



УКРАЇНА

(19) UA (11) 26883 (13) U  
(51) МПК (2006)  
B64C 11/00  
B64C 27/00  
B64D 35/00  
F02K 3/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

### (54) ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИЙ ДВИГУН

1

2

(21) u200705886

(22) 29.05.2007

(24) 10.10.2007

(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ, UA

(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ  
УНІВЕРСИТЕТ, UA

(56)

(57) Турбогвинтовентиляторний двигун, в якому лопаті повітряних гвинтів мають гідравлічні кути  $\beta_1$ , оптимальні розміри яких регламентуються розрахунком тяги та польотного (тягового) ККД, який **відрізняється** тим, що двигун містить редуктор з двома коаксіальними вихідними валами, сполученими з повітряними гвинтами та приводом від турбіни, а гідравлічні кути  $\beta_1$  лопатей першого та другого повітряного гвинта 1, 2 розташовані узгоджено (в одному напрямку), при цьому перший повітряний гвинт жорстко зв'язаний з вихідним внутрішнім валом 3 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 6, яке через проміжні зубчасті колеса 9, 10, жорстко встановлені на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано через зубчасте колесо 12 з привідним валом 13 редуктора, а другий по ходу потоку повітряний гвинт жорстко зв'язаний з коаксіальним вихідним валом 4 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 7, яке через проміжні зубчасті колеса 8, 10, жорстко встановлені на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано з ведучим зубчастим колесом 12 та привідним валом 13 редуктора, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс редуктора забезпечують збільшення обертів повітряних гвинтів по ходу потоку, їх узгоджене з заданим законом обертання, при якому гідравлічні кути лопатей повітряних гвинтів забезпечують закручування повітряного потоку в зоні прискореного потоку протилежно напрямку обертання з осьовим виходом повітряного потоку після другого повітряного гвинта, а розрахунок тяги та польотного (тягового) ККД повітряних гвинтів виконується за формулами:

$$R = (P_{Hcp}^* F_{Hcp} - P_c F_c) \eta, \text{ при } V_{\Pi} = 0,$$

$$R' = (P_{Hcp}^{**} F_{Hcp}' - P_c' F_c') \eta, \text{ при } V_{\Pi} > 0,$$

$$\text{де } P_{Hcp}^{**} = P_{Hcp}^* \pm \Delta P_{Hcp}^*,$$

$$F_{Hcp} = t_1 \cdot l, \text{ при } V_{\Pi} = 0,$$

$$F_c = t \cdot l, \text{ при } V_{\Pi} = 0,$$

$$F_{Hcp}' = t_1' \cdot l, \text{ при } V_{\Pi} > 0,$$

$$F_c' = t' \cdot l, \text{ при } V_{\Pi} > 0,$$

$$\eta_T = \left( 1 - \frac{P_c F_c}{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} \right) \times 100\%, \text{ при } V_{\Pi} = 0,$$

$$\eta_{\Pi} = \left( 1 - \frac{P_c' F_c'}{P_{Hcp}^{**} F_{Hcp}'} \right) \times 100\%, \text{ при } V_{\Pi} > 0,$$

де  $R$  - тяга другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$R'$  - тяга другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P_{Hcp}^*$  - статичний тиск у середньому перерізі газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта в зоні  $K-C_2$  при  $V_{\Pi} = 0$ , приведений до зони спокійного потоку  $H$ ,

$F_{Hcp}$  - площа газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  зони  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ , приведена до зони спокійного потоку  $H$ ,

$t_1$  - товщина газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  зони  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$l$  - довжина лопаті другого повітряного гвинта,

$P_{Hcp}^* \cdot F_{Hcp}$  - середня, приведена до зони спокійного потоку  $H$ , рушійна сила від зміни статичного тиску в зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

(19) UA (11) 26883 (13) U

$P_C$  - статичний тиск у вихідному перерізі  $C_2$  газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$F_C$  - площа газодинамічного тракту в вихідному перерізі  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$t$  - товщина газодинамічного тракту в вихідному перерізі  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$P_C F_C$  - сила опору статичного тиску у вихідному перерізі  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$n$  - кількість лопатей другого повітряного гвинта,  
 $P'_{Hcp}$  - статичний тиск у середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту в зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,  
 приведений до зони спокійного потоку  $H$ ,

$F'_{Hcp}$  - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту у зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ , приведена до зони спокійного потоку  $H$ ,

$t'_1$  - товщина газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту в зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P'_{Hcp} \cdot F'_{Hcp}$  - середня, приведена до зони спокійного потоку  $H$ , рушійна сила від зміни статичного тиску в зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$\pm \Delta P'_{Hcp}$  - зниження чи прирощення статичного тиску в середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту в зоні  $K-C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P'_C$  - статичний тиск у вихідному перерізі  $C_2$  газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$F'_C$  - площа газодинамічного тракту в вихідному перерізі  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$t'$  - товщина газодинамічного тракту в вихідному перерізі  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P'_C F'_C$  - сила опору статичного тиску в вихідному перерізі  $C_2$  газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$\eta_T$  - тяговий ККД другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$\eta_{\Pi}$  - політний (тяговий) ККД другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ .

Корисна модель відноситься до галузі авіадвигунобудування.

З теорії повітря - реактивних двигунів відомо, що тяга повітряних гвинтів розраховується за формулою, див. [1], с.355:

$$R = P_B = N_B \cdot \tau, \quad (1)$$

де  $R = P_B$  - тяга гвинта,

$N_B$  - гвинтова потуга,

$\tau$  - емпіричний параметр,

а політна (тягова) потуга розраховується за формулою, див. там же; формула (11.3):

$$N_{\Pi} = R V_{\Pi} = N_B \cdot \tau \cdot V_{\Pi} \quad (2)$$

де  $V_{\Pi}$  - швидкість польоту (переносна швидкість).

Головним недоліком формули (1), та інших формул для розрахунку тяги, є неточне відображення процесу генерування тяги на лопатях повітряного гвинта.

Головним недоліком формули (2), є те, що множення на  $V_{\Pi}$  дає дуже завищену польотну (тягову) потугу, що призводить до отримання дуже завищеного коефіцієнта корисної дії (ККД).

Другим недоліком формули (2), є те, що ця формула не відображає тягову потугу повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ , тому формули (1), (2) та інші

неточні, оскільки відомо, що первинним явищем є зміна рушійних сил від зміни статичного тиску повітряного потоку, вторинним явищем є зміна швидкості повітряного потоку, яка генерує інерційні (динамічні) сили, тому формулу тяги повітряних гвинтів треба виводити тільки із первинного явища - зміни рушійних сил від зміни статичного тиску повітряного потоку.

