

УДК 510

*Глущенко С. Д., курсант**Гусарова О. В., викладач першої категорії**Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна*

РОЗРАХУНОК ШВИДКІСНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА ЗАСОБАМИ ТАБЛИЧНОГО ПРОЦЕСОРА

Велика кількість задач, які виконують спеціалісти різних галузей кожний день, зводяться до проведення численних обчислень, підбиття підсумків за різними групами даних та зберігання табличних даних. Звичайно, весь цей облік можна ввести на папері, але це дуже часто приводить до незручностей, наприклад зміна частини даних. Такі рутинні роботи зручно виконувати за допомогою персонального комп'ютера. Для проведення розрахунків з даними, які представлені в табличному вигляді, розроблені пакети прикладних програм, які називаються – табличний процесор.

Табличний процесор – це прикладна програма, призначена для опрацювання даних, поданих електронними таблицями – електронними документами з певною структурою. До можливостей табличного процесора відноситься: опрацювання даних за допомогою вбудованих функцій; форматування таблиць; управління даними та їх аналіз; подання табличних даних у графічному вигляді та ін.

За допомогою табличного процесора можна розрахувати швидкісну характеристику турбореактивного двигуна.

Льотні характеристики ТРД є одним з видів експлуатаційних характеристик і складаються з швидкісних і висотних характеристик. Вони дозволяють провести оцінку експлуатаційних властивостей ТРД при різних умовах польоту і на різних режимах його роботи.

В якості вихідних даних для розрахунку задаються: витрати повітря ($G_{\text{во}}=60$ кг/с); ступінь підвищення повного тиску повітря в компресорі ($\pi_{\text{ко}}^*=13$); повна температура газів на вході в турбіну ($T_{\text{го}}^*=1000^\circ\text{K}$); система стрибків ущільнення у входному пристрої (2К+П); висота польоту ($H=11$ км).

Необхідні розрахунки досить громіздкі, об'ємні та вимагають багато уваги та часу для їх проведення навіть за допомогою калькулятора, використовуючи табличний процесор ми значно спростимо і прискоримо їх виконання.

При виконанні розрахунків використовуються значення коефіцієнтів, що характеризують втрати енергії в елементах двигуна такі як: коефіцієнт відновлення повного тиску у входному каналі ($\sigma_{\text{кан}}^*=0,96$), характеризує втрати в повітрозбірнику; ККД компресора ($\eta_{\text{к}}^*=0,84$); коефіцієнт відновлення повного тиску в камері згоряння ($\sigma_{\text{кк}}^*=0,95$); коефіцієнт повноти згоряння палива в камері згоряння ($\eta_{\text{г}}=0,99$); адіабатний ККД турбіни ($\eta_{\text{т}}^*=0,91$); коефіцієнт швидкості реактивного сопла ($\phi_{\text{с}}=0,98$).

Проводиться розрахунок параметрів ТРД при роботі в наступній послідовності: робота компресора визначається за формулою: $L_{ко} = 1005 \cdot 288 (\pi_{ко}^{*0,286} - 1) / \eta_{к}^*$. Вибираємо комірку В2 і вписуємо дані та за допомогою функції «ОКРУГЛ» (Рис.1): «=ОКРУГЛ(1005*288*((13^0,286)-1)/0,84;1)».

ОКРУГЛ(число;число_розрядів) - повертає число, округлене до вказаної кількості десяткових розрядів.

Аргументи: число – число, що потрібно округлити; число_розрядів - кількість десяткових розрядів, до якої потрібно округлити число (якщо число_розрядів більше 0, то число округляється до вказаної кількості десяткових розрядів справа від знака десяткового розділювача (як правило - коми); якщо число_розрядів рівне 0, то число округляється до найближчого цілого, якщо число_розрядів менше 0, то число округляється до вказаної кількості десяткових розрядів зліва від знака десяткового розділювача).[2]

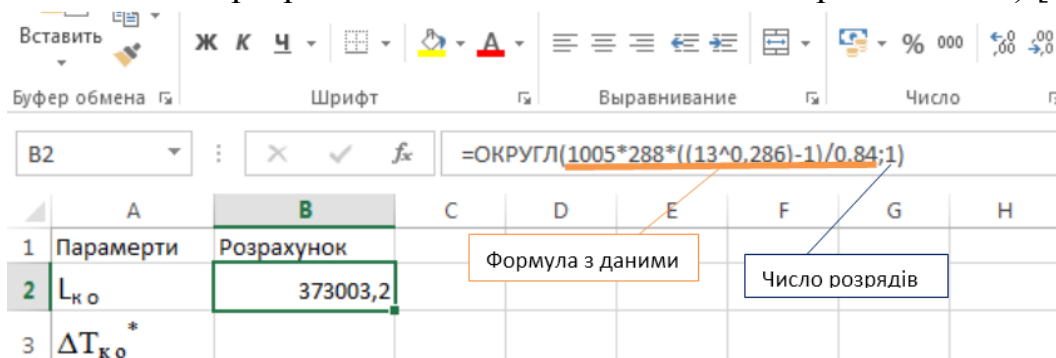


Рисунок 1 – Введення формули для знаходження $L_{ко}$.

