



УДК 621.45

АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ МАЛОРАЗМІРНОГО ДВИГУНА ДЛЯ ШВИДКІСНОГО БПЛА

О. Г. Селезень, О. Д. Дегтярьов

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"*

Відомо, що для створення високошвидкісних низько літаючих літальних апаратів (ЛА) необхідні двигуни з відповідними параметрами. На даний момент такі двигуни не виготовляються в Україні. Дослідження присвячене можливості використання мало-розмірного турбореактивного двигуна (ТРД), що є на ринку, для використання в такому типі ЛА.

Двигун, що був обраний, ТРД китайського виробництва злітною тягою 300Н. Компресор-відцентровий, 1 ступінчата турбіна, петльова камера згоряння, сопло дозвукове, що звужується.

Проблема полягає в тому, що точні дані щодо його циклу виробник не надає. Існує лише дросельна характеристика подана у таблиці 1.

Таблиця 1 – Дросельна характеристика ТРД

Частота обертів, тис. об./хв	33	40	50	60	70	80	90	95	98
Витрати палива, г/хв	170	210	270	330	410	500	700	790	840
Тяга, кГс	1,84	2,72	4,55	7,36	11,04	16,5	23,1	29	30,9

Необхідно перевірити оптимальність цього двигуна для режиму польоту БПЛА. Ймовірний основний режим польоту: швидкість $M = 0,7$, висота 200м.

Робота проводилася з використанням математичної моделі ТРД, розробленої на кафедрі Теорії авіаційних двигунів. У цьому аналізі використовувалася апроксимаційна характеристика елементів двигуна.

Були підібрані температура газів за камерою згоряння, рівень підвищення тиску в компресорі, а також втрати в елементах проточної частини двигуна для відповідності характеристики, отриманої з математичної моделі і даних що до двигуна. Результати розрахунку надані у таблиці 2.

Таблиця 2 – Дросельна характеристика, отримана за результатами математичного моделювання

Частота обертів, тис. об./хв.	78	81	85	90	91	92	93,5	95	98
Витрати палива, кг/год.	30	32,5	36	41	42	43	45	47	51
Тяга, Н	156	172	204	240	249	258	269,5	282	301

На рис. 1, 2 представлена порівняльна характеристика двигуна та математичної моделі.