Відомі повітряні гвинти турбогвинтових двигунів (ТГД), наприклад АІ-24, АІ-20 ЗМКБ «Прогрес» та інші, кінематичні схеми яких приведені в [1] на с.352. Конструктивними недоліками таких повітряних гвинтів є наявність по вхідній кромці лопатей кінематичної зони жорсткого (пружного) удару, див. Фіг.16 заявки, що подається, яка лімітує аеродинамічне навантаження на лопаті повітряного гвинта, максимальні оберти (максимальну колову швидкість  $U$ ) та осьову абсолютну швидкість повітряного потоку  $Ca$ , наступними конструктивними недоліками повітряних гвинтів є закрутка потоку на виході з лопатей повітряного гвинта, підвищена децибельна характеристика, робота повітряних гвинтів на дозвуковому режимі по  $U$ , низькі техніко-економічні показники (питома

тяга, питома маса, питома витрата палива). На Фіг.1а заявки, що подається, зображено кінематичний аналіз характеру змін осьових швидкостей та статичного тиску повітряного потоку в контрольному контурі  $H-H_1$  повітряного гвинта, на Фіг.1б поданої заявки зображено кінематичний аналіз зміни осьових прискорень повітряного потоку в контрольному контурі  $H-H_1$ , який створюється на основі графічного диференціювання графіка характеру зміни осьових швидкостей повітряного потоку в контрольному контурі  $H-H_1$ , показано, що в зоні  $H-V$  повітряний потік переміщується з наростаючим прискоренням,  $tg\alpha$  збільшується та має позитивне значення, показано, що по вхідній кромці лопатей повітряного гвинта, переріз  $B$ ,  $tg\alpha$  миттєво змінює свій знак, що є свідомством наявності в цьому перерізі кінематичної зони жорсткого (пружного) удару, який генерує потужні ударні хвилі в коливальному режимі, які розповсюджуються по усім напрямкам однаково. Потужні ударні хвилі в коливальному режимі, які направлені проти потоку, гальмують останній, що призводить до знижування осьової швидкості потоку  $C_a$ , що призводить до збільшення кутів атаки вище  $(5-7)^\circ$ , розвиненому зриву потоку зі спинки лопатей, загубленню польотної (тягової) потуги повітряного гвинта, катастрофі.

Потужні ударні хвилі в коливальному режимі, направлені за потоком, збільшують інерційні сили в зоні стиснення потоку  $B-K$ , див. Фіг.1 (додаток) заявки, що подається, що призводить до додаткового стиснення потоку в цій зоні, додаткового знижування осьової швидкості  $C_a$ , що призводить до перевантаження лопатей повітряного гвинта в зоні  $B-K$  та додаткового збільшення потуги удару з усіма негативними наслідками, включаючи погіршення екології навколишнього середовища за рахунок збільшення децибельної характеристики. Потужні ударні хвилі, направлені за потоком, знижують інерційні сили (сили опору) в зоні прискореного потоку  $K-C$ , що призводить до додаткового прискорення потоку в цій зоні, додаткового збільшення осьової швидкості потоку  $C_i$  при одночасному знижуванні статичного тиску, що призводить до недовантаження лопатей повітряного гвинта в цій зоні, що, разом з перевантаженням лопатей у зоні  $B-K$ , змінює аеродинамічне навантаження на лопать повітряного гвинта, особливо в польоті, що призводить до підвищеної вібрації лопатей, знижуванню їх газодинамічної стійкості роботи, поломки лопатей повітряного гвинта.

На Фіг.1в (додаток) заявки, що подається, зображено кінематичний аналіз характеру зміни рушійних сил від зміни статичного тиску в контрольному контурі  $H-H_1$  повітряного гвинта.

Таким чином, наявність кінематичної зони жорсткого (пружного) удару по вхідних кромках лопатей повітряного гвинта, див. Фіг.1 (додаток) заявки, що подається, лімітує аеродинамічне навантаження на лопаті повітряного гвинта, максимальні оберти (максимальну колову швидкість  $U$ ) та осьову швидкість повітряного

потоку  $C_a$ , вище яких настає нестійка робота повітряного гвинта, при цьому потуга ударних хвиль у коливальному режимі, які генеруються в кінематичній зоні жорсткого (пружного) удару, напрямки залежить від щільності потоку при  $V_n \geq 0$  (низька температура повітряного потоку, висока вологість повітря, туман, хмарність, реактивний струм від двигунів пролетівшого літака та інші). Кінематичний аналіз характеру зміни осьових швидкостей, статичного тиску, прискорень потоку, рушійних сил від зміни статичного тиску, приведений на Фіг.1 додатку заявки, що подається, для повітряних гвинтів проводиться вперше, оскільки в теорії повітря-реактивних двигунів та повітряних гвинтів він абсолютно невідомий, невідомим також є вірне уявлення процесу генерування тяги на лопатях повітряних гвинтів, оскільки всі існуючі формули для розрахунку тяги повітряних гвинтів неточні.

Відомі також повітряні гвинти за патентом №2027902 (Способ создания тяги), [2], в якому три робочих колеса повітряних гвинтів обертаються супутно при збільшенні їх обертів по ходу потоку.

Але в цьому патенті для кращого фізичного уявлення та точного розрахунку тяги для оптимальних розмірів повітряних гвинтів множення  $P_n F_n$  в формулі тяги  $R = P_n F_n - P_c F_c$ , див. [2], потребує синонімічної заміни на  $P_{ncp} F_{ncp}$  - середньої, приведеної до зони спокійного потоку  $H$ , рушійної сили від зміни статичного тиску в зоні  $K-C$  повітряного гвинта при  $V_n = 0$ .

Відомі також ТГВД, див.[1], с.353, мал.11.2, який обрано за прототип. Цей двигун має два повітряних гвинта, гідравлічні кути  $B_1$  яких розташовані у протилежних напрямках, а самі повітряні гвинти жорстко зв'язані з першим та другим ротором біротативної турбіни протилежного напрямку обертання зі знижуванням обертів повітряних гвинтів по ходу потоку.

Головними конструктивними недоліками існуючих повітряних гвинтів є наявність по вхідній кромці лопатей першого повітряного гвинта кінематичної зони жорсткого (пружного) удару, див. Фіг.1 заявки що подається, наявність двох крутих колін зміни абсолютної осьової швидкості повітряного потоку (закрутка потоку після першого повітряного гвинта, та розкрутка на другому контробротальному повітряному гвинті), дуже складний, нетехнологічний привід повітряних гвинтів через дві біротативні турбіни газодинамічного зв'язку, що не дозволяє одержувати розрахункові оберти повітряних гвинтів на перехідних режимах роботи, зниження обертів контробротальних повітряних гвинтів по ходу потоку, дозвуків режим роботи повітряних гвинтів по коловій швидкості  $U$ , підвищена децибельна характеристика, низькі техніко-економічні показники (питома тяга, питома маса, питома витрата палива). Всі негативні наслідки від дії потужних ударних хвиль у коливальному режимі, які генеруються в кінематичній зоні жорсткого (пружного) удару по вхідній кромці лопатей першого повітряного гвинта, такі ж самі, як для повітряних гвинтів ТГД АИ-24, АИ-20.

