

А. О. ПРОХОРЕНКО<sup>1</sup>, С. С. КРАВЧЕНКО<sup>2</sup>, О. В. ГРИЦЮК<sup>1</sup>, А. П. КУЗЬМЕНКО<sup>1</sup><sup>1</sup> Харківський національний автомобільно-дорожній університет<sup>2</sup> Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»

## ВИБІР ТА ОБҐРУНТУВАННЯ СХЕМИ НАДДУВУ ДИЗЕЛЯ АВІАЦІЙНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

У статті дано обґрунтування раціональної схеми системи наддуву авіаційного дизеля ХАДІ-100А для забезпечення його висотності з точки зору найменших втрат ефективної потужності двигуна. Запропоновано методику оцінки втрати потужності авіаційного дизеля в залежності від висоти польоту. Розглянуто три варіанти схеми системи наддуву: з одним вільним турбокомпресором; паралельним приводним компресором і вільним турбокомпресором; послідовним приводним компресором і вільним турбокомпресором. В результаті виконання розрахункового дослідження показано, що у випадку застосування одного вільного турбокомпресору на висоті  $h > 1500$  м нормальний робочий процес дизеля реалізований бути не може, оскільки при цьому коефіцієнт надлишку повітря падає нижче критичної для дизеля величини  $\alpha < 1,4$ . Навіть за умови підтримки постійного коефіцієнту надлишку повітря ефективна потужність двигуна, з одним вільним турбокомпресором, зі збільшенням висоти польоту падає приблизно на 6...11 кВт на кожні 1000 м. У схемах з приводним компресором якість паливо-повітряної суміші з висотою змінюватися не буде, а втрати потужності на їх привід порівняно незначні – в межах 1...2 кВт на 1000 м висоти підйому та можуть бути компенсовані збільшенням циклової подачі палива без втрати якості робочого процесу.

В результаті проведення розрахункового дослідження зроблено висновок, що найбільш раціональною з точки зору найменших втрат потужності є схема з послідовним приводним компресором та вільним турбокомпресором, втрата потужності на привід компресора на висоті 5000 м на 1,4 кВт менше, ніж у схемі з паралельним приводним компресором та становить максимальну величину 8,5 кВт.

Запропоновано використання електроприводного компресора, оскільки в такому випадку агрегат отримує гнучкість керування для вибору оптимального режиму роботи та є можливість використання альтернативних приводному електро-генератору джерел енергії (сонячні батареї, акумулятори, термоелектрогенератори та ін.).

**Ключові слова:** авіаційний дизель; система наддуву; приводний компресор; потужність двигуна; висота польоту.

### Вступ

Після середини ХХ століття в якості силових установок літальних апаратів найбільш широкого поширення набули газотурбінні двигуни, що визначається їх високою питомою потужністю. Однак, велика вартість як самих газотурбінних двигунів, так і палива для них, низька ефективність його використання при невисокій потужності, знову відновлює попит на використання поршневих дизельних двигунів для малої авіації [1].

Причому, в разі застосування поршневих двигунів в авіації важливо забезпечити підтримку їх високою питомою ефективною потужністю при номінальній частоті обертання на максимально можливій висоті польоту (так звана «висотність» двигуна). Однак, як відомо, зі збільшенням висоти густини повітря в атмосфері зменшується. Так, при під-

йомі з землі на висоту близько 6000 м над рівнем моря густина повітря зменшується в два рази. Настільки значне зменшення густини атмосферного повітря по висоті (h) у великій мірі позначається на ефективних показниках роботи двигуна, його надійності і ресурсі [2]. Це викликано тим, що при наборі висоти літальним апаратом з поршневим ДВЗ маса повітря, що потрапляє в його циліндри, зменшується. В результаті чого і відбувається зниження ефективної потужності [3]. Крім того, може виникнути проблема повторного перезапуску двигуна при його повній зупинці в польоті.

### 1. Постановка задачі

Вирішення проблеми зниження ефективної потужності поршневого двигуна з висотою польоту можливе двома способами [4].

Перший спосіб – «перерозмірювання» двигуна. В цьому випадку двигун за рахунок збільшення розмірів його циліндрів виконується з резервом потужності. Тоді на землі такий двигун дроселюється, а на висоті обмеження по подачі палива знімаються і його потужність зростає. Явний недолік такого способу – необґрунтоване збільшення питомої маси двигуна [4].

Другий спосіб збереження номінальної потужності, найбільш поширений в сучасному моторобудуванні, – це застосування наддуву, який забезпечує висотність двигуна практично без збільшення його питомої маси (нехтуючи конструктивною масою самого агрегату наддуву).

Саме цей спосіб і використаний в даному дослідженні для забезпечення «висотності» авіаційного дизеля ХАДИ-100А. **Мега даної статті** – опис вибору і обґрунтування раціональної схеми системи наддуву зазначеного авіаційного дизеля для забезпечення його висотності до 5000 м над рівнем моря з точки зору найменшої втрати ефективної потужності двигуна. Слід зауважити, що ця робота далеко не вичерпна і являє собою перший крок в модифікації автомобільного дизеля для його застосування в малій авіації.

Модифікація автомобільних двигунів для авіаційного застосування в даний час є широко поширеною практикою. Яскравим прикладом може служити продукція фірм «Continental Motors» (США) і «Austro Engine» (Австрія), які успішно випускають і встановлюють на легкомоторні літаки двигуни, створені на базі автомобільного дизеля Mercedes-Benz OM640 [5-7].

