

УДК 629.735.33.016+621.45.015

Єршов А.В.¹, Зеленіна О.А.², Гелетій І.А.³, Марченко А.А.⁴

¹ д-р техн. наук, проф. ЗНТУ

² ст. лаборант ЗНТУ

³ студ. гр. М-717 ЗНТУ

⁴ студ. гр. М - 617 ЗНТУ

МЕТОД ЕКОНОМІЇ ПАЛИВА ПРИ ПОЛЬОТІ ДОЗВУКОВОГО ЛІТАКА З ТРД

Біля 30% коштів авіакомпанії становлять витрати на авіаційне паливо. Крім конструктивних якостей літака, на економію палива впливає і вибір оптимальних параметрів польоту. Інформація, отримана в опублікованих роботах, недостатня для аналізу та визначення умов економії палива. Задача оптимізації розглядається з можливою умовою зміни висот крейсерського польоту. Економія палива в опублікованих роботах [1,2] становить лише 2%. Оптимальна зміна висоти крейсерського польоту може становити 1,5 км, що затрудняє організацію ешелонованого руху літаків. Тому слід уточнити економічні переваги від оптимізації висоти польоту у порівнянні з польотом на постійній висоті.

Цель робіт полягає в розробці методики визначення оптимальних параметрів польоту літака і оцінки скорочень витрат палива.

Метод оптимізації параметрів польоту. Для вирішення поставленої проблеми використано систему рівнянь для сил опору та підйомної сили

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

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

де F_x , F_y - сила опору і підйомна сила літака, C_x , C_y - аеродинамічні коефіцієнти сили опору і підйомної сили, ρ - щільність повітря, S - площа опорної поверхні крила літака, V - його швидкість, q - тягоозброєність, m - маса літака.

Тягоозброєність літака q дорівнює відношенню сили тяги двигунів до сили ваги літака $F_y = mg$. Поблизу поверхні Землі вона приймає значення: $q_0 = 0,1-0,3$. Але з рівнянь (1) і (2) її величина визначається як співвідношення аеродинамічних коефіцієнтів:

$$q = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{k}, \quad (3)$$

де k - коефіцієнт аеродинамічної якості літака, який може досягати величини $k = 10-14$. При цьому найвигідніший коефіцієнт тягоозброєності матиме значення: $q = 0,05-0,07$, що значно менше q_0 . Зниження тягоозброєності досягається при збільшенні висоти польоту. Використання (3) дає можливість визначити збільшення оптимальної висоти протягом польоту в залежності від зменшення маси літака.

Аналіз результатів. Виконано розрахунки оптимальних характеристик на початку і в кінці ділянки крейсерського польоту літака типу Ту-154. Найбільша дальність польоту літака залежить від кілометрового витрати палива - C_L , який визначається формулою

$$C_L = \frac{C}{v} = \frac{C_{y0} q m g}{v} \quad (4)$$

де C , кг/год -годинну витрату палива літака; C_{y0} , кг/год, N - питома годинна витрата палива; v - швидкість літака, яка визначається з формули (2).

Оптимальна тягоозброєність залежить від висотної характеристики двигуна і визначає оптимальну висоту польоту. При збільшенні тягоозброєності - q в кінці польоту оптимальна щільність повітря зменшується, що відповідає підвищенню висоти польоту H з 10,4 до 11,7 км. Отримано, що при зміні оптимальної висоти польоту середня кілометрова витрата палива зменшується на 14,8% в порівнянні з витратою палива на початковій постійній висоті.

Висновки

1. Встановлено, що оптимальна висота крейсерського польоту літака зростає при зменшенні його маси в польоті внаслідок витрати палива. При

польоті на постійній висоті при зменшенні маси літака підтримка оптимальної аеродинамічної якості в умовах постійної тяги двигунів неможлива.

2. Показано, що при зменшенні маси палива під час польоту, оптимальна висота польоту літака типу Ту-154 збільшується з 10,4 до 11,7 км, що призводить до економії палива і збільшення дальності на 14,8% і дає підстави для отримання дозволу з боку організації управління повітряним рухом (УПР) на ступінчасту зміну декількох ешелонів висоти протягом польоту.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. 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. – Режим доступа: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/technic/1248.html>
2. 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.