В основу корисної моделі поставлено завдання створення принципово нового турбогвинтовентиляторного двигуна з підвищеною безпекою польотів та підвищеними техніко-економічними та екологічними показниками (питома тяга, питома маса, питома витрата палива та суттєве зниження децибельної характеристики повітряних гвинтів) шляхом:

- розрахунку тяги та польотного (тягового) ККД з урахуванням зміни площі та статичного тиску в вихідних перерізах лопатей повітряного гвинта для регламентації їх оптимальних розмірів;

- майже повного усунення, до 80%, кінематичних зон жорсткого (пружного) удару по вхідних кромках лопатей повітряного гвинта, що стискує газовий потік;

- майже повного усунення, до 80%, дуже небезпечного кінематичного дефекту, пов'язаного з перевантаженням, особливо в польоті, зони В-К лопатей повітряного гвинта та недовантаженням їх у зоні К-С;

- підвищення абсолютної осьової швидкості повітряного потоку  $C_a$  на вході в лопаті повітряного гвинта, що стискує потік, з одночасним підвищенням максимальної колової швидкості  $U$  до понадзвукового значення, підвищення статичного тиску в зоні В-К при  $V_n \geq 0$ .

Завдання вирішується тим, що турбогвинтовентиляторний двигун (Фіг.2), в якому лопаті повітряних гвинтів мають гідравлічні кути  $\beta_1$ , оптимальні розміри яких регламентуються розрахунком тяги та польотного (тягового) ККД, який відрізняється тим, що двигун містить редуктор з двома коаксіальними вихідними валами сполученими з повітряними гвинтами та приводом від турбіни, а гідравлічні кути  $\beta_1$  лопатей першого та другого повітряного гвинта 1, 2 розташовані супутно (в одному напрямку), при цьому перший повітряний гвинт жорстко зв'язаний з вихідним внутрішнім валом 3 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 6, яке через проміжні зубчасті колеса 9, 10, жорстко встановлених на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано через зубчасте колесо 12 з привідним валом 13 редуктора, а другий по ходу потоку повітряний гвинт жорстко зв'язаний з коаксіальним вихідним валом 4 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 7, яке через проміжні зубчасті колеса 8, 10, жорстко встановлених на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано з ведучим зубчастим колесом 12 та привідним валом 13 редуктора, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс редуктора забезпечують збільшення обертів повітряних гвинтів по ходу потоку, їх супутне з заданим законом обертання, при якому гідравлічні кути лопатей повітряних гвинтів забезпечують закрутку повітряного потоку в зоні прискореного потоку протилежно напрямку обертання з осьовим виходом повітряного потоку після другого повітряного гвинта, а розрахунок тяги та польотного (тягового) ККД повітряних гвинтів виконується за формулами:

$$R = (P_{Hcp}^* F_{Hcp} - P_c F_c) n, \text{ при } V_n = 0,$$

$$R' = (P_{Hcp}^{*'} F_{Hcp}' - P_c' F_c') n, \text{ при } V_n > 0,$$

$$\text{де } P_{Hcp}^{*'} = P_{Hcp}^* \pm \Delta P_{Hcp}^*,$$

$$F_{Hcp} = t_1 \cdot 1, \text{ при } V_n = 0,$$

$$F_c = t \cdot 1, \text{ при } V_n = 0,$$

$$F_{Hcp}' = t_1' \cdot 1, \text{ при } V_n > 0,$$

$$F_c' = t' \cdot 1, \text{ при } V_n > 0,$$

$$\eta_T = \left( 1 - \frac{P_c F_c}{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} \right) \times 100\%, \text{ при } V_n = 0,$$

$$\eta_{II} = \left( 1 - \frac{P_c' F_c'}{P_{Hcp}^{*'} F_{Hcp}'} \right) \times 100\%, \text{ при } V_n > 0,$$

де  $R$  - тяга другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$R'$  - тяга другого повітряного гвинта при  $V_n > 0$ ,

$P_{Hcp}^*$  - статичний тиск у середньому перерізі

газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта в зоні К-С<sub>2</sub> при  $V_n = 0$ , приведений до зони спокійного потоку  $H$ ,

$F_{Hcp}$  - площа газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  зони К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ , приведена до зони спокійного потоку  $H$ ,

$t_1$  - товщина газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  зони К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

1 - довжина лопаті другого повітряного гвинта,

$P_{Hcp}^* \cdot F_{Hcp}$  - середня, приведена до зони спокійного потоку  $H$ , рушійна сила від зміни статичного тиску в зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$P_c$  - статичний тиск у вихідному перерізі С<sub>2</sub> газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$F_c$  - площа газодинамічного тракту в вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$t$  - товщина газодинамічного тракту в вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$P_c F_c$  - сила опору статичного тиску у вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n = 0$ ,

$n$  - кількість лопатей другого повітряного гвинта,

$P_{Hcp}^{*'}$  - статичний тиск у середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту в зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n > 0$ , приведений до зони спокійного потоку  $H$ ,

$F_{Hcp}'$  - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту у зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_n > 0$ , приведена до зони спокійного потоку  $H$ ,

$t_1'$  - товщина газодинамічного тракту в середньому перерізі  $\Gamma$  газодинамічного тракту в

зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P_{Hcp}^*$  - середня, приведена до зони спокійного потоку Н, рушійна сила від зміни статичного тиску в зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$\pm \Delta P_{Hcp}^*$  - зниження чи прирощення статичного тиску в середньому перерізі Г газодинамічного тракту в зоні К-С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P_C'$  - статичний тиск у вихідному перерізі С<sub>2</sub> газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$F_C'$  - площа газодинамічного тракту в вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$t'$  - товщина газодинамічного тракту в вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$P_C'F_C'$  - сила опору статичного тиску в вихідному перерізі С<sub>2</sub> газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$ ,

$\eta_T$  - тяговий ККД другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} = 0$ ,

$\eta_{\Pi}$  - політний (тяговий) ККД другого повітряного гвинта при  $V_{\Pi} > 0$

Застосування двох повітряних гвинтів супутнього обертання з наростаючими обертами по ходу потоку за допомогою додаткового редуктора призводить до майже повного усунення, до 80%, кінематичної зони жорсткого (пружного) удару в перерізі  $\beta_2$  другого повітряного гвинта, що суттєво підіймає стелю по аеродинамічному перевантаженню в зоні В<sub>2</sub>-К та аеродинамічному недовантаженню в зоні К-С<sub>2</sub> лопатей повітряного гвинта, суттєво підвищує безпеку польотів, техніко-економічні показники шляхом підвищення С<sub>а</sub>, статичного тиску в зоні В<sub>2</sub>-К газодинамічного тракту лопатей другого повітряного гвинта, що дає змогу вирішити поставлене завдання.

