

УДК 629.7.083

КРАВЧЕНКО І.Ф., генеральний конструктор ДП «Івченко-Прогрес», кандидат технічних наук

ПОПУГА А.І., провідний конструктор ДП «Івченко-Прогрес»

УЛІТЕНКО Ю.О., інженер-конструктор ДП «Івченко-Прогрес»

ЄЛАНСЬКИЙ О.В., начальник бригади перспективних розробок ДП «Івченко-Прогрес»

ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ І КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ТРДД ДЛЯ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

У статті стисло викладені результати оптимізації параметрів і обґрунтування можливих конструктивних компоновок ТРДД для транспортного літака.

Ключові слова: транспортний літак, конструктивні компоновки ТРДД, оптимізація параметрів.

Створення авіаційних двигунів нових поколінь неможливе без використання нових методів і засобів проектування. В наш час, у зв'язку з розробкою авіаційних турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) нових поколінь, а також з підвищенням вимог щодо ефективності процесів їх проектування, велика увага приділяється методам і засобам моделювання ТРДД і його вузлів.

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 той же час, 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].

Покращення основних техніко-економічних показників газотурбінних двигунів потребує застосування нових технічних рішень у таких напрямках їх розвитку, як вибір раціональної конструктивної схеми двигуна, вибір конструктивно-геометричних параметрів, використання перспективних матеріалів та технологій. Виходячи з сучасних уявлень, процес обґрунтування вибору тих чи інших рішень на різних рівнях проектування має ґрунтуватися на оцінюванні ефективності системи, яка створюється.

Підвищення якості проектування авіаційного ТРДД і скорочення строків проектування в значній мірі залежать від результату проектування проточної частини його турбокомпресора, так як на даному етапі визначаються і обираються основні параметри лопатевих машин, уточнюється і обґрунтовується

схема двигуна, визначаються частоти обертання каскадів турбокомпресора, їх основні розміри [2].

Визначення розмірів проточної частини і кількості ступенів лопатевих машин, а також уточнення схеми турбокомпресора проводиться після проектувального термогазодинамічного розрахунку і є основою для детального газодинамічного проектування лопатевих машин. Це визначає високу значимість даного етапу вирішення задачі в загальному процесі проектування ТРДД.

В процесі формування обліку ТРДД необхідно вибрати як оптимальні конструктивно-геометричні параметри, так і конструктивно-схемні ознаки, різномайття яких робить прямий перебір існуючих схемних рішень неможливим і визначає необхідність розробки методу структурної оптимізації. При цьому обґрунтування тих чи інших рішень має базуватися на оцінці ефективності системи [3, 4, 5].

Обґрунтований вибір найбільш раціональних конструктивно-геометричних параметрів двигуна є необхідною умовою успішного проектування двигуна у цілому. Тому розробка методів і автоматизованих засобів оптимізації вигляду турбокомпресора ТРДД на етапі концептуального проектування є актуальним напрямком досліджень для подальшого підвищення ефективності експлуатації ТРДД і зниження вартості його життєвого циклу.

Метою даної роботи є вивчення проблем, зв'язаних з розробкою двоконтурного турбореактивного двигуна, знаходження оптимальних параметрів термодинамічного циклу і конструктивного обліку такого двигуна. При цьому обґрунтування тих чи інших рішень має базуватися на оцінці економічної і термодинамічної ефективності двигуна [6].

Задачі дослідження:

розробка універсального методу узгодження термодинамічних і конструктивно-геометричних параметрів ТРДД для регіонального транспортного літака;

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

розробка методів оптимізації конструктивно-геометричних параметрів і схем по сукупності критеріїв термодинамічної та економічної ефективності ТРДД (рис. 4);

дослідження впливу конструктивно-геометричних параметрів на масу ТРДД; 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 [6, 7].