Також, в тій чи іншій мірі, модифікації і застосування автомобільних дизелів в авіації присвячено безліч сучасних наукових робіт.

Наприклад, деякі результати випробувань автотракторних дизелів з наддувом 4ЧН11/12 (з вихровою камерою згоряння) та 6ЧН10,5/12 (з нерозділеною камерою згоряння) на висоті від 500 до 3000 м над рівнем моря наведені в роботі [2]. Відзначається, що для обох двигунів спостерігається значне зниження їх потужності і економічності в міру збільшення  $h$ , особливо для двигуна з вихровою камерою згоряння. Це пояснюється істотним зниженням коефіцієнта надлишку повітря  $\alpha$  з 1,5 до 1,12 для двигуна 4ЧН11/12 й з 1,75 до 1,33 для двигуна 6ЧН10,5/12 при підйомі на висоту 3000 м. Крім того, в обох випадках, у зв'язку з порушенням процесу згоряння, температура відпрацьованих газів на випуску збільшується, відповідно, до 670°C і 800°C. У роботі зазначено, що компенсувати втрати потужності і економічності можливо завдяки застосуванню систем наддуву з регульованим турбокомпресором і проміжним охолодженням наддувочного повітря.

В роботі [8] виконано аналіз техніко-економічних і екологічних показників різних поршневих двигунів авіаційного призначення. Відзначається, що на висоті польоту  $h = 6000$  м потужність двигуна істотно падає (до 32 %). Це змушує виробників проектувати двигуни авіаційного призначення із запасом по потужності.

У роботах [9, 10] представлено техніко-економічне обґрунтування і концептуальні положення модифікації автомобільного дизеля з системою Common Rail для установки його на легкий вертоліт. Особливу увагу приділено рекомендаціям щодо вибору турбокомпресора. Показано, що умови експлуатації дизелів автомобільного та авіаційного призначення істотно відрізняються. Якщо для автомобільного дизеля необхідно забезпечення максимального крутного моменту в зоні низьких частот обертання, то для двигуна авіаційного призначення важливо мати високу ефективну потужність при номінальних обертах і підтримувати її на максимально можливій висоті. Тому робота системи наддуву авіаційного двигуна також буде відрізнятися від автомобільного.

Аналогічні розрахункові дослідження викладені в роботі [11]. Авторами цієї статті показано, що для збільшення висотності двотактного авіаційного дизеля потужністю 100 кВт необхідно систему його автономного наддуву доповнити приводним компресором типу Eaton TVS R410 потужністю 14 кВт.

Таким чином, можна зробити висновок, що при проектуванні або модифікації авіаційного дизеля слід виконати таку методичну послідовність:

1. Оцінити необхідні, з точки зору забезпечення заданої ефективної потужності, параметри повітряного заряду на впуску виходячи з того, що параметри навколишнього середовища істотно змінюються з висотою над рівнем моря.

2. Вибрати необхідну і реалізовану для цього схему наддуву, включаючи параметри і кількість ступенів стиснення, тип регулювання, необхідні агрегати охолодження і т.д.

3. Виконати попередній розрахунок такої системи.

Саме в такій послідовності і проведено описане нижче розрахункове дослідження.

## 2. Вихідні положення і передумови для аналітичних розрахунків

При проведенні даного дослідження за основу прийнято умовний вертикальний розподіл термодинамічних параметрів повітря в атмосфері Землі відомий як «Міжнародна стандартна атмосфера» (англ. International Standard Atmosphere) [12]. Тому

будемо вважати, що з висотою польоту параметри навколишнього середовища – тиск  $p$ , температура  $T$  і густина повітря  $\rho$  – змінюються за законом, наведеним на графіках на рис. 1.

З розрахунку робочого процесу авіаційної модифікації (ХАДІ-100А) автомобільного дизеля 4ДТНА1 [13] при нормальних атмосферних умовах (висота над рівнем моря  $h = 0$  м) маємо: номінальна ефективна потужність двигуна  $N_e = 103$  кВт при коефіцієнті надлишку повітря  $\alpha(0) = 1,65$  і тиску наддуву  $p_s = 273300$  Па. Об'ємна витрата повітря при цьому складе  $V_{air}(0) = 0,129$  м<sup>3</sup>/с.

Проаналізуємо вплив параметрів навколишнього середовища (які залежать від висоти підйому  $h$ ) на показники двигуна і його системи наддуву. При цьому будемо виходити з того, що на всіх висотах підйому літального апарату вдається забезпечити робочий процес в циліндрах двигуна еквівалентний робочому процесу на землі (при  $h = 0$  м). Тоді до турбіни турбокомпресора на всіх висотах буде підводитися однакова ентальпія відпрацьованих газів, тобто можна сказати, що потужність турбіни ТКР не залежатиме від висоти  $h$ .