Застосування виведених принципово нових формул тяги та польотного (тягового) ККД повністю відображає всі фізичні явища, які мають місце при роботі повітряних гвинтів при  $V_{\Pi} \geq 0$  з

урахуванням статичного тиску  $P_{Hcp}^*$  в середньому перерізі Г зони К-С<sub>2</sub> при швидкості польоту  $V_{\Pi} = 0$ , площі в середньому перерізі Г газодинамічного

тракту зони К-С<sub>2</sub> ( $F_{Hcp}$ ), статичного тиску  $P_{Hcp}^*$  в середньому перерізі Г газодинамічного тракту зони К-С<sub>2</sub> при  $V_{\Pi} > 0$ , знижування чи прирощення статичного тиску в середньому перерізі Г газодинамічного тракту зони К-С<sub>2</sub> ( $\pm \Delta P_{Hcp}^*$ ), залежно від відносної осьової швидкості повітряного потоку  $C'_{cp}$  в середньому перерізі Г газодинамічного тракту в зоні К-С<sub>2</sub>, сили опору статичного тиску в вихідному перерізі

газодинамічного тракту С<sub>2</sub> при  $V_{\Pi} = 0$  ( $P_C F_C$ ), та  $V_{\Pi} > 0$  ( $P_C' F_C'$ ).

Нові ознаки при взаємодії з відомими ознаками дозволяють отримати наступний теоретичний та технічний результат:

1. Виведені принципово нові формули тяги та політного (тягового) повітряних гвинтів, які повністю відображають усі фізичні явища, які мають місце при роботі повітряних гвинтів при  $V_{\Pi} \geq 0$ .

2. Підвищення С<sub>а</sub> перед другим повітряним гвинтом до 260м/с шляхом введення закрутки повітряного потоку в зоні Н-В<sub>1</sub> та розкрутки потоку в зоні В<sub>1</sub>-С<sub>2</sub> дає змогу замінити в зоні Н-В<sub>2</sub> закон переміщення часток повітряного потоку з наростаючим прискоренням, що має місце у нинішніх повітряних гвинтах гвинтовентилятора ТГВД, на синусоїдальний закон переміщення часток повітряного потоку зі знижувальним прискоренням, що майже повністю, на 80%, усуває кінематичну зону жорсткого (пружного) удару по вхідних кромках лопатей другого повітряного гвинта, що стискує потік та генерує тягу. Це суттєво підіймає газодинамічну стійкість роботи повітряного гвинта та стелю по аеродинамічному перевантаженню в зоні В<sub>2</sub>-К та аеродинамічному недовантаженню в зоні К-С<sub>2</sub> при  $V_{\Pi} \geq 0$ , стелю по колівій швидкості U, що суттєво підвищує безпеку польотів.

3. Шляхом введення зростання оборотів наступного повітряного гвинта суттєво підвищується безпека польотів тому, що при однаковому зменшенні чи збільшенні осьової швидкості С<sub>а</sub> кут атаки змінюється на суттєво менше значення на тих лопатях повітряного гвинта, де колова швидкість обертання U буде вищою.

4. Підвищення відносної осьової швидкості повітряного потоку в вихідному перерізі С<sub>2</sub> лопатей другого повітряного гвинта забезпечується суттєво вищим ступенем стиснення повітряного потоку в зоні В<sub>2</sub>-К, оскільки колова швидкість U лопатей другого повітряного гвинта понадзвукова (до 425м/с).

5. Згідно з п.2 суттєво знизити децибельну характеристику повітряних гвинтів на всіх режимах роботи, що поряд з низькою потребою палива покращує екологію навколишнього середовища.

6. Згідно з п.2, 4 суттєво знизити габаритні розміри повітряних гвинтів у порівнянні з прототипом для досягнення однакової тяги.

7. Поліпшення всіх екологічних та техніко-економічних показників повітряних гвинтів, включаючи тягу, витрату палива, габарити, вагу та інші. Наприклад, при однакових діаметральних розмірах з гвинтовентилятором двигуна Д-27 (ЗМКБ «Прогрес») тяга повітряних гвинтів, що заявляється, буде на 80% вищою, що досягається за рахунок усунення кінематичної зони жорсткого (пружного) удару та підвищення колової швидкості U лопатей другого повітряного гвинта. Тому повітряні гвинти, що заявляються, можуть бути застосованими до  $V_{\Pi} = (0,9) \text{ МП}$  і можуть повністю замінити нинішні ТРДД.

8. Досягнутий технічний результат дозволить зробити ці повітряні гвинти ТГВД поза межами всякої конкуренції на світовому ринці.

Таким чином, порівняно з прототипом, пропонуване технічне рішення містить вищевказані істотні відмінні ознаки, отже, відповідає умові «Новизна».

Аналоги, що містять в собі ознаки, які відрізняють технічне рішення, що заявляється, від прототипу, не виявлені в інших технічних рішеннях при вивченні цієї галузі техніки. На підставі цього можна зробити висновок, що запропоноване технічне рішення задовольняє критерію «винахідницький рівень».

Турбогвинтовентиляторний двигун, що заявляється, див.Фіг.2, складається з повітряних гвинтів 1, 2, які відповідно жорстко з'єднуються з вихідним внутрішнім валом 3 та вихідним коаксіальним валом 4 редуктора 5, на протилежних кінцях яких жорстко встановлені зубчасті колеса 6, 7, які через проміжні зубчасті колеса 8, 9, 10 жорстко встановлених на проміжному валу 11, зв'язані з ведучим зубчастим колесом 12, яке жорстко встановлено на привідному валу 13, який приводиться в обертання одновальною турбіною (на кресленні не показано).

Винахід пояснюється кресленнями, де на фігурах представлено:

- Фіг.1 (додаток) - критика повітряних гвинтів існуючих двигунів,

- Фіг.2 - кінематична схема повітряних гвинтів, що заявляються,

- Фіг.3а - траєкторію руху частин повітряного потоку від зони спокійного потоку Н до вихідного перерізу лопатей другого повітряного гвинта, що стискує та прискорює повітряний потік, генеруючи при цьому тягу,

- Фіг.3б - характер зміни кутової швидкості ( $\omega$ ,  $c^{-1}$ ) та кутового прискорення повітряного потоку ( $\epsilon$ ,  $c^{-2}$ ),

- Фіг.3в - план швидкостей повітряного потоку на лопатях першого та другого повітряного гвинта (робочого колеса - РК),

- Фіг.3г - форма газодинамічного тракту лопатей другого повітряного гвинта, яка складається з зони стиснення  $B_2-K$  та зони прискорення повітряного потоку  $K-C_2$ , в якій генерується тяга повітряного гвинта. Характер розподілу статичного тиску по коритцю лопатей (лопаток) див.[3], с.68, мал.3.3,

- Фіг.4 - роботу повітряних гвинтів, що заявляються, в динаміці при  $V_H=0$ , злітний режим,

