

*В.П. Пелих, В.М. Андрущенко, к.т.н.  
(Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ»,  
Україна)*

### **Порівняння паливної ефективності літаків з крилом надвеликого подовження з підкосом та літаків з класичним крилом без підкосу**

*Визначено витрату палива для двох літаків з різними значеннями подовження і розмаху крила при інших однакових геометричних параметрах. Розраховано величину максимальної дальності польоту для літака, у якого крило з подовженням  $\lambda = 20$  і з підкосом, та літака, у якого крило з подовженням  $\lambda = 10$  без підкосу, за умови витрати однакової кількості палива.*

Бажання збільшити дальність, швидкість польоту, підвищити економію палива змушує виробників використовувати для майбутніх літаків схеми з більшою аеродинамічною якістю, наприклад схему з несучим фюзеляжем, як у літака Celega 500L [1], або TBW схему крила [2].

В цій роботі досліджено, як зменшення індуктивного опору на крилі з подовженням  $\lambda = 20$  та з підкосом у вигляді аеродинамічного профілю, порівняно з крилом подовженням  $\lambda = 10$  без підкосу впливає на величину витрати палива на кілометр польоту. Для дослідження використано літаки з параметрами, що занесено у таблицю 1. Усі параметри, крім подовження і відповідного розмаху крила, є рівними.

Далі за текстом: варіант 1 – літак з крилом з підкосом, у якого  $\lambda = 20$  і розмах 93,5 м (схема TBW); варіант 2 –  $\lambda = 10$  і розмах 63 м, підкіс відсутній.

*Таблиця 1.*

Основні геометричні та масові параметри двох літаків

Параметр	Значення	Параметр	Значення
Діаметр фюзеляжу, м	5,97	Довжина фюзеляжу, м	60
Площа крила, м <sup>2</sup>	397,4	Звуження крила	2,5
Відносна площа ГО	0,23	Відносна площа ВО	0,18
Подовження ГО	4,9	Подовження ВО	1,25
Звуження ГО	3,25	Звуження ВО	1
Маса літака, кг	170000	Маса палива, кг	68000

Методологія розрахунку наведена в джерелах [3] та [4]. Розрахункові параметри двигуна взяті аналогічними параметрам двигуна Rolls-Royce Trent XWB [5].

Результати розрахунку наведені у таблицях 2 та 3. На основі даних розрахунку побудовано графік залежності витрати палива на кілометр польоту від числа Маху (М) для різних висот Н (рисунок 1).

Максимальна дальність горизонтального польоту визначалась як відношення маси палива до витрати палива на кілометр польоту (витрати на режимах зльоту та посадки не враховувалися, враховано аеронавігаційний запас та запас, що не може бути злитий).

Шляхова швидкість визначалась відносно розрахункового числа М.

Таблиця 2.

Витрата палива на кілометр польоту, кг/км для варіанту 1

Н, м \ М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
0	23,022	14,045	12,481	12,998	-	-
1000	24,568	13,591	11,901	11,746	-	-
2000	22,154	13,31	11,35	10,875	13,153	-
3000	19,575	12,64	10,516	9,899	11,307	-
4000	17,56	12,262	9,752	9,016	9,949	-
5000	15,986	11,968	9,044	8,216	8,806	-
6000	14,789	11,893	8,496	7,531	7,832	-
7000	-	13,651	8,007	6,952	6,993	-
8000	-	12,575	7,671	6,42	6,265	-
9000	-	12,192	7,472	6,008	5,743	6,612
10000	-	-	7,846	5,688	5,293	5,772
11000	-	-	-	5,582	4,927	5,254
12000	-	-	-	-	4,861	-

Таблиця 3.