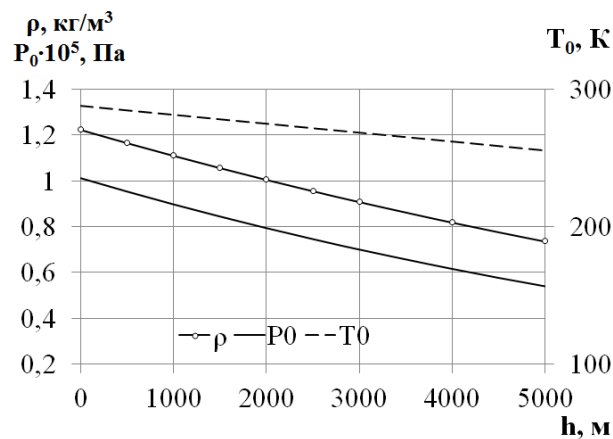


Рис. 1. Вертикальний розподіл тиску, температури і щільності повітря в атмосфері

З цієї умови випливає, що і потужність компресора також буде постійною і дорівнюватиме потужності, яку має компресор при  $h = 0$  м.

$$N_k(0) = \frac{I_k(0)}{\eta_k} V_{air}(0) \times \rho(0), \quad (1)$$

де  $I_k$  – питома робота політропного стиснення повітря в компресорі, Дж/кг,

$\eta_k$  – адиабатичний ККД компресора,

$V_{air}$  – об'ємна витрата повітря через компресор, м<sup>3</sup>/с,

$\rho$  – густина повітря, кг/м<sup>3</sup>.

Відомо, що питома робота політропного стиснення в газових компресорах при нормальних умовах визначається таким чином [14]:

$$I_k(0) = \frac{R \times T(0)}{n-1} \times \left[ \left( \frac{p_s + \Delta p_{cool}}{p(0) - \Delta p_{fil}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]. \quad (2)$$

Тут і далі при виконанні розрахунків прийняті постійні значення: аеродинамічного опору охолоджувача повітря  $\Delta p_{cool} = 8000$  Па; аеродинамічного опору повітряного фільтра  $\Delta p_{fil} = 4000$  Па; показника політропи стиснення в компресорі  $n = 1,56$ ; газової константи для повітря  $R = 287$  кДж/(кг·К).

Виконаний таким чином розрахунок показує, що необхідна для забезпечення заявлених параметрів двигуна вироблена потужність компресора на землі ( $h = 0$  м) складе величину 15,5 кВт.

Тоді, виходячи з постійності по висоті потужності компресора  $N_k = N_k(0) - const$  і прийнявши в якості допущення незалежність від висоти тиску наддуву на вході в двигун ( $p_s - const$ ), можна визначити об'ємну витрату повітря через компресор ТКР, яка буде мати місце при підйомі літального апарату на різну висоту

$$V_{air}(h) = \frac{\eta_k \times N_k}{\rho(h) \times R \times T(h)} \times \frac{n-1}{\left( \frac{p_s + \Delta p_{cool}}{p(h) - \Delta p_{fil}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1}, \quad (3)$$

де  $p(h)$ ,  $T(h)$  – відповідно, залежність тиску і температури атмосферного повітря від висоти (див. рис. 1).

Результати розрахунків за формулою (3) представлені на рис. 2.

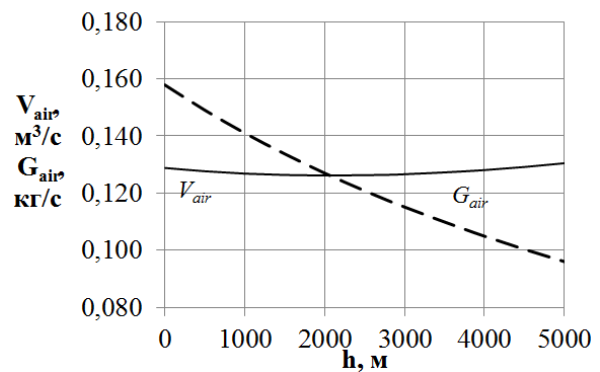


Рис. 2. Залежність об'ємної витрати повітря через компресор від висоти підйому над рівнем моря

З рис. 2 видно, що об'ємна витрата повітря через компресор ТКР незначно залежить від висоти (принаймні до  $h = 5000$  м). Масова ж витрата буде істотно падати через зменшення по висоті щільності повітря, оскільки

$$G_{\text{air}}(h) = V_{\text{air}}(h) \times \rho(h).$$

де  $\rho(h)$  – залежність щільності атмосферного повітря від висоти (див. рис. 1).

Таким чином, в разі збереження величини циклової подачі палива коефіцієнт надлишку повітря буде змінюватися за залежністю:

$$\alpha(h) = \frac{V_{\text{air}}(h) \times \rho(h)}{V_{\text{air}}(0) \times \rho(0)} \alpha(0), \quad (4)$$

де  $\alpha(0)$  – коефіцієнт надлишку повітря за умов  $h = 0$  м.

Виходячи з цих передумов, виконаємо аналіз різних схем наддуву двигуна: з одним вільним ТКР; паралельним приводним компресором і ТКР; послідовним приводним компресором і ТКР.

### 3. Методика проведення дослідження

*Схема з одним вільним ТКР (базовий варіант).*

Схема «базової» системи наддуву дизеля з одним вільним турбокомпресором наведена на рис. 3.