- Фіг.4а - кінематичний аналіз характеру зміни осьових швидкостей та статичного тиску в контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub>,

- Фіг.4б - кінематичний аналіз характеру зміни осьових прискорень повітряного потоку, він же, тільки навпаки, - характер зміни динамічних (інерційних) сил у контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub>,

- Фіг.4в - кінематичний аналіз характеру зміни рушійних сил у залежності від зміни статичного тиску в контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub> при  $V_H=0$ , злітний режим, для виводу формули тяги та

польотного (тягового) ККД повітряних гвинтів, що заявляються,

- Фіг.5 - роботу повітряних гвинтів, що заявляються, в динаміці при  $V_H>0$ , наприклад, при  $V_H=C_{cp}$ ,

- Фіг.5а - кінематичний аналіз характеру зміни осьових швидкостей та статичного тиску в контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub> при  $V_H=C_{cp}$  порівняно з аналогічними при  $V_H=0$ ,

- Фіг.5б - кінематичний аналіз характеру зміни осьових прискорень повітряного потоку, він же, тільки навпаки, - характер зміни динамічних (інерційних) сил у контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub> при  $V_H=C_{cp}$  порівняно з аналогічними при  $V_H=0$ ,

- Фіг.5в - кінематичний аналіз характеру зміни рушійних сил у залежності від зміни статичного тиску в контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub> при  $V_H=C_{cp}$  порівняно з аналогічними при  $V_H=0$ .

Розглянемо роботу повітряних гвинтів, що заявляються, в динаміці при  $V_H=0$ .

При обертанні привідного валу 13 з ведучим зубчастим колесом 12 крутильний момент через зубчасті колеса 10, 9, 8, 7, 6 передається на два повітряних гвинта 1, 2, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс забезпечують збільшення обертів повітряних гвинтів 1, 2 по ходу повітряного потоку та супутнє обертання.

Кінематичний аналіз характеру зміни осьових швидкостей та прискорень потоку показує, що в зоні Н-В<sub>2</sub>, див. Фіг.4, має місце синусоїдальний характер зміни осьових швидкостей та прискорень потоку, це досягається тим, що другий повітряний гвинт має суттєво більшу витрату повітря, ніж перший повітряний гвинт. Це означає, що другий повітряний гвинт інжектуює повітря через перший повітряний гвинт, збільшуючи при цьому відносну швидкість повітряного потоку на вході та виході в лопатях першого повітряного гвинта  $w_1$ ,  $w_2$ . Збільшення  $w_1$  при постійній коловій швидкості ( $u_1$ ) веде до закрутки повітряного потоку в зоні Н-В<sub>1</sub> перед першим повітряним гвинтом проти обертання повітряних гвинтів 1, 2.

Таким чином, перший повітряний гвинт не стискує і не прискорює повітряний потік, він служить тільки обертальним направляючим апаратом з заданим законом обертання, що призводить до закрутки повітряного потоку в зоні Н-В<sub>1</sub> та суттєво відрізняє повітряні гвинти, що заявляються, від усіх нинішніх повітряних гвинтів гвинтовентилятора ТГВД, в яких у зоні Н-В, див. Фіг.1, має місце осьовий повітряний потік. Від зони Н повітряний потік повільно закручується, див. Фіг.3а, і досягає максимальної закрутки в перерізі В<sub>1</sub> перед першим повітряним гвинтом. Під дією відцентрових сил, які максимальні в перерізі В<sub>1</sub>, генерується градієнт статичних тисків, направлений до центру перерізу В<sub>1</sub> див. Фіг.4, 5. Цей градієнт статичних тисків стягує повітряний потік у джгут до і після перерізу В<sub>1</sub>.

Таким чином, поступове наростання закрутки повітряного потоку в зоні Н-В<sub>1</sub> та суттєве гальмування повітряного потоку в зоні В<sub>1</sub>-В<sub>2</sub> під дією градієнта статичних тисків, направленою проти повітряного потоку в цій зоні до центру перерізу В<sub>1</sub> сприяє зміні закону переміщення

частин повітряного потоку з наростаючим прискоренням, що має місце в нинішніх повітряних гвинтах гвинтовентиляторів, на закон переміщення частин повітря зі знижувальним прискоренням, яке в перерізі  $B_2$  зводиться до нуля. На другому повітряному гвинті іде вже стиснення повітряного потоку, див. Фіг.3в, 4, 5, тому по вхідних кромках лопатей удар залишається, але потуга цього удару в 4-5 разів слабше, ніж у нинішніх повітряних гвинтах ТГВД. Розкручування повітряного потоку починається вже на першому повітряному гвинті, див. Фіг.3а і завершується на лопатях другого повітряного гвинта, на виході з якого повітряний потік має осьовий напрям.

Треба відмітити, що кількість лопатей першого повітряного гвинта мусить перевершувати кількість лопатей другого повітряного гвинта для більш плавної закрутки потоку в зоні Н-В<sub>1</sub>, а гвинтова потуга на першому повітряному гвинті суттєво менша за аналогічну на другому повітряному гвинті.

Таким чином, зменшення потуги удару по вхідних кромках лопатей другого повітряного гвинта в 4-5 разів є основою збільшення обертів другого повітряного гвинта на 80% у порівнянні з існуючими повітряними гвинтами, переводу його в понадзвуковий режим роботи, збільшення абсолютної осьової швидкості повітряного потоку  $C_a$  на вході в лопаті другого повітряного гвинта - до 260м/с та підвищення безпеки польотів та покращення екології навколишнього середовища за рахунок зниження децибельної характеристики та витрати палива.

Кінематичний аналіз показує, що напрям динамічних (інерційних) сил завжди протилежно напрямку прискорень повітряного потоку. А напрям рушійних сил від зміни статичного тиску завжди співпадає з напрямом градієнта статичних тисків, за потоком - плюс, проти потоку - мінус, наприклад, у зоні Н-В рушійні сили від зміни статичного тиску направлені за потоком (плюс), див. Фіг.1, 4, 5, у зоні В-К, див. Фіг.3г, Фіг.1, 4, 5, проти потоку (мінус), у зоні К-С, див. там же, за потоком (плюс), у зоні С-Н<sub>1</sub> зоні реактивної струми, рушійні сили від зміни статичного тиску завжди дорівнюють нулю, повітряний потік у цій зоні рухається тільки під дією інерційних сил.

Аналіз характеру зміни динамічних (інерційних) сил та рушійних сил від зміни статичного тиску, див.Фіг.1, 4, 5, показує, що в зоні контрольного контуру Н-Н<sub>1</sub> середні динамічні (інерційні) сили, які генеруються в зонах Н-В<sub>2</sub>, В<sub>2</sub>-К, К-С<sub>2</sub>, С<sub>2</sub>-Н<sub>1</sub>, взаємно знищують одна одну, середні рушійні сили від зміни статичного тиску в зонах Н-В<sub>2</sub> та В<sub>2</sub>-К теж взаємно знищують одна одну, в зоні реактивної струми С<sub>2</sub>-Н<sub>1</sub> рушійна сила від зміни статичного тиску завжди дорівнює нулю, тому що в реактивному струмі при будь-яких значеннях статичного тиску у вихідному перерізі лопатей повітряного гвинта ( $P_C > P_H$ ,  $P_C = P_H$ ,  $P_C < P_H$ ) множення  $P_C F_C$  завжди дорівнює  $P_{H1} F_{H1}$ .

