

УДК 621.431.75

Кравченко І.Ф., Єланський О.В., Попуга А.І., Улітенко Ю.О.  
ДП «Івченко-Прогрес». Україна, м. Запоріжжя

## ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ І КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ТРДД ДЛЯ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ЗА КРИТЕРІЄМ ПРЯМИХ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ВИТРАТ

### Анотація

Представлені результати розробки методу оптимізації параметрів термодинамічного циклу і конструктивної схеми турбореактивного двоконтурного двигуна, у тому числі представлені вибір і обґрунтування критеріїв оптимізації. Зроблені оцінки отриманих результатів.

### Abstract

The results of development of method of optimization of thermodynamics cycle and structural chart of turbojet propulsive indexes are presented, including a choice and grounds of criteria of optimization is presented. The estimations of the received results are done.

Вибір основних параметрів двигуна здійснює великий вплив на ефективність його роботи як силової установки (СУ). Однак найкращі параметри для одного критерію оптимізації як правило не є найкращими для іншого.

Метою даної роботи є визначення оптимальних параметрів термодинамічного циклу і конструктивної схеми турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) шляхом селекційного відбору за допомогою декількох критеріїв (питома витрата пального, максимальна температура на вході в робоче колесо турбіни, сума мас палива та СУ та прямі експлуатаційні витрати (ПЕВ)).

Однак головним критерієм оптимізації, з вищезазначених, обрано критерій ПЕВ, так як він дозволяє обрати із ряду двигунів найбільш оптимальний з точки зору економічності, експлуатаційних витрат та розподілення параметрів.

Всі частини ПЕВ визначаються на рейс для заданої дальності і часу польоту. Рекомендовані нормативи в основному відповідають методиці АЕА ([6]), скоректовані на сучасні умови (по ряду публікацій в журналі «Aircraft Economics» в 1999–2001 рр.).

При визначенні ПЕВ враховані наступні статті витрат:

- паливо;
- зарплата екіпажа;
- амортизація;
- страхування;
- аеропортні збори;
- навігаційні збори;
- технічне обслуговування і ремонт планера та СУ.

Математичне моделювання ТРДД широко застосовується в наукових дослідженнях та пошукових розробках, а також на всіх етапах його створення, включаючи проектування та експериментальне доведення. Цьому сприяє зростання потужності обчислювальних машин, розвиток їх математичного забезпечення та удосконалення зовнішніх пристроїв. В свою чергу, для їх ефективного використання необхідна розробка математичних моделей і програм, які за своєю структурою і методами організації обчислювальних процесів мають якнайкраще відповідати можливостям сучасних ЕОМ. Особливо велика роль математичного моделювання ТРДД в системах автоматизованого проектування двигунів ([1]).

Задачі дослідження:

- розробка універсального метода узгодження термодинамічних і конструктивно-геометричних параметрів ТРДД для регіонального транспортного літака (рис. 1);