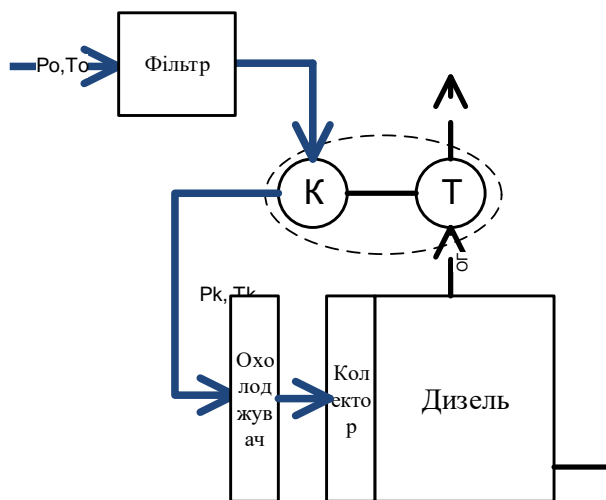


Рис. 3. Схема наддуву дизеля з вільним ТКР (базовий варіант)

Як вже було сказано, основним фактором, що визначає роботу дизеля на висоті, є мала густина навколишнього атмосферного повітря, що призводить до зниження його масової витрати через двигун

і, як наслідок, падіння коефіцієнта надлишку повітря  $\alpha$  при згорянні палива в циліндрі. Для підтримки постійного  $\alpha$  доводиться зменшувати величину циклової подачі палива, що, з огляду на приблизну сталість ефективного ККД двигуна, призводить до падіння його потужності. Абсолютну величину падіння потужності двигуна при зміні масової витрати повітря і підтримці умови  $\alpha(h) = \text{const}$  можна оцінити таким чином:

$$\Delta N_{e1}(h) = \left( 1 - \frac{V_{\text{air}}(h) \times \rho(h)}{V_{\text{air}}(0) \times \rho(0)} \right) N_e(0). \quad (5)$$

Далі, при розгляді систем з приводним компресором, слід врахувати, що контрольним параметром буде частина ефективної потужності двигуна, витрачена (втрачена) на його привід.

*Схема з паралельним приводним компресором.*

Схема з вільним ТКР і паралельним приводним компресором представлена на рис. 4. При практичній реалізації цієї схеми привід компресора може бути не тільки механічний, а й електричний, гідравлічний або пневматичний. Однак, в будь-якому випадку необхідна для цього потужність буде відбиратися у вигляді механічної енергії безпосередньо від колінчастого вала двигуна.

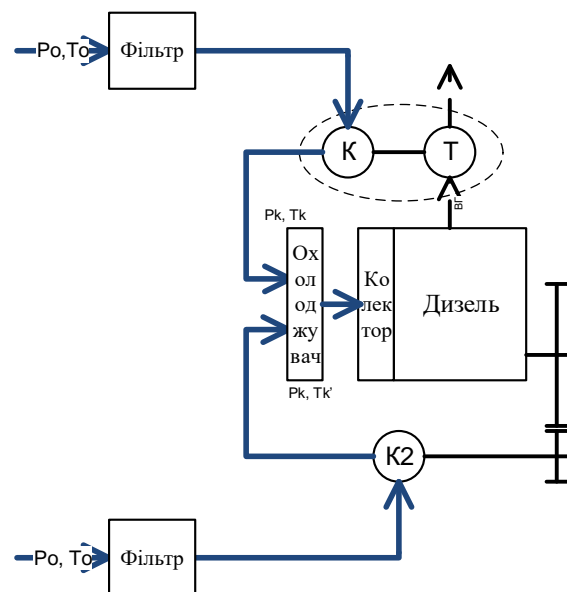


Рис. 4. Схема наддуву дизеля з паралельним підключенням компресорів

При такій, паралельній схемі наддуву, в кожному з компресорів стискається і подається у впускний колектор лише частина від подаваного в циліндр загального повітряного заряду. Цей факт обумо-

влює менші необхідні розміри робочих коліс компресорів, тобто, такі компресори будуть менш інерційними.

Перетворимо запис формули (2) для отримання залежності питомої роботи політропного стиснення в компресорі від висоти до вигляду:

$$I_k(h) = \frac{R \times T(h)}{n-1} \times \left[ \left( \frac{p_s + \Delta p_{cool}}{p(h) - \Delta p_{fil}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]. \quad (6)$$

Тоді потрібна потужність приводного компресора визначається відсутньою масовою подачею повітря компресором ТКР в порівнянні з нормальними умовами

$$\Delta N_{e2}(h) = \frac{I_k(h)}{\eta_k} (V_{air}(0) \times \rho(0) - V_{air}(h) \times \rho(h)), \quad (7)$$

і вона дорівнюватиме втраті потужності двигуна на привід компресора.

*Схема з послідовним приводним компресором.*

Аналогічна попередній схема із застосуванням вільного ТКР і послідовним приводним компресором представлена на рис. 5. Такі схеми зазвичай використовуються в разі потреби підвищення сумарного ступеня підвищення тиску, вимагають точного узгодження характеристик роботи лопаткових машин як між собою, також й з видатковою характеристикою поршневого двигуна.