Витрата палива на кілометр польоту, кг/км для варіанту 2

Н, м \ М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
0	28,524	16,284	13,596	13,402	-	-
1000	30,029	16,059	13,069	12,397	-	-
2000	27,089	16,052	12,578	11,659	13,141	-
3000	24,255	15,452	11,825	10,729	11,489	-
4000	22,257	15,134	11,134	9,876	10,366	-
5000	20,967	14,891	10,484	9,096	9,389	-
6000	20,336	15,091	10,039	8,466	8,529	-
7000	-	-	9,673	7,985	7,77	-
8000	-	-	9,608	7,553	7,097	-
9000	-	-	10,051	7,349	6,75	7,437
10000	-	-	10,21	7,406	6,513	6,722
11000	-	-	-	8,216	6,45	-

На основі розрахунків для варіанту 1 рекомендований режим польоту на максимальну дальність в 13900 км з наступними параметрами:

- 12000 м – висота польоту;
- 637 км/год – шляхова швидкість;
- 4,861 кг/км – витрата палива на кілометр польоту.

Для варіанту 2 рекомендований режим польоту на максимальну дальність в 10500 км з наступними параметрами:

- 11000 м – висота польоту;
- 638 км/год – шляхова швидкість;
- 6,45 кг/км – витрата палива на кілометр польоту.

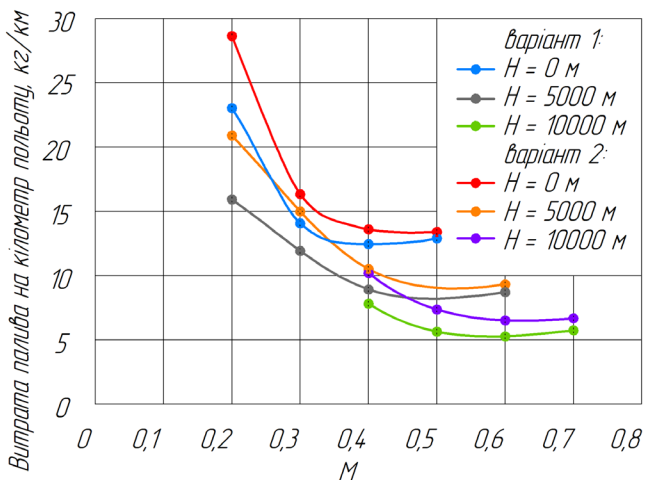


Рис. 1. Графіки залежності витрати палива на кілометр польоту від  $M$  польоту для висот 0 м, 5000 м та 10000 м для двох варіантів літака

Як видно з розрахунку, у варіанті 1, за рахунок більшого подовження і, як наслідок, меншого індуктивного опору та більшої аеродинамічної якості, на 32%, порівняно з варіантом 2, менша витрата палива на кілометр польоту. Пропорційно цьому значенню підвищується і максимальна дальність польоту.

Літаки з крилом по схемі TBW мають меншу витрату палива. Ця особливість може дозволити здолати більшу відстань при повному заправленні, без дозаправлення в процесі польоту, або зменшити кількість викидів продуктів згоряння в атмосферу при тій же дальності польоту і режимі роботи двигунів.

### Список літератури

1. Celera 500L reviewed using Newtonian physics / N. Landell-Mills. 2021. URL: <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.22342.8096> (дата звернення: 02.04.2023).
2. Development of a framework for truss-braced wing conceptual MDO / O. Gur та ін. Structural and multidisciplinary optimization. 2011. Т. 44, № 2. С. 277–298. URL: <https://doi.org/10.1007/s00158-010-0612-9> (дата звернення: 02.04.2023).
3. Аеродинамічні характеристики літака / В. І. Холявко. – Навч. посібник. – Харків: Харк. авіац. ін-т. 1998. – 80 с.
4. Льотно-технічні характеристики, повздовжня стійкість і керуваність літака / Г. П. Курочка. – Навч. посібник: Вид. друге, перероб. і доп. – Харків: Держ. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т.». 1999. – 188 с.
5. «Trent-XWB infographic» (PDF). Rolls-Royce. May 2017. URL: <http://www.rolls-royce.com/~media/Files/R/Rolls-Royce/documents/civil-aerospace-downloads/trent-xwb-infographic.pdf> (дата звернення: 02.04.2023).