Аналогічні операції робимо для знаходження інших величин: підігрів повітря при стисканні в компресорі ($\Delta T_{ко}^* = L_{ко} / 1005$). Комірка В3: «=ОКРУГЛ(B2/1005;0)»; функція ступеня зниження тиску в турбіні (де робота турбіни: $L_{то} = L_{ко}$): $E_{то}^* = L_{то} / (1155 \cdot T_{го}^* \cdot \eta_{т}^*)$. Комірка В4: «=ОКРУГЛ(B2/(1155*1000*0,91);2)»; ступінь зниження тиску в турбіні: Комірка В5: «=ОКРУГЛ((1/(1-B4))^4;1)»; повна температура газів на виході з турбіни: $T_{то}^* = T_{го}^* - (L_{то} / 1155)$. Комірка В6: «=ОКРУГЛ(1000-(B2/1155);0)». В результаті цього отримаємо таблицю з даними (Рис.2).

	A	B
1	Параметри	Розрахунок
2	$L_{ко}$	373003,2
3	$\Delta T_{ко}^*$	371
4	$E_{то}^*$	0,35
5	$\pi_{то}^*$	5,6
6	$T_{то}^*$	677

Рисунок 2 – Розрахункова таблиця параметрів ТРД

Швидкісна характеристика розраховується на заданій висоті польоту Н для кількох значень числа польоту M_n от 0 до $M_{n \max}$. Ми візьмемо 7 значень в діапазоні від 0 до 3 з кроком 0,5. Скориставшись такою властивістю табличного

процесора, як автозаповнення, формулу нам потрібно вводити тільки один раз, а далі скориставшись маркером автозаповнення протягуємо його на всі необхідні комірки електронної таблиці. Для розрахунку швидкісної характеристики візьмемо наступні дані: висота польоту $H=11\text{км}$, статична температура $T_H=216,5^\circ\text{K}$, статичний тиск зовнішнього повітря $P_H = 0,23 \cdot 10^5 \text{ Па}$.

Далі підраховуються такі значення (по тому самому принципу що вказаний вище): місцева швидкість звуку $a_H = 20,05\sqrt{T_H}$, $a_H = 295\text{м/с}$ та відносний тиск $\overline{P}_H = P_H/1,01325 \cdot 10^5$, $\overline{P}_H = 0,226 \text{ Па}$.

Розрахунок швидкісної характеристики проводиться табличним способом порядково (Табл.1).