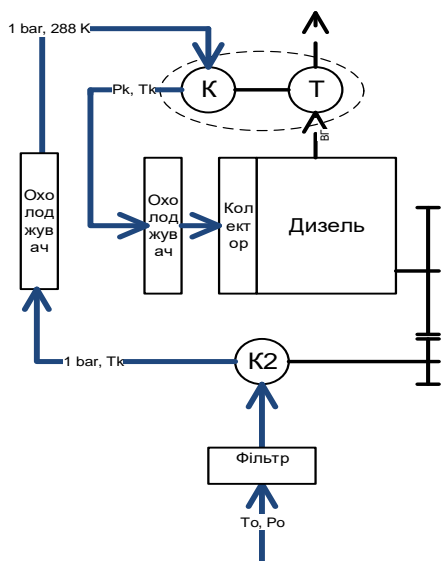


Рис. 5. Схема наддуву дизеля з послідовним підключенням компресорів

Мається на увазі, що першим по потоку повітря встановлено приводний компресор, який, разом зі своїм проміжним охолоджувачем на виході, поставляє в компресор ТКР повітря з параметрами нормальних умов  $p(0)$  і  $T(0)$ . Тоді його питома робота стиснення складе величину

$$I'_k(h) = \frac{R \times T(h)}{n-1} \times \left[ \left( \frac{p_0}{p(h) - \Delta p_{fil}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]. \quad (8)$$

А потрібна потужність двигуна на привід компресора дорівнюватиме:

$$\Delta N_{e3}(h) = \frac{I'_k(h)}{\eta_k} V_{air}(0) \times \rho(0). \quad (9)$$

#### 4. Аналіз результатів дослідження

Розрахунок для кожної з розглянутих схем системи наддуву виконаний за наведеними вище формулами (3) - (9). Результати цих розрахунків зведені в табл. 1 і частково проілюстровані на рис. 6. Абсолютні значення ефективної потужності розраховані як

$$N_{ei}(h) = 103 - \Delta N_{ei}(h),$$

де  $i$  – номер схеми системи наддуву за текстом.

Як видно з табл. 1, у разі застосування базової системи наддуву (один вільний ТКР) на висоті  $h > 1500$  м нормальний робочий процес дизеля реалізований бути не може, оскільки при цьому коефіцієнт надлишку повітря падає нижче критичної для дизеля величини  $\alpha < 1,4$ . А у схемах з приводним компресором якість паливо-повітряної суміші з висотою змінюватися не буде.

Аналіз даних рис. 6 і табл. 1 показує, що у випадку з одним вільним ТКР ефективна потужність двигуна зі збільшенням висоти польоту падає приблизно на 6...11 кВт на кожні 1000 м за умови підтримки  $\alpha(h) = const$ .

У схемах з приводним компресором втрати (витрати) потужності на їх привід порівняно незначні – в межах 1...2 кВт на 1000 м висоти підйому, і, в принципі, вони можуть бути компенсовані збільшенням циклової подачі палива без втрати якості робочого процесу (тобто в межах прийнятної значення коефіцієнта надлишку повітря, принаймні до висоти 5000 м).

Таблиця 1

## Результати розрахунків

h, м	T, К	p, Па	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$V_{air}$ , м <sup>3</sup> /с	$\alpha$	$\Delta N_{e1}$ , кВт	$N_{e1}$ , кВт	$\Delta N_{e2}$ , кВт	$N_{e2}$ , кВт	$\Delta N_{e3}$ , кВт	$N_{e3}$ , кВт
0	288,2	101330	1,225	0,129	1,65	0,0	103,0	0,0	103,0	0,5	102,5
500	284,9	95464	1,167	0,128	1,56	5,7	97,3	0,9	102,1	1,2	101,8
1000	281,7	89877	1,112	0,127	1,47	11,0	92,0	1,8	101,2	2,0	101,0
1500	278,4	84559	1,058	0,126	1,40	15,7	87,3	2,8	100,2	2,8	100,2
2000	275,2	79499	1,007	0,126	1,33	20,1	82,9	3,8	99,3	3,5	99,5
2500	271,9	74690	0,957	0,126	1,26	24,1	78,9	4,7	98,3	4,3	98,7
3000	268,7	70123	0,909	0,127	1,20	27,8	75,2	5,7	97,3	5,1	97,9
4000	262,2	61661	0,819	0,128	1,10	34,5	68,5	7,8	95,2	6,8	96,2
5000	255,7	54052	0,737	0,131	1,00	40,3	62,7	9,9	93,1	8,5	94,5

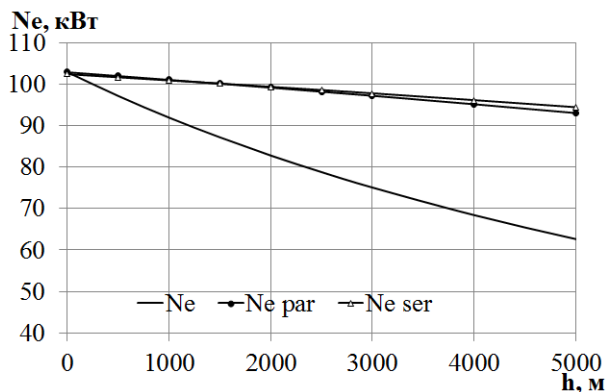


Рис. 6. Залежність ефективної потужності двигуна від висоти підйому (див. табл. 1)

Також з отриманих результатів видно, що схема з послідовним підключенням приводного компресора більш вигідна з точки зору менших витрат потужності на його привід: на висоті 5000 м на 1,4 кВт менше, ніж в схемі з паралельним приводним компресором; становить максимальну величину 8,5 кВт.

Наприкінці слід сказати, що на думку авторів, найбільш раціональним є застосування саме електроприводного повітряного компресора. В такому випадку агрегат отримує гнучкість керування для вибору оптимального режиму роботи і можливість використання альтернативних приводному електрогенератору джерел енергії (як для повного її заміщення, так і часткового). Це можуть бути сонячні батареї, акумулятори, термоелектрогенератори та ін.