Таким чином, некомпенсованою зоною, в якій генерується тяга на лопатях повітряного гвинта, є зона К-С, зона прискорення потоку під дією рушійних сил від зміни статичного тиску, тяга в

якій, згідно з рішенням, що заявляється, розраховує як:

$$R = (P_{Hcp}^* F_{Hcp} - P_C F_C) n, \text{ при } V_H = 0, \quad (3)$$

$$R' = (P_{Hcp}^{*'} F_{Hcp}' - P_C' F_C') n, \text{ при } V_H > 0, \quad (4)$$

де  $P_{Hcp}' = P_{Hcp}^* \pm \Delta P_{Hcp}$

$F_{Hcp} = t_1 \cdot 1, \text{ при } V_H = 0,$

$F_C = t' \cdot 1, \text{ при } V_H = 0,$

$F_{Hcp} = t_1 \cdot 1, \text{ при } V_H > 0,$

$F_C' = t' \cdot 1, \text{ при } V_H > 0,$

тобто тяга однієї лопаті - це різниця між середньою рушійною силою в зоні К-С ( $P_{Hcp}^* F_{Hcp}$ ) та силою опору  $P_C F_C$ , приведених до зони спокійного потоку Н. Треба відмітити, що середній статичний тиск у середньому перерізі Г,  $P_{Hcp}'$ , при швидкості польоту  $V_H > 0$ , повністю залежить від зміни середньої швидкості повітряного потоку  $C_{cp}$  при  $V_H > 0$ , див. виведену формулу тяги, а тягова потуга повітряного гвинта завжди дорівнює множенню  $R \cdot C_{cp}$ , при  $V_H = 0$ ,  $R' \cdot C_{cp}$ , при  $V_H > 0$ , тому польотний (тяговий) ККД, згідно з рішенням, що заявляється, розраховується як:

$$\eta_T = \left( 1 - \frac{P_C F_C}{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} \right) \times 100\%, \text{ при } V_H = 0, \quad (5)$$

$$\eta_{II} = \left( 1 - \frac{P_C' F_C'}{P_{Hcp}^{*'} F_{Hcp}'} \right) \times 100\%, \text{ при } V_H > 0, \quad (6)$$

Розрахунок тяги повітряних гвинтів ТГВД, що заявляється, діаметральні розміри яких дорівнюють аналогічним гвинтовентилятору двигуна Д-27, показує, що для розрахункового злітного режиму при  $V_H = 0$   $C_a = 260$ м/с,  $U_{max} = 425$ м/с, тяга повітряних гвинтів, що заявляються, буде на 80% вищою, що є основою досягнення поліпшених техніко-економічних, екологічних показників та вирішення поставленого завдання.

Розглянемо роботу повітряних гвинтів ТГВД, що заявляється, в динаміці при швидкості польоту більше нуля,  $V_H > 0$ , наприклад, при  $V_H = C_{cp}$ . Кінематичний аналіз характеру зміни осьових швидкостей та прискорень потоку при  $V_H = C_{cp}$ , див. Фіг.5, показує, що в польоті цей характер суттєво відрізняється від аналогічного при стендових випробуваннях (при  $V_H = 0$ ), див.Фіг.4, 5. Це пов'язано з тим, що в польоті на повітряний потік у зоні Н-Н<sub>1</sub> діє додаткова робота від переносної кінетичної енергії  $m_H V_H^2 / 2$ , яка завжди направлена проти потоку в цій зоні, та перемінна робота інерційних сил від зміни швидкості польоту  $V_H$  та зміни відносних осьових швидкостей потоку  $C_i$  в контрольному контурі Н-Н<sub>1</sub>. Оскільки ми розглядаємо режим роботи повітряних гвинтів при  $V_H = \text{const}$  роботу інерційних сил від зміни

швидкості польоту  $V_{\Pi}$  не враховуємо. Таким чином, при  $V_{\Pi}=C_{cp}=\text{const}$  на будь-яку частинку повітряного потоку в зоні контрольного контуру  $H-H_1$  буде діяти постійна додаткова робота від переносної кінетичної енергії  $m_{\Gamma} \cdot V_{\Pi}^2/2$ , яка завжди направлена проти потоку та перемінна робота інерційних сил від зміни відносних осьових швидкостей потоку  $C_i$ . Ці дві роботи в контрольному контурі  $H-H_1$  доповнюють одна одну при  $V_{\Pi}=C_{cp}=\text{const}$  і, згідно рівняння Бернуллі, змінюють статичний тиск, отже і рушійні сили в контрольному контурі  $H-H_1$  в межах закону збереження енергії. Треба відмітити, що робота інерційних сил від зміни відносних осьових швидкостей потоку,

$$L_{P_{iH}} = P_{iH} \cdot V_{abs_i} = m_{\Gamma} \cdot a_i (C_i - V_{\Pi})$$

де  $L_{P_{iH}}$  - робота інерційних сил в  $i$ -тому перерізі,

$P_{iH}$  - сила інерції в  $i$ -тому перерізі,

$V_{abs_i}$  - абсолютна швидкість повітряного потоку в  $i$ -тому перерізі,

$m_{\Gamma}$  - секундна витрата повітря через площу  $i$ -того перерізу,

$a_i$  - прискорення повітряного потоку в  $i$ -тому перерізі,

$C_i$  - осьова відносна швидкість повітряного потоку в  $i$ -тому перерізі,

$V_{\Pi}$  - швидкість польоту, переносна швидкість, порівняно з аналогічною при  $V_{\Pi}=0$  змінює свій напрям і значення залежно від напрямку і значення абсолютної швидкості повітряного потоку  $V_{abs}$ , генеруючи при цьому в межах закону збереження енергії, зони загальмованого та прискореного повітряного потоку.

Зона загальмованого повітряного потоку, наприклад, зона В-К, В<sub>2</sub>-К при  $V_{\Pi}=0$ , див. Фіг.1, 4, - це зона, де напрям інерційних сил збігається з напрямком абсолютної швидкості повітряного потоку, що генерує позитивну (умовно) роботу інерційних сил, направлену, згідно рівняння Бернуллі, на додаткове стиснення основного повітряного потоку при одночасному зменшенні відносної швидкості повітряного потоку  $C_i$ .