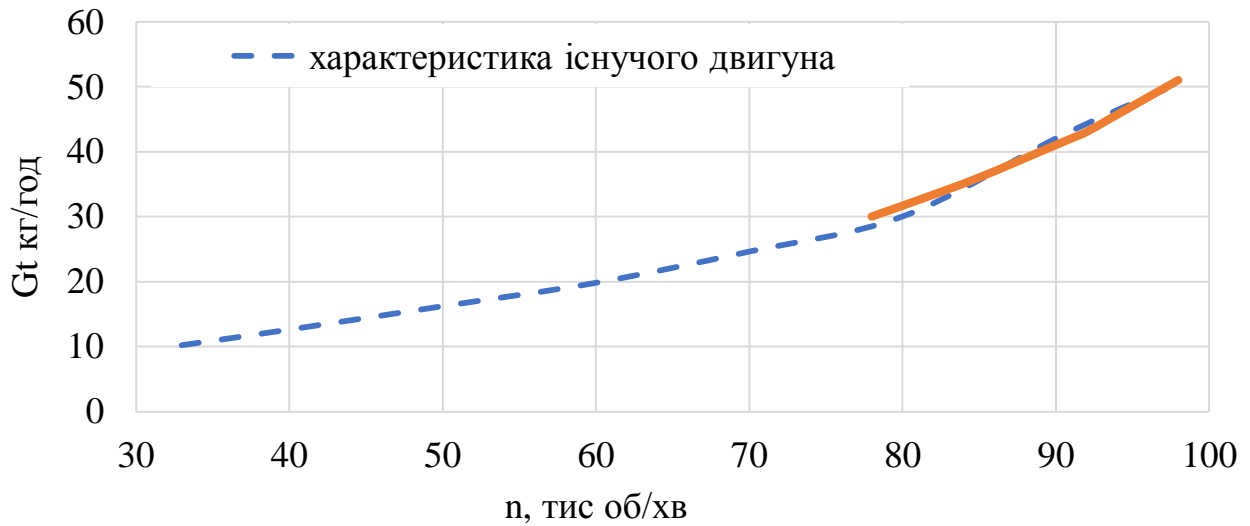


Рис. 1 – Залежність витрати пального від частоти обертання ротора

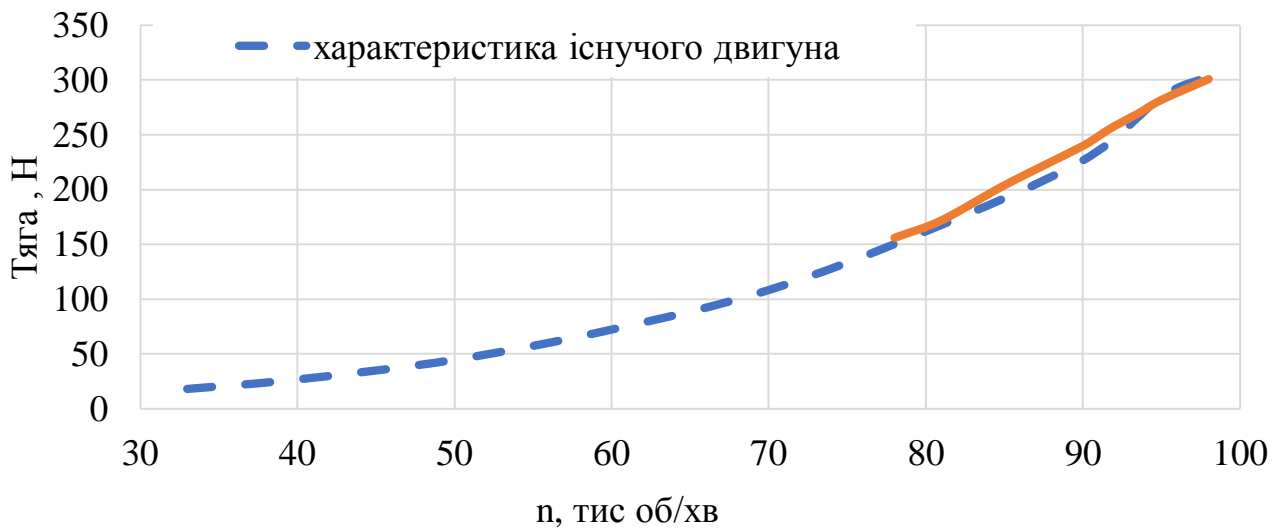


Рис. 2 – Залежність тяги двигуна від частоти обертання

Використовуючи отриману модель двигуна, була отримана швидкісна характеристика двигуна для висоти 200 м представлена на рис. 3.