При цьому, отримане максимальне значення витрат потужності в 8,5 кВт якраз і є визначальним при виборі електрогенератора для двигуна і електромотора для приводу даного агрегату.

## Висновки

При конвертації поршневого автомобільного дизеля для використання в малій авіації виникає проблема зниження його ефективної потужності, викликана значним зменшенням густини атмосферного повітря зі збільшенням висоти польоту. Для вирішення цієї проблеми необхідно застосування такої системи наддуву, яка дозволить компенсувати зміну масової витрати повітря через двигун з найменшими енергетичними затратами.

Зокрема, виконаний в роботі аналіз трьох варіантів схем системи наддуву двигуна: з одним вільним ТКР, паралельним приводним компресором і ТКР, послідовним приводним компресором і ТКР, показав:

1. У разі застосування одного вільного ТКР робочий процес дизеля на висоті понад 1500 м не може бути реалізований у зв'язку зі значним падінням коефіцієнта надлишку повітря (аж до  $\alpha = 1$  на висоті 5000 м) для підтримки заданої ефективної потужності.

2. При підтримці постійного коефіцієнта надлишку повітря у випадку використання схеми наддуву з одним вільним ТКР ефективна потужність двигуна зі збільшенням висоти польоту падає на 6...11 кВт на кожні 1000 м.

3. Схеми з паралельним або послідовним приводним компресором і ТКР можуть забезпечити необхідний для збереження ефективної потужності двигуна заряд на впуску, при витратах потужності на привід в межах 1...2 кВт на 1000 м висоти польоту. При цьому, схема з послідовним підключенням компресорів більш вигідна з точки зору менших витрат (втрат) потужності.

4. Для забезпечення гнучкості керування, автоматичного вибору найбільш раціонального режиму

роботи агрегату і можливості використання альтернативних джерел енергії запропоновано використувати електропривод повітряного компресора потужністю 8,5 кВт.

## Література

1. Анализ летно-технических характеристик и экономических показателей легкого регионального самолета с авиационным дизельным и газотурбинным двигателями [Текст] / В. В. Логинов, Е. А. Крайнец, И. Ф. Кравченко, А. В. Еланский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 10 (117). – С. 35-48.

2. Работа дизелей в условиях эксплуатации [Текст] : Справочник / А. К. Костин, Б. П. Пугачев, Ю. Ю. Кочинев ; под общ. ред. А. К. Костина. – Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ие, 1989. – 294 с.

3. Мелькумов, Т. М. Авиационные дизели [Текст] / Т. М. Мелькумов. – М. : Воениздат НКО СССР, 1940. – 252 с.

4. Авиационные двигатели. Конструкция и расчет деталей [Текст] / А. Е. Заикин [и др.]. – М. : Оборонгиз, 1941. – 612 с.

5. Continental CD-135 Jet-A Engine [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.continentalmotors.aero/diesel/engines/cd135.aspx>. – 15.04.2020.

6. CD-135 – kerosene piston engine with 135 hp [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.continentaldiesel.com/typo3/index.php?id=101&L=1>. – 15.04.2020.

7. AE300/AE330 Key Benefits [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://www.austroengine.at/uploads/pdf/mod\\_products9/AE330FactSheet.pdf](https://www.austroengine.at/uploads/pdf/mod_products9/AE330FactSheet.pdf). – 15.04.2020.

8. Optimal Diesel Engine Technology Analysis Matching the Platform of the Helicopter [Text] / M. Wendeker, K. Siadkowska, P. Magryta, Z. Czyz, K. Skiba // *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. – 2014. – Vol. 8, No. 5. – P. 851-855.

9. Piancastelli, L. Turbomatching Of Small Aircraft Diesel Common Rail Engines Derived From The Automotive Field [Text] / L. Piancastelli, L. Frizziero, G. Donnici // *ARNP Journal of Engineering and Applied Sciences*. – 2015. – Vol. 10, No. 1. – P. 172-178.

10. Piancastelli, L. The installation of a common rail diesel engine on a light helicopter of the eurocopter EC120 class [Text] / L. Piancastelli, L. Frizziero // *Ingeniería e Investigación*. – 2016. – Vol. 36, No. 1. – P. 6-13.

11. Karpiński, P. Turbocharging the aircraft two-stroke diesel engine [Text] / P. Karpiński, K. Pietrykowski, Ł. Grabowski // *Combustion Engines*. – 2019. – Vol. 178, No. 3. – P. 112-116. DOI: 10.19206/CE-2019-319.

12. Стандартная атмосфера [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Стандартная\\_атмосфера](https://ru.wikipedia.org/wiki/Стандартная_атмосфера). – 15.04.2020.

13. Абрамчук, Ф. І. Техніко-економічне обґрунтування необхідності державної підтримки у виконанні інноваційно-інвестиційного проекту «Розроблення та впровадження у виробництво малолітражного автомобільного дизеля потужністю 100 - 175 к.с. подвійного призначення (Слобожанський дизель)» [Текст] : монографія / Ф. І. Абрамчук ; за ред. Ф. І. Абрамчука, О. В. Грицюка, І. А. Дмитрієва. – Х. : ХНАДУ, 2012. – 164 с.