У процесі виконання досліджень отримані такі результати:

розроблено новий універсальний метод узгодження термодинамічних і конструктивно-геометричних параметрів ТРДД;

розроблено метод структурно-параметричної оптимізації ТРДД, який відрізняється тим, що дозволяє обґрунтувати його найбільш раціональні

конструктивно-геометричні параметри і схему на основі комплексу техніко-економічних показників двигуна (рис. 1);

виявлено закономірності впливу основних конструктивно-геометричних параметрів на масу двигуна. Показано, що найбільший вплив на масу ТРДД зі ступенем двоконтурності порядку 4...12 надають конструктивно-геометричні параметри турбовентилятора;

на прикладі проектування перспективного ТРДД показано, що для даного комплексу параметрів перевагу має двовалова конструктивна схема з редуктором;

показано, що застосування розроблених автоматизованих засобів дозволяє скоротити терміни проектування ТРДД і призводить до поліпшення показників ефективності – прямих експлуатаційних витрат (ПЕВ) двигуна на величину близько 7% (рис. 5, 6);

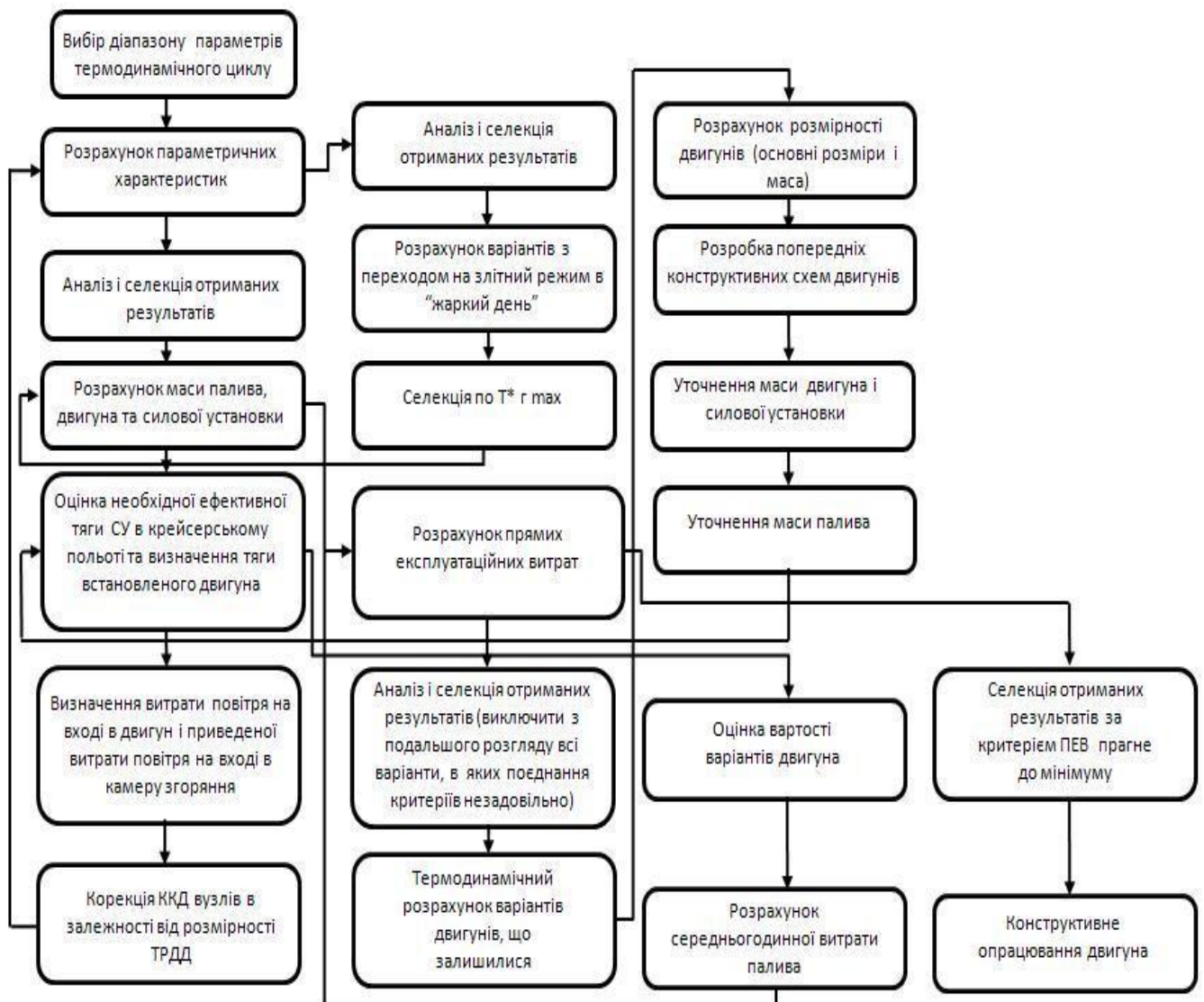


Рис. 1. Блок-схема методики вибору параметрів і конструктивної схеми двигуна

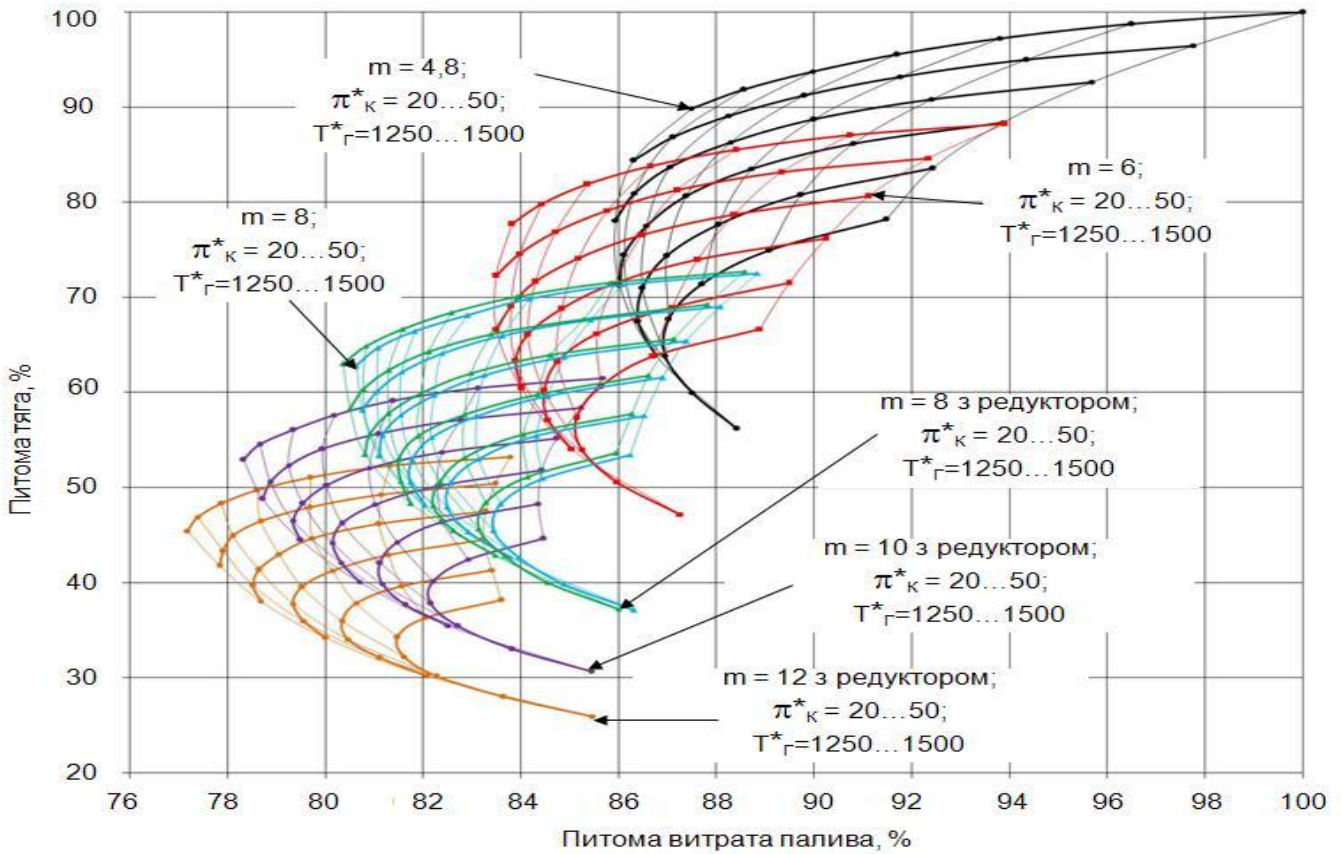


Рис. 2. Параметричні характеристики досліджуваних варіантів

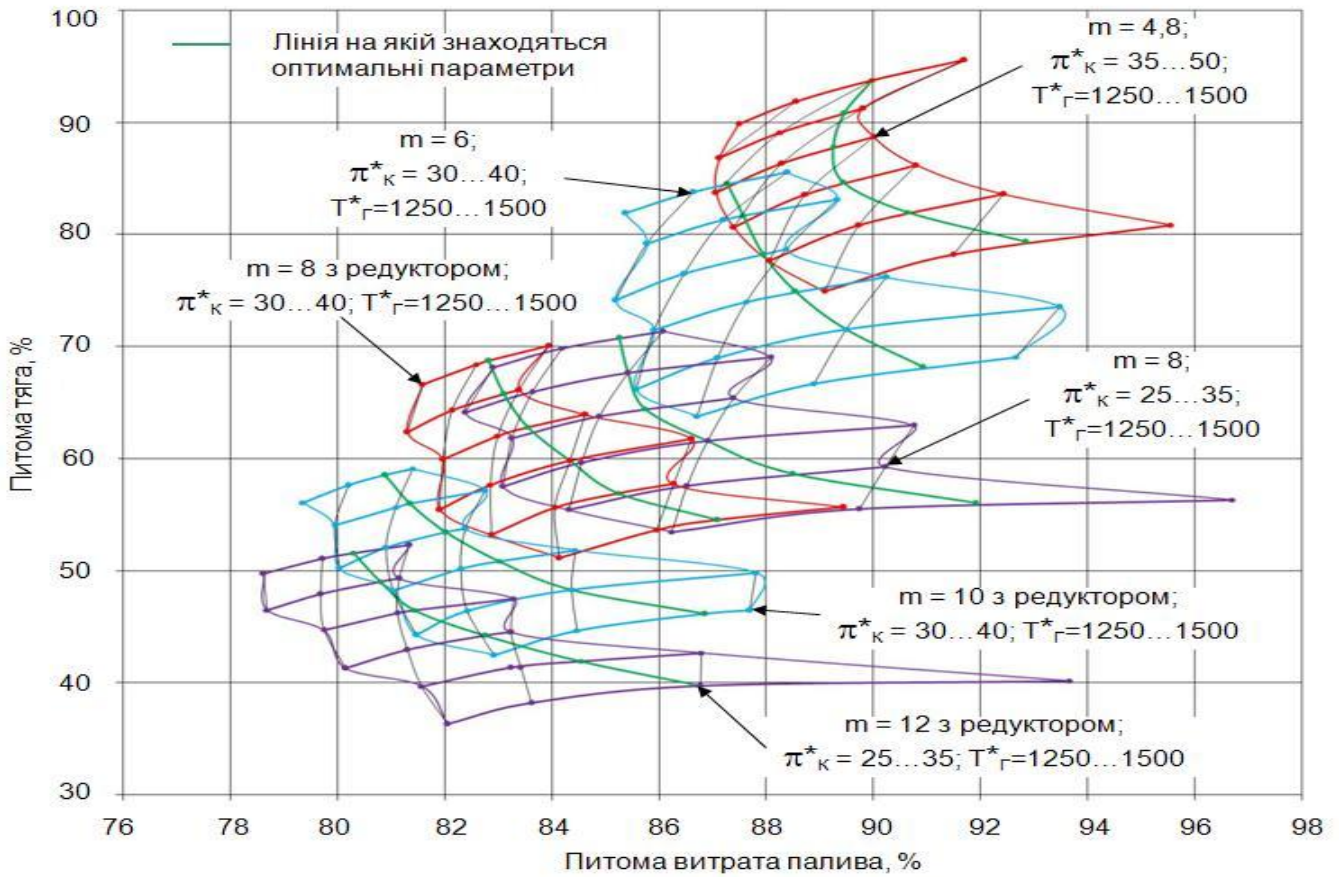


Рис. 3. Селекція за критерієм граничної допустимої температури «red line»