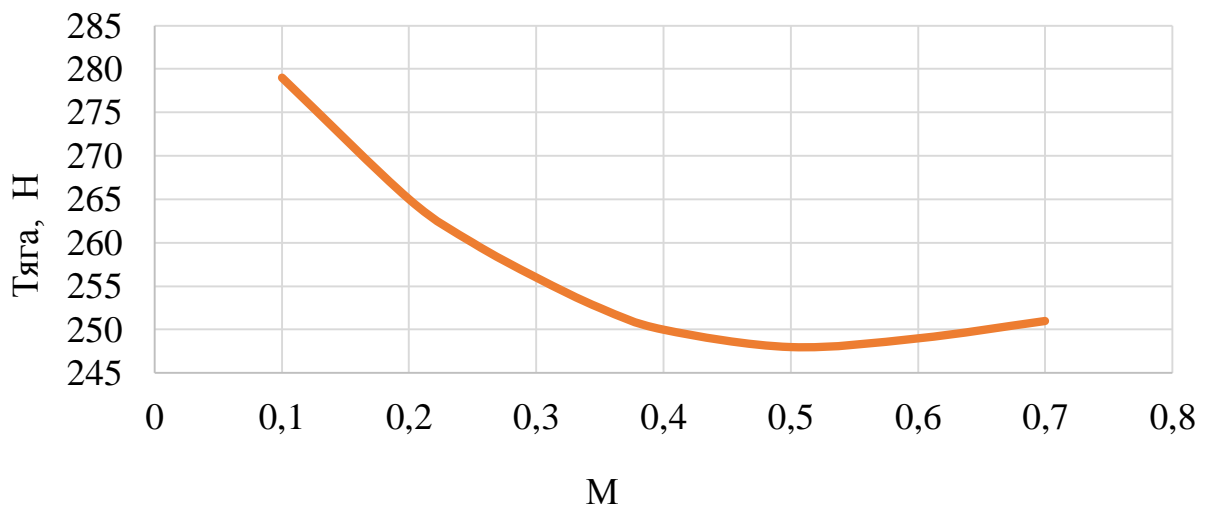


Рис. 3 – Залежність тяги від швидкості польоту при стандартних атмосферних умовах і висоті польоту 200 м

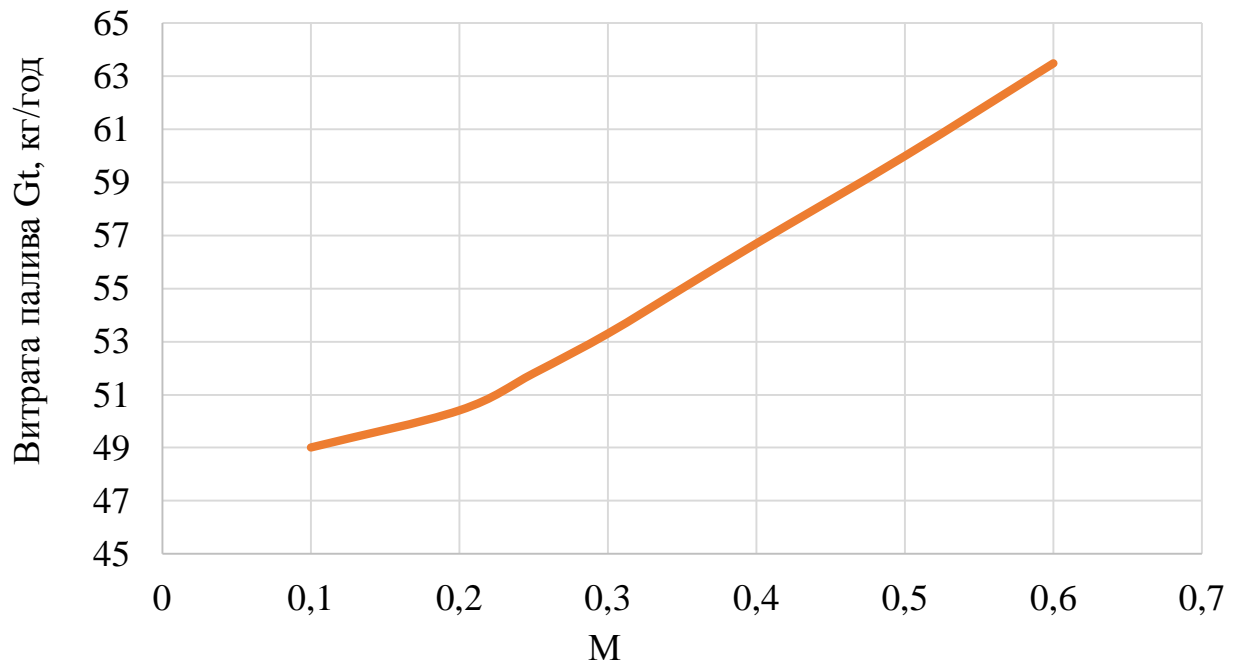


Рис. 4 – Залежність витрати пального від швидкості польоту при стандартних атмосферних умовах та висоті польоту 200 м

З графіка видно, що за необхідною швидкістю польоту $M = 0,7$ спостерігається невеликий приріст тяги після мінімального значення відповідного приблизно $M = 0,5$.

Висновок:

При збільшенні швидкості польоту на висоті 0,2 км тяга зменшуватиметься до приблизно 248 Н при швидкості $M = 0,5$. У цьому “яма” по тязі посідає швидкості $M = 0,4-0,7$. Далі тяга двигуна починає зростати, але економічність ще більше погіршиться. Це вказує на недоцільність використання цього двигуна для поставленого завдання. Найімовірніше рекомендується його використати для інших ЛА що експлуатуються на менших швидкостях або більших висотах польоту.