14. Техническая термодинамика [Текст] : Учеб. для машиностроит. спец. вузов / В. И. Крутов [и др.] ; под ред. В. И. Крутова. – М. : Высш. шк., 1991. – 384 с.

## References

1. Lohynov, V. V., Ukrainets, E. A., Kravchenko, Y. F., Elanskyu A. V. *Analiz letno-tehnicheskikh harakteristik i jekono-micheskikh pokazatelej legkogo regional'nogo samoleta s aviacionnym dizel'nym i gazoturbinnym dvigateljami* [Analysis of flight performance and economic indicators of a light regional aircraft with aviation diesel and gas turbine engines]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2014, no. 10 (117), pp. 35-48.

2. Kostyn, A. K., Puhachev, B. P., Kochynev, Yu. Yu. *Rabota dizelej v uslovijah jekspluatacii: Spravochnik* [The work of diesel engines under operating conditions: Handbook]. Leningrad, Mashynostroenye, Leningr. otd-nie Publ., 1989. 294 p.

3. Mel'kumov, T. M. *Aviacionnye dizeli* [Aircraft diesels]. Moscow, Voenyzdats NKO SSSR Publ., 1940. 252 p.

4. Zaikin, A. E., Garshin, A. E., Voroncov, V. G., *Aviacionnye dviigateli* [Aircraft engines. Design and calculation of parts]. Moscow, Oborongiz Publ., 1941. 612 p.

5. Continental CD-135 Jet-A Engine. Available at: <http://www.continentalmotors.aero/diesel/engines/cd135.aspx> (accessed 15.04.2020).

6. CD-135 – kerosene piston engine with 135 hp. Available at: <http://www.continentaldiesel.com/typo3/index.php?id=101&L=1> (accessed 15.04.2020).

7. AE300/AE330 Key Benefits. Available at: [https://www.austroengine.at/uploads/pdf/mod\\_products9/AE330FactSheet.pdf](https://www.austroengine.at/uploads/pdf/mod_products9/AE330FactSheet.pdf) (accessed 15.04.2020).

8. Wendeker, M., Siadkowska, K., Magryta, P., Czyz, Z., Skiba, K. Optimal Diesel Engine Technology Analysis Matching the Platform of the Helicopter. *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. 2014, vol. 8, no. 5, pp. 851-855.

9. Piancastelli, L. Frizziero, L., Donnici, G. Turbomatching Of Small Aircraft Diesel Common Rail Engines Derived From The Automotive Field. *ARNP Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2015, vol. 10, no. 1, pp. 172-178.

10. Piancastelli, L., Frizziero, L. The installation of a common rail diesel engine on a light helicopter of the eurocopter EC120 class. *Ingeniería e Investigación*, 2016, vol. 36, no. 1, pp. 6-13.

11. Karpiński, P., Pietrykowski, K., Grabowski, Ł. Turbocharging the aircraft two-stroke diesel engine. *Combustion Engines*, 2019, vol. 178, no. 3, pp. 112-116. DOI: 10.19206/CE-2019-319.

12. *Standardna atmosfera* [Standard atmosphere]. Available at: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Стандартная\\_атмосфера](https://ru.wikipedia.org/wiki/Стандартная_атмосфера) (accessed 15.04.2020).

13. Abramchuk, F. I., Hrytsyuk, O. V., Dmytriiev, I. A. *Tekhniko-ekonomichne obgruntuvannya neobkhidnosti derzhavnoyi pidtrymky u vykonanni innovatsiynoinvestytsiynoho proektu «Rozroblennya ta vprova-*

*dzhenyia u vyrobnytstvo malolitrazhnoho avtomobil'noho dyzelya potuzhnistyiu 100 - 175 k.s. podviynoho pryznachennya (Slobozhans'ky dyzel') : Monohrafiya » [Feasibility study of the need for state support in the implementation of innovation and investment project "Development and implementation in the production of small car diesel with a capacity of 100 - 175 hp dual-purpose (Slobozhansky diesel)"] : Monograph]. Kharkiv, KhNADU Publ., 2012. 164 p.*

14. Krutov, V. I., Isaev, S. I., Kozhinov, I. A. *Tekhnicheskaja termodinamika: Ucheb. dlja mashinostroit. spec. vuzov* [Technical thermodynamics: Textbook for mechanical engineering specialist universities]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1991. 384 p.

*Поступила в редакцию 4.01.2021, рассмотрена на редколлегии 16.02.2021*

## ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ НАДДУВА ДИЗЕЛЯ АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*А. А. Прохоренко, С. С. Кравченко, А. В. Грицюк, А. П. Кузьменко*

В статье приведено обоснования рациональной схемы системы наддува авиационного дизеля ХАДИ-100А для обеспечения его высотности с точки зрения наименьших потерь эффективной мощности двигателя. Предложена методика оценки потери мощности авиационного дизеля в зависимости от высоты полета. Рассмотрены три варианта схемы системы наддува: с одним свободным турбокомпрессором; параллельным приводным компрессором и свободным турбокомпрессором; последовательным приводным компрессором и свободным турбокомпрессором. В результате выполнения расчетного исследования показано, что в случае применения одного свободного турбокомпрессора на высоте  $h > 1500$  м нормальный рабочий процесс дизеля реализован быть не может, так как при этом коэффициент избытка воздуха падает ниже критической для дизеля величины  $\alpha < 1,4$ . Даже при условии поддержания постоянного коэффициента избытка воздуха эффективная мощность двигателя, с одним свободным турбокомпрессором, с увеличением высоты полета падает примерно на 6 ... 11 кВт на каждые 1000 м. В схемах с приводным компрессором качество топливо-воздушной смеси с высотой меняться не будет, а потери мощности на их привод по сравнению незначительные – в пределах 1 ... 2 кВт на 1000 м высоты подъема и могут быть компенсированы увеличением цикловой подачи топлива без потери качества рабочего процесса.