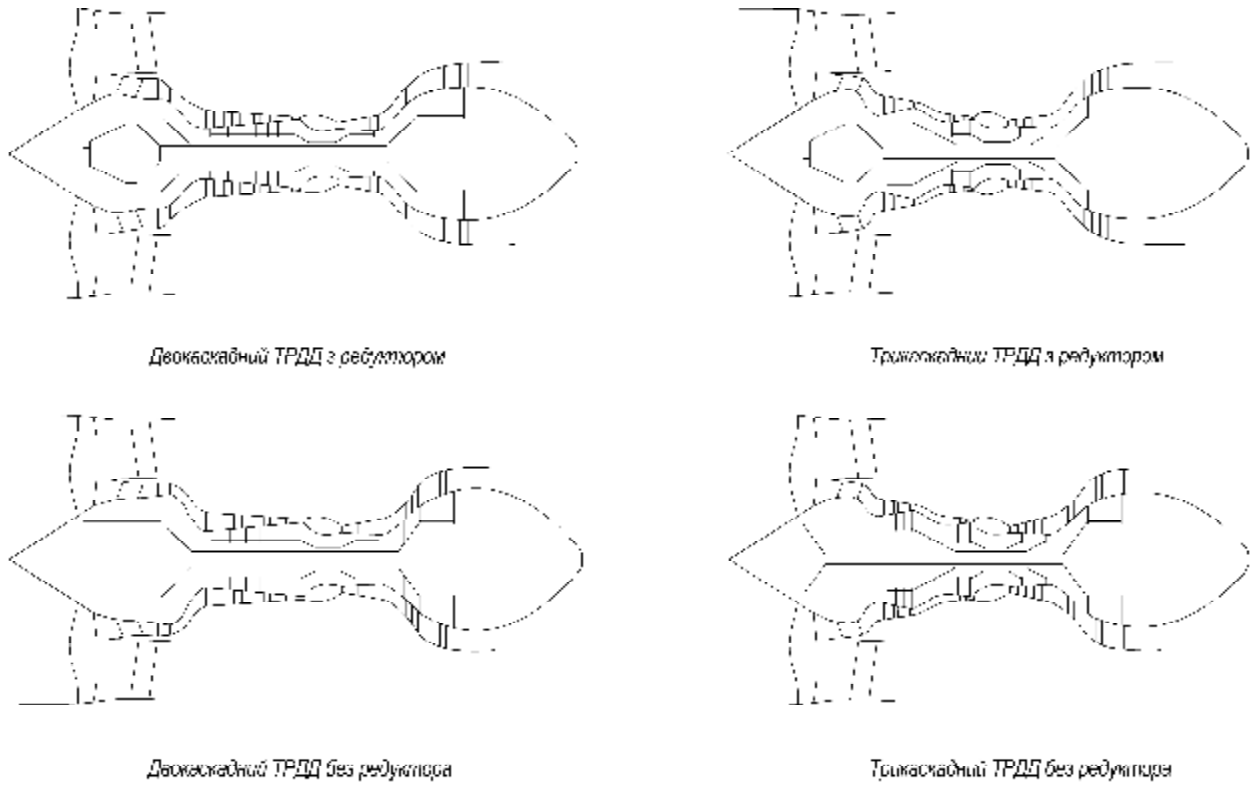


Рис. 4. Конструктивні схеми ТРДД

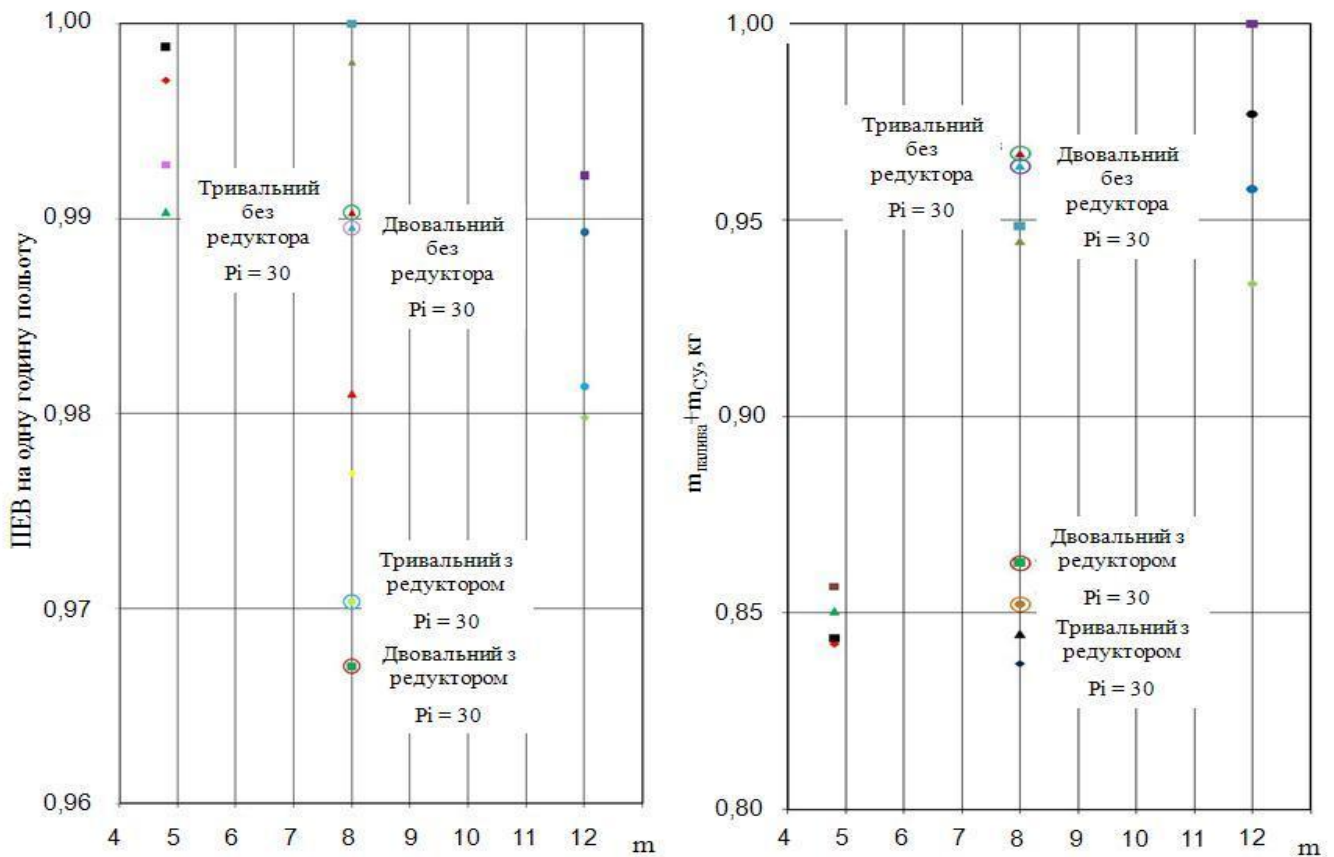


Рис. 5. Залежності розподілення ПЕВ і $m_{\text{палива}} + m_{\text{су}}$ для різних конструктивних схем двигуна від ступеня двоконтурності m

