходиться на рис.1, де зображено графік зменшення кілометрової витрати палива приблизно на 30% при польоті зі зміною висоти. Щоб здійснити такий політ на сталій висоті, необхідно зменшувати тягу двигунів, виходячи з умов сталої оптимальної тягоозброєності. Але при польоті на сталій висоті, при зменшенні маси літака, підтримання оптимальної тягоозброєності в умовах сталої тяги двигунів неможливе. Зменшення тяги двигунів нижче крейсерської, у роботі [7] не обговорювалось. Було відзначено, що: «тяга двигателя и расход топлива определяются заданным режимом работы двигателя (номинальный режим при наборе высоты в основном полете, т. е. 0,95 от оборотов ротора высокого давления на максимальном режиме) и условиями полета (Н и V)». Тоді не зрозуміло, за рахунок чого знижувалися витрати палива при польоті на сталій висоті зі сталою швидкістю при зменшенні маси літака. Відповідь може бути такою: за рахунок зменшення тяги та частоти обертання роторів двигунів при зменшенні маси літака. Але це не входило до умов оптимізації. Таким чином, наведена оцінка економії палива при зміні висоти занижена у кілька разів. Висновок роботи [7]: «с точки зрения оптимизации расхода топлива за полет при дальностях менее 5000 км переходит на следующий эшелон особой целесообразности нет» є невірним, оскільки оцінки економії палива, як було вказано, некоректні.

ВИСНОВКИ

1. Визначено, що оптимальна висота крейсерського польоту літака зростає при збільшенні його тягоозброєності та аеродинамічної якості. При польоті на сталій висоті при зменшенні маси літака внаслідок витрати палива, підтримання оптимальної тягоозброєності в умовах сталої тяги двигунів неможливе.

2. Показано, що при зменшенні маси палива під час польоту, оптимальна висота польоту літака типу Ту154 збільшується з 10,4 до 11,7 км, що призводить до економії палива та збільшення дальності на 14,8 % та дає підстави для отримання дозволу з боку організації управління повітряним рухом (УПР) на ступінчасту зміну кількох ешелонів висоти протягом польоту.

3. Знайдено, що оптимальна швидкість літака типу Ту154 при збільшенні висоти польоту з 10,4 до 11,7 км зменшується з 850 до 790 км/год внаслідок зменшення відношення тяги двигунів до густини повітря.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Динамика полёта самолёта: учебник для вузов / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под ред. академика РАН Г.С. Бюшгенса. — М. : Машиностроение, 2011. — 76 с.
2. Балакин В. Л. Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик : Конспект лекций / В. Л. Балакин, Ю. Н. Лазарев ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва. — Самара : 2002. — 55 с.
3. Балакин В. Л. Расчёт лётных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолёта [Электронный ресурс] : учеб. пособие / В. Л. Балакин, Т. А. Баяндина ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва. — Самара, 2004.
4. Баяндина Т. А. Расчёт лётных характеристик самолёта [Электронный ресурс] / Т. А. Баяндина, А. Г. Кочян; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. — Самара, 2012.
5. Скрипниченко С. Ю. Влияние индивидуальных характеристик самолета на наиболее выгодные режимы полета. Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность / Скрипниченко С. Ю. — Москва, 2005. — № 81. — С. 107—110.
6. Киселев М. А. К оптимизации управления траекторным движением самолета / М. А. Киселев, А. М. Костин, В. Р. Тюменев // Научный вестник МГТУ ГА. — 2008. — № 125. — С. 138—145.
7. Губарева Е. А. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке крейсерского полета / Е. А. Губарева, Т. Ю. Мозжорина // Инженерный журнал : наука и инновации, 2014, вып.12. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/technic/1248.html>
8. Мозжорина Т. Ю. Моделирование влияния атмосферных условий на результаты оптимизации программы полета дозвукового пассажирского самолета / Т. Ю. Мозжорина, Е. А. Губарева // Математическое моделирование и численные методы, 2014. — № 3 (3). — С. 74—88.
9. Березин П. Ф. Военно-авиационный словарь / П. Ф. Березин [и др.]. Москва : Воениздат, 1966. — 472 с.
10. Аэродинамическое качество — Википедия, https://ru.wikipedia.org/wiki/Аэродинамическое_качество. Планер Гимли

Статья поступила в редакцию 22.05.2019