Зона прискореного повітряного потоку, наприклад, зона К-С, К-С<sub>2</sub> при  $V_{\Pi}=0$ , див. Фіг.1, 4 - це зона, де напрям інерційних сил протилежний напрямку абсолютної швидкості повітряного потоку, що генерує негативну (умовно) роботу інерційних сил, направлену згідно рівняння Бернуллі, на додаткове прискорення повітряного потоку при одночасному збільшенні відносної осьової швидкості повітряного потоку та зниженні статичного тиску. Генерування зон загальмованого та прискореного повітряного потоку завжди відбувається в межах закону збереження енергії. Газодинамічні характеристики потоку в перерізі  $f$  (тиск, відносна осьова швидкість) залишаються такими, як при  $V_{\Pi}=0$ , абсолютна кінетична енергія повітряного потоку в перерізі  $f$  завжди дорівнює нулю.

Кінематичний аналіз показує, що в зоні Н-В<sub>2</sub>, див.Фіг.5, напрям інерційних сил збігається з

напрямом абсолютної швидкості повітряного потоку  $V_{abs}$ . В цій зоні іде додаткове стиснення повітряного потоку з одночасним зменшенням відносної осьової швидкості повітряного потоку  $C_i$ . В перерізі Н вся робота від переносної кінетичної енергії  $m_{\Gamma} \cdot V_{\Pi}^2/2$  іде на стиснення основного потоку, тому в перерізі Н статичний тиск  $P_H^*$  суттєво перевищує  $P_H$ , див. Фіг.5. Явище стиснення повітряного потоку перед повітрязабірником турбореактивного двигуна (ТРД) відомо, див. [1], с.82. Оскільки в перерізі В<sub>2</sub> зростає статичний тиск, то витрата повітря через повітряні гвинти зростає при збільшенні швидкості польоту, зростає також розрахунковий рівень підвищення тиску  $P_K^*$  лопаті повітряного гвинта, статичний тиск у перерізі К, див. Фіг.3г, 5, збільшується.

Кінематичний аналіз показує, що в зоні В<sub>2</sub>-К, зоні стиснення повітряного потоку на лопатях другого повітряного гвинта, див.Фіг.5, 3г, напрям інерційних сил є протилежним напрямку абсолютної швидкості повітряного потоку  $V_{abs}$ . В цій зоні під дією негативної роботи інерційних сил іде прискорення повітряного потоку з одночасним зменшенням розрахункової ступені стиснення повітряного потоку  $P_K^*$ . Це дуже небезпечне явище також відомо для ТРД, див.[1], с.114, с.327 мал.9.24, тільки це явище в запропонованій заявці пояснюється шляхом кінематичного аналізу.

При  $C_{B_2} > V_{\Pi} > C_K$ , де  $C_{B_2}$  - осьова відносна швидкість повітряного потоку в перерізі В<sub>2</sub>, див.Фіг.5, має місце нерівномірне завантаження лопатей повітряного гвинта: перша зона В<sub>2</sub>-f перевантажена, тому, що робота інерційних сил направлена на додаткове стиснення повітряного потоку при одночасному зменшенні відносної осьової швидкості повітряного потоку, наступна за ходом потоку зона f-К лопатей повітряного гвинта буде недовантаженою, тому, що робота інерційних сил направлена на додаткове прискорення повітряного потоку при одночасному збільшенні відносної осьової швидкості та зменшенні статичного тиску. При  $V_{\Pi} \geq C_{B_2}$  вся зона стиснення повітряного потоку на лопатях повітряного гвинта В<sub>2</sub>-К буде недовантаженою.

Треба відзначити, що потужні ударні хвилі, які генеруються в кінематичній зоні жорсткого (пружного) удару на вході в лопаті існуючих повітряних гвинтів, див.Фіг.1, які направлені за або проти потоку, завжди призводять до збільшення інерційних сил у зоні Н-В та В-К, що в свою чергу, призводить до додаткового стиснення повітряного потоку в зоні, де лопаті перевантажені та додаткового прискорення повітряного потоку в зоні, де лопаті недовантажені з усіма негативними явищами.

Вихід з цього кінематичного, дуже небезпечного дефекту тільки один: треба усунути потужні ударні хвилі, які генеруються в кінематичній зоні жорсткого (пружного) удару на вході в лопаті існуючих повітряних гвинтів та збільшувати оберти наступних повітряних гвинтів, тому, що при однаковому зменшенні чи збільшенні осьової швидкості повітряного потоку  $C_a$  кут атаки і змінюється на суттєво менше значення на тому



повітряному гвинті, де колова швидкість обертання  $U$  буде вищою, що виконано в повітряних гвинтах, що заявляються, що є гарантом відсутності розвиненого зриву потоку по спинці та по коритцю лопатей повітряних гвинтів, гарантом безпеки польотів та суттєвого покращення техніко-економічних показників повітряних гвинтів.

Кінематичний аналіз показує, що в зоні  $K-f$  напрям інерційних сил збігається з напрямом абсолютної швидкості повітряного потоку  $V_{абс}$ . У цій зоні під дією позитивної роботи інерційних сил іде додаткове стиснення основного потоку до 20% з одночасним зменшенням відносної осрової швидкості повітряного потоку  $C_i$ . В цій зоні характеристика зміни статичного тиску збільшується відносно аналогічної при  $V_{п}=0$ , тому характеристика зменшення статичного тиску при розширенні повітряного потоку стає більш крутішою і при  $V_{п}=C_{ср}$  ця характеристика проходить через точку  $\Gamma$ , яка збігається з середнім перерізом, див. Фіг.4. У нашому випадку перерізи  $f$ ,  $\Gamma$ ,  $C_{ср}$  співпадають, оскільки  $V_{п}=C_{ср}$ , тому газодинамічні параметри повітряного потоку (тиск, осрова відносна швидкість) залишаються в

перерізі  $f$  такими, як при  $V_{п}=0$ ,  $\Delta P_{Hcp}^*$  при цьому дорівнює 0. Треба відзначити, що характеристика зміни статичного тиску проходить через точку  $\Gamma$  тільки в двох випадках: при  $V_{п}=0$  та  $V_{п}=C_{ср}$ , в усіх інших випадках ця характеристика проходить нижче (при  $V_{п}<C_{ср}$ ), або вище (при  $V_{п}>C_{ср}$ ), що буде відповідно зменшувати ( $-\Delta P_{Hcp}^*$ ), або збільшувати ( $+\Delta P_{Hcp}^*$ ) тягу повітряних гвинтів, генеруючи  $\pm \Delta P_{Hcp}^*$ , див. формули, що заявляються.

При цьому характер зміни тяги повітряних гвинтів у залежності від швидкості польоту  $V_{п}$  буде точно такий, як для ТРД, див.[1], с.49, мал. 124, - початок характеристики, див.[1], с.261, мал.8.48, - повна характеристика.