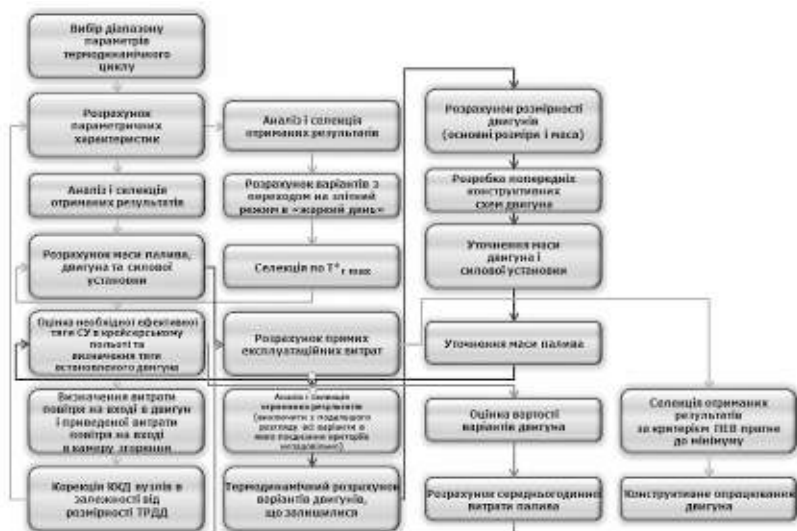


Рис. 1. Блок-схема методики вибору параметрів і конструктивної схеми двигуна

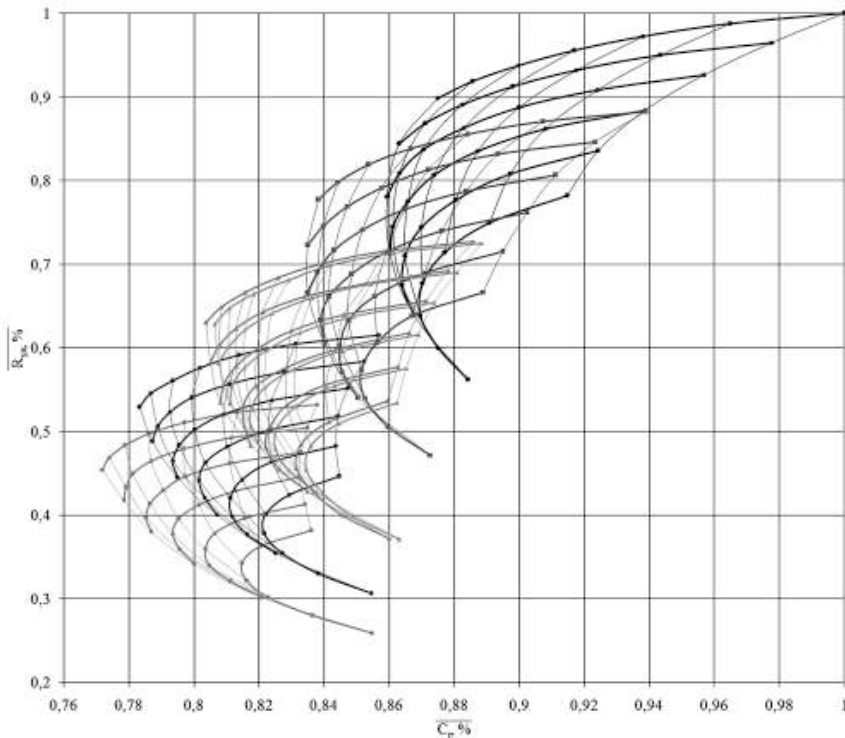


Рис. 2. Параметричні характеристики досліджуваних варіантів

Таблиця 1

Діапазон параметрів термодинамічного циклу

$\pi_k^*$	20	25	30	35	40	45	50
$T_{гтк}^*$	1250	1300	1350	1400	1450	1500	
Тип	безредукторні			редукторні			
$m$	4,8	6	8	8	10	12	

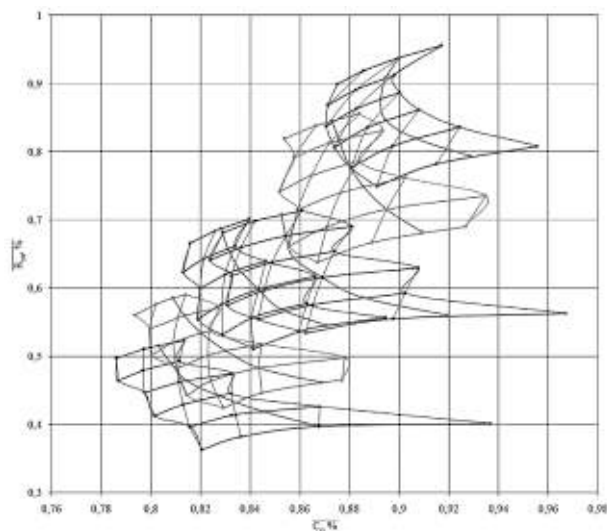


Рис. 3. Селекція за критерієм  $(m_{\text{палива}} + m_{\text{cy}}) \sim \min$

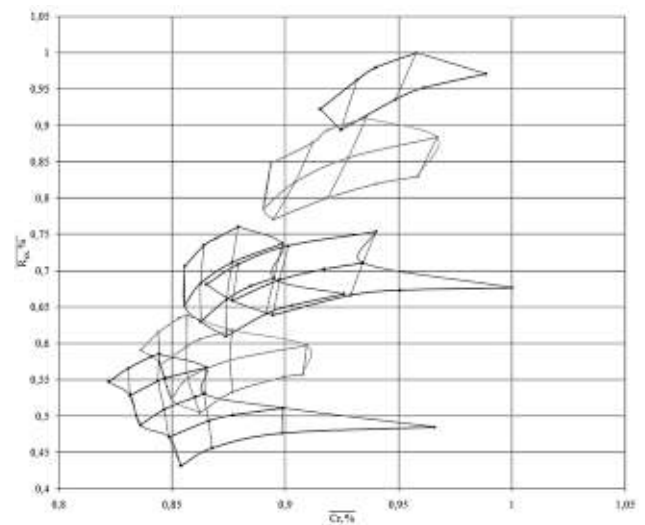


Рис. 4. Селекція за критерієм граничної допустимої температури «red line»