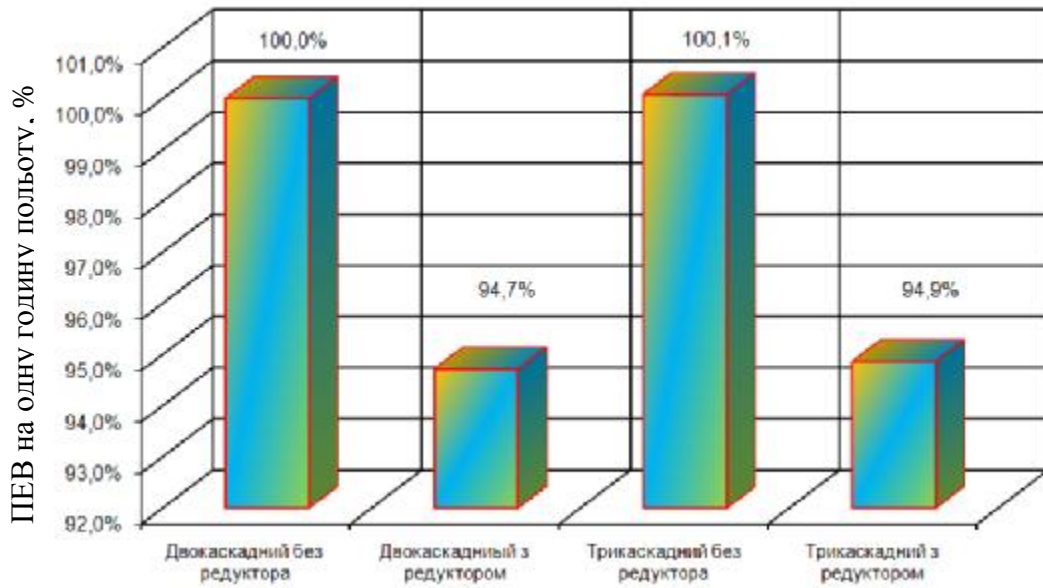


Рис. 6. Порівняння ПЕВ різних конструктивних схем ТРДД

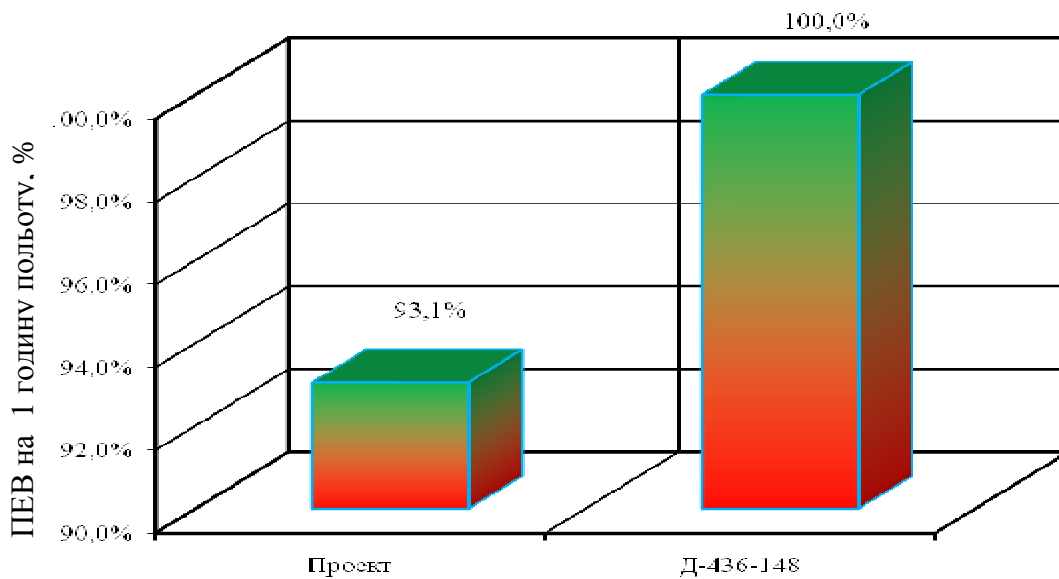


Рис. 7. Порівняння ПЕВ спроектованого та існуючого двигунів даного класу

доведено можливість застосування розроблених методів і математичних моделей шляхом порівняння отриманих результатів з результатами проектування образів конкретних виконаних ТРДД (рис. 7).

Розроблені методи та отримані результати дозволяють підвищити економічну і термодинамічну ефективність, а також скоротити терміни створення проєктованих ТРДД за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного і конструктивно-геометричного вигляду.

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. Хролина. 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.

Надійшла до редакції 03.10.2012.