

УДК 629.735.33.016

Єршов А.В.

д-р техн. наук, проф. НУ «Запорізька політехніка»

ОПТИМАЛЬНА ШВИДКІСТЬ ДОЗВУКОВОГО ПОЛЬОТУ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА З ТРД

Витрати авіаційного палива для пасажирських літаків становлять 4...6 т на тисячу кілометрів польоту та складають близько 30% від усіх витрат авіакомпаній. На економію палива значно впливає вибір оптимальних параметрів польоту – висоти і швидкості. Інформації в опублікованих роботах ще недостатньо для аналізу та визначення умов економії палива.

Метод оптимізації параметрів польоту. Виконано розрахунки оптимальних характеристик крейсерського польоту літака типу Боїнг 737. Найбільша дальність польоту літака залежить від кілометрової витрати палива – C_L , яка визначається за формулою

$$C_L = C/V = C_n \cdot q \cdot mg/V, \quad (1)$$

де $C, \text{кг/год}$ – годинна витрата палива літака; $C_n, \text{кг/Н}\cdot\text{год}$ – питома годинна витрата палива на 1 Ньютон тяги двигуна; V – швидкість; q – тягоозброєність літака, яка визначається як відношення тяги двигунів до ваги літака mg .

Оптимальна тягоозброєність залежить від висотної характеристики двигуна і визначає оптимальну висоту польоту. Для вирішення поставленої проблеми використано систему рівнянь для сил опору F_x та підйомної сили F_y

$$F_x = C_x \cdot \rho S V^2 / 2, \quad (2)$$

$$F_y = C_y \cdot \rho S V^2 / 2, \quad (3)$$

де C_x та C_y – коефіцієнти опору та підйомної сили літака; S – площа крила; ρ – густина повітря.

Для горизонтального польоту на максимальній висоті тягоозброєність дорівнює відношенню C_x/C_y і є зворотною від максимального коефіцієнта аеродинамічної якості літака. Тоді формула (1) набуває вигляду

$$C_L = C_{nm} \cdot mg \cdot C_x/C_y \cdot \alpha \cdot M, \quad (4)$$

де α – швидкість звуку; M – число Маха.

Змінною величиною у (4) є співвідношення

$$C_x/C_y \cdot M, \quad (5)$$

яке є зворотною величиною від максимального коефіцієнта аеродинамічної якості літака та числа Маха.

Для проведення розрахунків використано полярну літака, якою є залежність аеродинамічного коефіцієнта підйомної сили C_y від коефіцієнта опору C_x при заданих числах Маха, яку наведено на рис. 1.

Маючи полярну літака для різних чисел Маха, було визначено залежність (5) та швидкість літака від M , що приведені у таблиці 1. Враховано, що швидкість звуку на висоті 11 км складає 1040 км/год.

Таблиця 1 – Залежність $C_x/C_y \cdot M$ та швидкість літака

M	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,8	0,85	0,90
$C_x/C_y \cdot M$	0,135	0,124	0,113	0,105	0,104	0,105	0,111	0,123
$V, \text{км/год}$	570	625	680	730	780	840	890	940

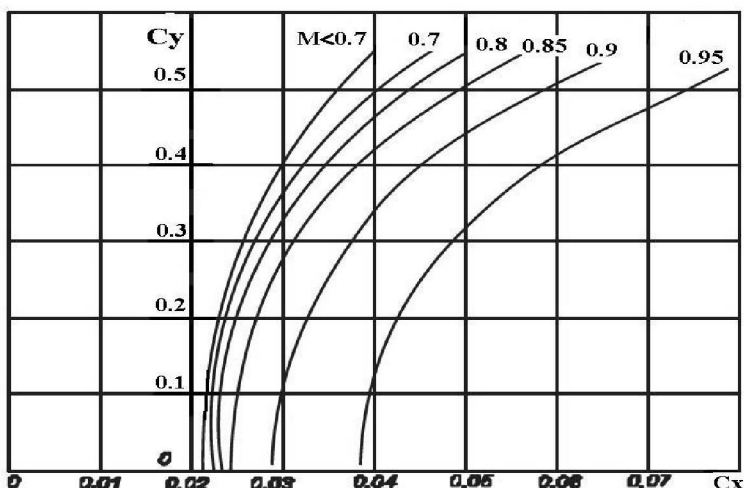


Рис. 1 – Зміна аеродинамічних коефіцієнтів опору C_x та підйомної сили C_y залежно від числа Маха літака типу Боїнг 737.

Як видно з таблиці 1, мінімальна величина залежності $C_x/C_y \cdot M$, яка є пропорційною витраті палива, відповідає швидкості 730...840 км/год. При підвищенні швидкості до 890 км/год витрати палива збільшуються вже на 5% внаслідок збільшення хвильового опору літака.

Висновки.

1. Встановлено, що оптимальна швидкість крейсерського польоту літака типу Боїнг 737 становить 730...840 км/год на максимальній висоті польоту 11 км. При подальшому збільшенні швидкості помітно зростає хвильовий опір літака, що приводить до підвищення витрати палива.

2. Показано, що оптимальний режим кілометрової економії палива на максимальній висоті польоту відповідає умові польоту з максимальною аеродинамічною якістю літака.