- вибір і обґрунтування критеріїв структурно-параметричної оптимізації (рис. 2, 3, 4);

- розробка методів оптимізації конструктивно-геометричних параметрів і схем по сукупності критеріїв термодинамічної та економічної ефективності ТРДД (рис. 6);

- дослідження впливу конструктивно-геометричних параметрів на масу ТРДД ([3]);

- апробація розроблених методів і оцінка їх адекватності.

Для вирішення поставлених завдань використані методи: теорії робочих процесів ГТД та системного аналізу лопатевих машин, методів математичного моделювання та обчислювальної математики, теорії систем автоматичного проектування ([2, 4, 5, 7]).

На рис. 2 зображені отримані внаслідок розрахунку параметричних характеристик області для редукторного і без редукторного варіантів в обраному діапазоні параметрів (табл. 1).

Далі було виконано попередню оцінку маси палива та СУ і здійснена селекція за критерієм мінімуму їх суми  $((m_{\text{палива}} + m_{\text{cy}}) \sim \min)$ . В результаті виконаної селекції отримані розрахункові області, що найбільш вдовольняють заданим обмеженням

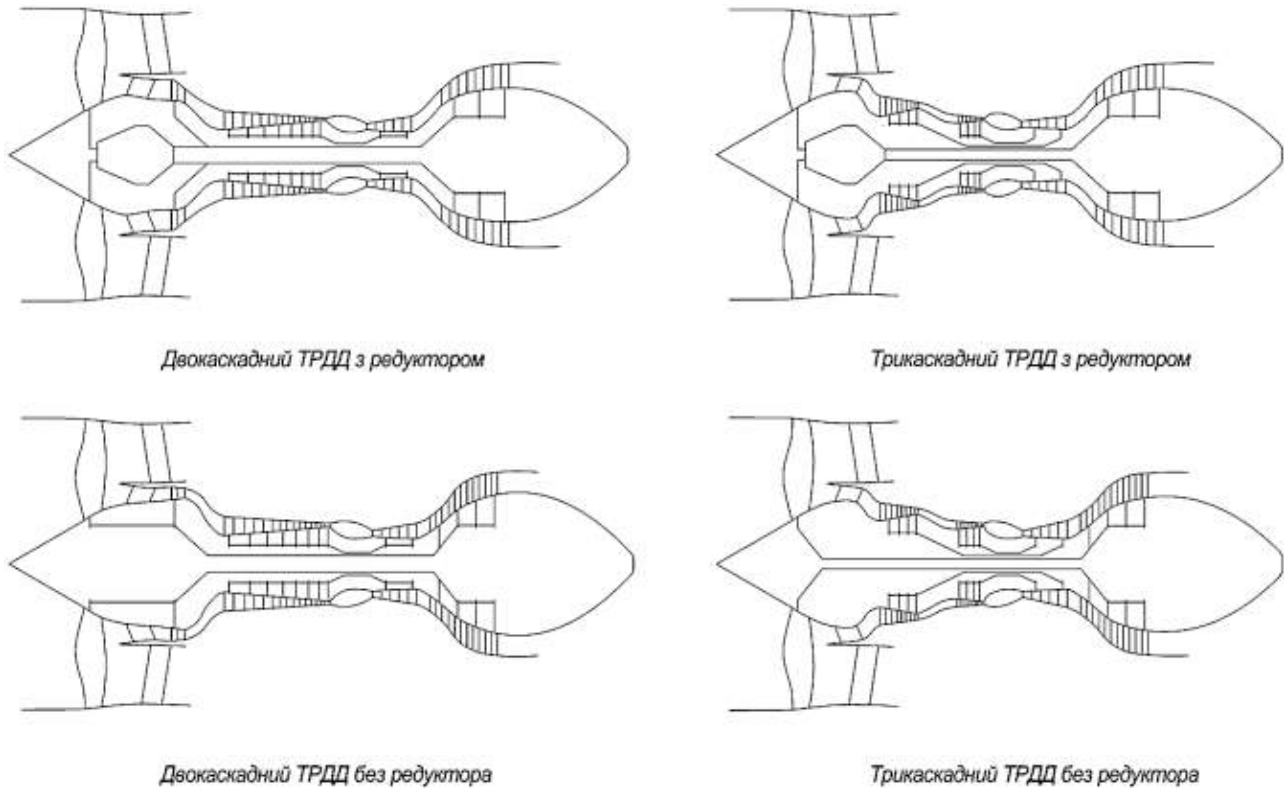


Рис. 5. Конструктивні схеми ТРДД

(рис. 3). Порівнявши області зображені на рис. 2 і 3 робимо висновок, що даний етап оптимізації дозволив скоротити кількість можливих варіантів двигуна приблизно у 2 рази.