Таблиця 1 – Таблиця розрахунків швидкісної характеристики ТРД

№ п/п	Розрахункові формули	Розмірність	Число польоту M_H						
			0	0,5	1	1,5	2	2,5	3
1	$V=M_H \cdot a_H$	м/с	0	147,5	295	442,5	590	737,5	885
2	$(1+0,2 M_H^2)$	-	1	1,05	1,2	1,45	1,8	2,25	2,8
3	$T_B^*=T_H(1+0,2M_H^2)$	К	216,5	227,3	259,8	314	389,7	487,1	606,2
4	ΔT_K^*	К	371	371	371	371	371	371	371
5	$T_K^*=T_B^*+\Delta T_K^*$	К	587,5	598,3	630,8	685	760,7	858,1	977,2
6	T_T^*	К	1000	1000	1000	1000	1000	1000	1000
7	$C_{p\text{ ср}}$	кДж/(кг К)	1,151	1,153	1,158	1,165	1,177	1,197	1,216
8	$(T_T^*-T_K^*)$	К	412,5	401,7	369,2	315	239,3	141,9	22,8
9	q_T	-	0,0121	0,0118	0,0109	0,0094	0,0072	0,0043	0,0007
10	$\sigma_{ск}^*$	-	-	-	1	0,98	0,96	0,88	0,76
11	$\sigma_{вх}^*=\sigma_{ск}^* \cdot \sigma_{кан}^*$	-	-	-	0,96	0,941	0,922	0,845	0,73
12	$(1+0,2 M_H^2)^{3,5}$	-	1	1,186	1,893	3,671	7,824	17,086	36,733
13	π_D	-	1	1	1,82	3,45	7,21	14,44	26,81
14	$\pi_K^*0,286$	-	2,44	2,37	2,2	1,99	1,8	1,64	1,51
15	$\pi_K^*=(\pi_K^{*0,286})^{3,5}$	-	22,7	20,5	15,8	11,12	7,82	5,65	4,23
16	$\pi_O=\pi_D \cdot \pi_K^*$	-	22,7	20,5	28,76	38,36	56,38	81,59	113,3
17	π_T^*	-	5,6	5,6	5,6	5,6	5,6	5,6	5,6
18	$\pi_C=\pi_O\sigma_{ск}^*/\pi_T^*$	-	3,9	3,5	4,88	6,5	9,56	13,84	19,22
19	$(1-1/\pi_C^{0,25})$	-	0,288	0,269	0,327	0,374	0,431	0,482	0,522
20	$\sqrt{(1-1/\pi_C^{0,25})}$	-	0,537	0,519	0,572	0,612	0,657	0,694	0,722
21	T_T^*	К	677	677	677	677	677	677	677
22	C_c	м/с	658,1	636,1	701	750	805,2	850,5	885
23	$R_{yD}=C_c \cdot V$	Н/кг	658,1	488,6	406	307,5	215,2	113	0
24	C_{yD}	кг/Н ч	0,066	0,087	0,097	0,11	0,12	0,137	0
25	G_B	кг/с	24,77	22,37	31,39	41,86	61,53	89,04	123,65
26	$R=R_{yD} \cdot G_B$	кН	16301	10930	12744	12872	13241	10062	0
27	$G_T=C_{yD} \cdot R$	т/ч	1076	951	1236	1416	1589	1378	0
28	$L_c=(C_c^2 \cdot v^2)/2$	кДж/ч	211966	191433	202188	183347	150124	89722	0
29	$\eta_e=L_e/q_T \cdot H_u$	-	0,45	0,41	0,43	0,39	0,32	0,19	0
30	$\eta_R=2/(1+C_c/V)$	-	0	0,38	0,59	0,74	0,85	0,93	1
31	$\eta_O=\eta_e \cdot \eta_R$	-	0	0,16	0,25	0,29	0,27	0,18	0

Таким чином, розрахунки швидкісної характеристики ТРД були зроблені швидко та якісно, можливість зробити помилки при обчисленні відсутні. Льотні характеристики двигуна є вельми важливим для льотної експлуатації: тяга, створювана ТРД на певній швидкості і висоті польоту, являє собою

розташовану тягу літака. Використання цієї тяги спільно з споживаною тягою, яка визначається аеродинамічним опором літака, дозволяє визначати його льотно-тактичні дані: найвигідніші режими польоту, характеристики розгону і гальмування, висотність, дальність і тривалість польоту і т.д.

Список літератури

1. Терещенко Ю. М., Волянская Л. Г., Кулик Н. С., Панин В. В.. Теория авиационных газотурбинных двигателей : учебник для студентов вузов . Киев: Нац. авиац. ун-т. 2005. 498 с.
2. Горлач В. М., Левченко О. М. Табличний процесор Microsoft Excel : навчальний посібник. Львів: БаК. 1998. 120 с.

УДК 519.24:62-50

Дергачов В. А., к.т.н., доцент кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості

Кошовий М. Д., д.т.н., професор, завідувач кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості

Павлик Г. В., к.т.н., доцент кафедри інтелектуальних вимірювальних систем та інженерії якості

Кошова І. І., аспірант

Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна

МЕТОД ПОБУДОВИ ОПТИМАЛЬНИХ КОМБІНАТОРНИХ ПЛАНІВ ЕКСПЕРИМЕНТА

Метод планування експерименту є одним з найбільш ефективних методів і дозволяє одержувати статистичні математичні моделі різних об'єктів і процесів. Актуальною задачею є застосування теорії планування експериментів для ситуацій, типових для випробувань об'єктів різного призначення. При цьому необхідно враховувати особливості випробувань, виявлення основних ознак і класифікація задач планування випробувань.

Оптимальне планування експерименту часто вимагає складного впорядкування дослідів відповідно до різних факторів, і такі впорядкування можуть бути засновані на комбінаторних конфігураціях або комбінаторних схемах. Ефективність планування експерименту багато в чому залежить від правильного вибору комбінаторного плану для врахування впливу зовнішніх факторів.

Використання комбінаторних планів в експериментах дозволяє одержати більш повну інформацію про об'єкт, включаючи інформацію про порядкові ефекти, а також істотно зменшити витрати машинного часу. Ефективність планування експерименту багато в чому залежить від правильного вибору комбінаторного плану для врахування впливу зовнішніх факторів. У зв'язку зі складністю задачі планування випробувань інтенсивно ведеться пошук нових критеріїв оптимальності планів, що відбивають їхні властивості та методів