В результате проведения расчетного исследования сделан вывод, что наиболее рациональной с точки зрения наименьших затрат мощности является схема с последовательным приводным компрессором и свободным турбокомпрессором, расход мощности на привод компрессора на высоте 5000 м на 1,4 кВт меньше, чем в схеме с параллельным приводным компрессором и составляет максимальную величину 8,5 кВт.

Предложено использование электроприводных компрессора, поскольку в таком случае агрегат получает гибкость управления для выбора оптимального режима работы и возможность использования альтернативных приводом электро-генератора источников энергии (солнечные батареи, аккумуляторы, термоэлектрогенераторы и др.).

**Ключевые слова:** авиационный дизель; система наддува; приводной компрессор; мощность двигателя; высота полета.

## SELECTION AND JUSTIFICATION OF AIRCRAFT DIESEL BOOST SYSTEM SCHEME

*A. Prokhorenko, S. Kravchenko, A. Gritsyuk, A. Kuzmenko*

The article provides the substantiation of the rational scheme of the boost system of the aircraft diesel engine KhADI-100A to ensure its altitude from the point of view of the lowest losses of the effective engine power. A method is proposed for assessing the power loss of an aircraft diesel engine depending on the flight altitude. Three variants of the supercharging system are considered: with one free turbocharger; parallel drive compressor and free turbocharger; sequential drive compressor and free turbocharger. As a result of the computational study, it was shown that in the case of using one free turbocharger at an altitude of  $h > 1500$  m, the normal operating process of a diesel engine cannot be realized, since in this case, the excess air ratio falls below the critical value for a diesel engine  $\alpha < 1.4$ . Even if a constant excess air ratio is maintained, the effective engine power, with one free turbocharger, decreases by about 6 ... 11 kW per 1000 m with an increase in flight altitude. In schemes with a driving compressor, the quality of the fuel-air mixture will not change with altitude, and the power losses for their drive are insignificant



in comparison - within 1 ... 2 kW per 1000 m of lifting height and can be compensated by increasing the cycle fuel supply without losing the quality of the working process.

As a result of the computational study, it was concluded that the most rational from the point of view of the least power consumption is the scheme with a sequential drive compressor and a free turbocharger, the power consumption for the compressor drive at an altitude of 5000 m is 1.4 kW less than in the scheme with a parallel drive compressor and is the maximum value of 8.5 kW.

The use of an electrically driven compressor is proposed since in this case the unit gains control flexibility to select the optimal operating mode and the possibility of using alternative energy sources for the drive electric generator (solar batteries, accumulators, thermoelectric generators, etc.).

**Keywords:** aircraft diesel engine; boost system; drive compressor; engine power; flight altitude.

**Прохоренко Андрій Олексійович** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. двигунів внутрішнього згоряння, Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Харків, Україна.

**Кравченко Сергій Сергійович** – канд. техн. наук, доц. каф. двигунів внутрішнього згоряння, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, Україна.

**Грицюк Олександр Васильович** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. двигунів внутрішнього згоряння, Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Харків, Україна.

**Кузьменко Анатолій Петрович** – канд. техн. наук, доц., доц. каф. двигунів внутрішнього згоряння, Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Харків, Україна.

**Andriy Prokhorenko** – Dr. tech. Sciences, Professor, Head of the Department of Internal Combustion Engines, Kharkiv National Automobile and Highway University, Kharkiv, Ukraine,

e-mail: ap.kharkiv@ukr.net, ORCID: 0000-0003-1325-4176, Scopus Author ID: 57076501400,

<https://scholar.google.com.ua/citations?user=4kKvKfUAAAAJ&hl=en>

**Serhii Kravchenko** – PhD, Associate Professor of the Department of Internal Combustion Engines, National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute", Kharkiv, Ukraine,

e-mail: Serhii.Kravchenko@khp.edu.ua, ORCID: 0000-0003-3250-8645, Scopus Author ID: 57204417688,

<https://scholar.google.com.ua/citations?user=bd7F4pYAAAAJ&hl=uk>

**Alexander Gritsyuk** – Dr. tech. Sciences, Professor, Professor of the Department of Internal Combustion Engines, Kharkiv National Automobile and Highway University, Kharkiv, Ukraine,

e-mail: dthkbd@ukr.net, ORCID: 0000-0002-5596-6254, Scopus Author ID: 57202419121,

<https://scholar.google.com.ua/citations?hl=en&user=Lv62ZuYAAAAJ>

**Anatoliy Kuzmenko** – PhD, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Internal Combustion Engines, Kharkiv National Automobile and Highway University, Kharkiv, Ukraine,

e-mail: kuzmatolja@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4029-4010, Scopus Author ID: 56305862300,

<https://scholar.google.com.ua/citations?hl=en&user=oQINjz4AAAAJ>