Наступним етапом оптимізації була здійснена селекція за критерієм граничної допустимої температури «red line» (рис. 4), в результаті якої кількість можливих варіантів також зменшилась. З рис. 4 видно, що кількість безредукторних варіантів двигунів, які відповідають обмеженням, що були поставлені критеріями оптимізації, перевищує кількість редукторних варіантів.

Після уточнення за допомогою термодинамічного розрахунку параметрів двигунів виконано більш точний розрахунок їх маси. Також виконана корекція значення середньогодинних витрат палива для кожного з варіантів.

На основі отриманих даних здійснено розрахунок ПЕВ для всіх можливих конструктивних схем двигунів (рис. 5) в заданому полі розрахунків.

Результати розрахунків зображені на рис. 6 і 7.

З отриманих результатів видно, що оптимальні параметри для двигуна, що проектується будуть при ступені двохконтурності 8, при цьому найбільш

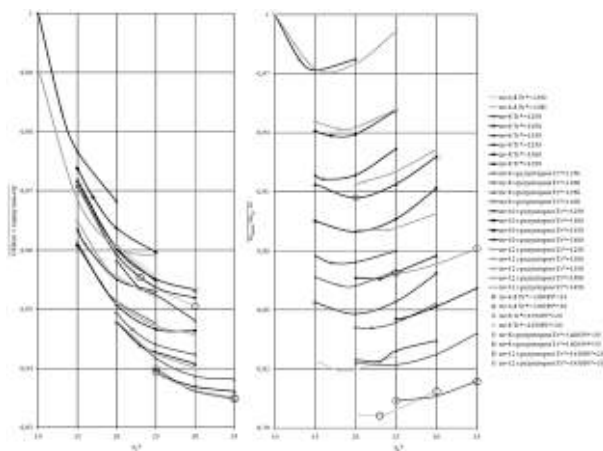


Рис. 6. Залежності розподілення прямих експлуатаційних витрат (ПЕВ) і  $m_{\text{палива}} + m_{\text{су}}$  від  $\pi_k$ ,  $T_T$  і ступені двохконтурності

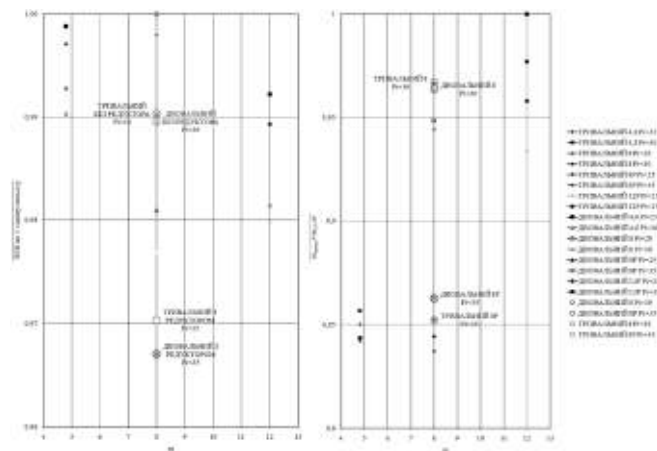


Рис. 7. Залежності розподілення ПЕВ і  $m_{\text{палива}} + m_{\text{су}}$  для різних конструктивних схем двигуна від ступені двохконтурності

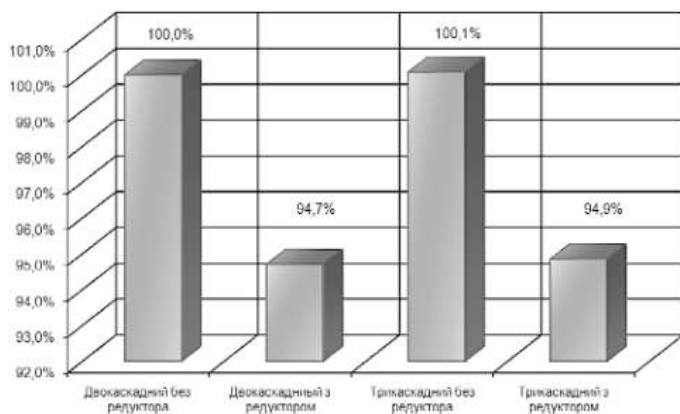


Рис. 8. Порівняння ПЕВ різних конструктивних схем ТРДД

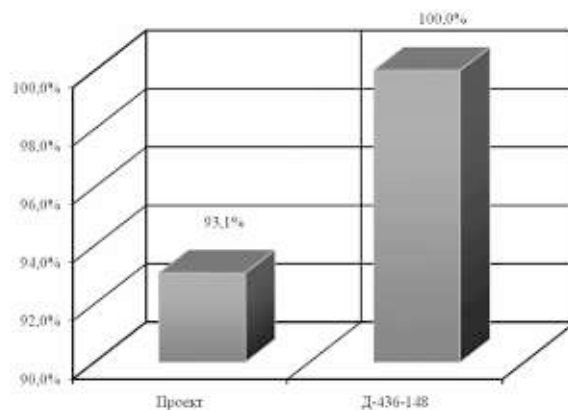


Рис. 9. Порівняння ПЕВ спроектованого двигуна і існуючого двигуна даного класу

Результаты розрахунку ПЕВ Таблица 2

Тип ЛА (регіональний)		
Найменування АД	Проект	Д-436-148
Паливо, %	17,24	20,40
Зарплатня екіпажу, %	2,39	2,39
Амортизація + %, %, %	6,69	7,37
(Лізингові платежі)		
Страховання, %	57,08	56,16
Аеропорти збори, %	4,52	4,52
Навігаційні збори, %	3,53	3,53
Інші прямі витрати, %		
Всього, %	91,45	94,37
Техобслуговування і ремонт		
Планер, %	4,66	4,66
Двигуни, %	0,66	0,96
Всього ТОіР, %	5,32	5,63
Всього прямих витрат на 1 політ, %	96,77	100,00
ПЕВ на 1 пасажера, %	93,05	100,00
ПЕВ на 1 годину польоту, %	96,77	100,00
ПЕВ на 1 пас./км, %	93,05	100,00

оптимальним є редукторний варіант двохвальної схеми (рис. 8).

В табл. 2 відображені результати порівняння ПЕВ двигуна розрахованого за допомогою представ-

леної методики, з двигуном, який вже знаходиться в експлуатації (Д-436-148). Необхідно зазначити, що всі статті витрат надані у відносному вигляді до статті «всього прямих витрат на 1 політ» для двигуна Д-436-148.

Отриманий результат найбільш повно характеризує параметр прямих експлуатаційних витрат на 1 пас./км, і дозволяє оцінити ефективність експлуатації двигунів. Порівняння даного параметра зображено на рис. 9, де за 100% були прийняті ПЕВ спроектованого двигуна, а ПЕВ порівнянного двигуна віднесенні до його значення.

З рис. 9 видно, що спроектований двигун має більшу економічність у порівнянні з двигуном даного класу (Д-436-148), який вже знаходиться в експлуатації.

### Література

1. Скибкин В.А. Солонин В.И. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию авиационных двигателей: Аналитический обзор. М., ЦИАМ, 2004
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных двигателей. М., «Машиностроение», 1978,
3. Лигум Т.М. Аэродинамика самолёта Ту-154. М., «Транспорт», 1977, с. 63-65.
4. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Под ред. Д.В. Хронина. М., «Машиностроение», 1989. 368 с.
5. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели, конструкция и расчёт деталей. М.: «Машиностроение», 1981. 552 с.
6. Ждановский А.В. Иджиян Г.Г. Ерченкова Т.С. Методика оценки технико-экономической эффективности применения АД на ЛА ГА различного назначения на основе сравнения прямых эксплуатационных расходов (ПЭР): Технический отчёт. ЦИАМ, 2001.
7. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. «Газотурбинные двигатели»: ОАО «Авиадвигатель», 2006 г., 1202 с.