Характер зміни тяги повітряних гвинтів залежно від швидкості польоту  $V_{п}$  згідно з формулами, що заявляються, можна пояснити також залежністю зменшення чи прирощення статичного тиску в середньому перерізі  $\Gamma$  при наборі швидкості польоту від зміни відносної осрової швидкості повітряного потоку в

середньому перерізі  $\Gamma$  ( $\Delta P_{Hcp}^*$  від  $C_{ср}$ ). При  $V_{п}<C_{ср}$  переріз  $\Gamma$  знаходиться в зоні прискореного повітряного потоку, оскільки сили інерції направлені протилежно  $V_{абс}$  і робота інерційних сил збільшує  $C_{ср}$  при одночасному зменшенні ( $-\Delta P_{Hcp}^*$ ), тяга повітряних гвинтів при цьому

зменшується за рахунок негативного ( $-\Delta P_{Hcp}^*$ ), досягає свого мінімального значення, див.[1], с.49, мал.1.24, стабілізується та при подальшому зростанні  $V_{п}$  починає збільшуватись і при  $V_{п}=C_{ср}$  тяга повітряних гвинтів досягає також значення, як при  $V_{п}=0$ . При  $V_{п}>C_{ср}$  переріз  $f$  знаходиться вже

між перерізами  $\Gamma$  і  $C_2$ . Середній переріз  $\Gamma$  при цьому знаходиться вже в зоні загальмованого потоку,  $C_{ср}$  починає зменшуватися при

одночасному збільшенні ( $+\Delta P_{Hcp}^*$ ), тяга повітряних

гвинтів зростає за рахунок позитивного ( $+\Delta P_{Hcp}^*$ ). Таким чином, характер зміни  $C_{ср}$  при збільшенні

$V_{п}$  під дією роботи інерційних сил - це дзеркальне відображення кривої зміни тяги, див.[1], с.49, мал.1.24, с.261, мал.8.48.

Кінематичний аналіз показує, що в зоні  $f-C_2$  при  $V_{п}=C_{ср}$  напрям інерційних сил є протилежним напрямку абсолютної швидкості повітряного потоку  $V_{абс}$ . В цій зоні під дією негативної роботи інерційних сил іде додаткове прискорення повітряного потоку до 20% з одночасним зниженням статичного тиску нижче  $P_H$ ,  $F_C$  при цьому зменшується за рахунок зменшення  $t'$ , див. Фіг.3г.

Оскільки характеристика зміни статичного тиску при  $V_{п}=C_{ср}$  стає більш крутішою, то розширення повітряного потоку до  $P_H$  має місце задовго до вихідного перерізу  $C_2$  лопаті другого повітряного гвинта, див. Фіг.5, переріз  $A$ , при цьому в перерізі  $A$  генеруються відривні зони та течії, які знижують тягу повітряних гвинтів. Це явище є спільним для всіх повітряних гвинтів, але для повітряних гвинтів, що заявляються, кут відриву потоку від поверхні коритця лопаті суттєво менший у порівнянні з аналогічним для існуючих повітряних гвинтів гвинтовентиляторів, що призводить до суттєво менших втрат тяги. Це пояснюється більш плавною кінематикою потоку в повітряних гвинтах, що заявляються.

Таким чином, при  $V_{п}=C_{ср}$ , незважаючи на втрати тяги по відривним течіям, загальна тяга повітряних гвинтів, що заявляються, збільшується за рахунок зниження  $P'_C F'_C$ , див. формулу 4, і досягає такого ж значення, як при  $V_{п}=0$ .

Кінематичний аналіз у зоні  $C_2-H_1$  показує, що в реактивному струмені, див.Фіг.5, генерується зона прискореного повітряного потоку  $f_1-H_1$ . При збільшенні швидкості польоту  $V_{п}$  зони  $H-f$  та  $f_1-H_1$  своїми перерізами  $f$  та  $f_1$  поступово наближаються до вихідного перерізу  $C_2$  лопатей другого

повітряного гвинта,  $P_{Hcp}^*$  при цьому збільшується, витрата повітря через гвинти зростає,  $P'_C$  збільшується та наближається до  $P_H$ , втрати тяги від відривної зони  $A$  та відривних течій у цій зоні зменшуються, оскільки зона  $A$  при збільшенні швидкості польоту поступово наближається до вихідного перерізу  $C_2$ , тяга повітряних гвинтів збільшується і при  $V_{п}=C_{C_2}$  досягає свого максимального значення, яке суттєво перевищує тягу повітряних гвинтів при  $V_{п}=0$ , див.[1], С.261, мал.8.48. При  $V_{п}=C_{C_2}$  фронти двох енергетичних потоків  $H-f$  і  $f_1-H_1$  своїми перерізами  $f$  та  $f_1$  сходяться на перерізі  $C_2$  лопатей повітряного гвинта. Оскільки фронти повітряних потоків у перерізі  $f$  та  $f_1$  знаходяться в постійному

потужному коливальному процесі, то при їх зустрічі в перерізі  $C_2$  генерується потужна стояча ударна хвиля, потуга якої при збільшенні  $V_H > C_{C_2}$  зростає, ця стояча ударна хвиля запирає потік,  $P_C$  збільшується вище  $P_H$ , тяга повітряних гвинтів поступово зменшується та при  $P_C'F_C'$ , що рівняється  $P_{Hcp}'F_{Hcp}$ , стає рівною нулю.

Таким чином, кінематичний аналіз показує, що найбільш раціональним режимом польоту повітряних гвинтів ТГВД, що заявляється, є режим, коли  $V_H = C_{C_2}$ , в нашому випадку  $V_H = 0,9MP$ , що дозволяє повністю замінити існуючі ТРДД.

Все це дає всі підстави заявити, що повітряні гвинти, які заявляються, будуть мати поліпшену характеристику польотної тяги порівняно з нинішніми повітряними гвинтами гвинтовентиляторів через майже повну відсутність кінематичної зони жорсткого (пружного) удару та можуть бути застосовані для швидкості польоту до  $0,9MP$  при високій безпеці польотів та суттєво поліпшених техніко-економічних та екологічних показниках.

Таким чином, застосування невідомого в теорії повітря-реактивних двигунів та теорії повітряних гвинтів методу кінематичного аналізу характеру зміни осьових швидкостей, прискорень потоку, рушійних сил від зміни статичного тиску дозволяє не тільки правильно вивести формулу тяги, польотного (тягового) ККД повітряних гвинтів, що суттєво поліпшує наше уявлення про процес генерування тяги, але й виявити всі недоліки нинішніх повітряних гвинтів гвинтовентиляторів при  $V_H \geq 0$ , пов'язаних з наявністю кінематичної зони жорсткого (пружного) удару по вхідних кромках лопатей повітряних гвинтів, показує, що усунути цей дуже небезпечний недолік можливо тільки змінивши характер переміщення частин повітряного потоку в зоні Н-В, див. Фіг.1, з наростаючим прискоренням, що має місце у нинішніх повітряних гвинтах гвинтовентиляторів, на характер переміщення частин повітряного потоку в зоні Н-В<sub>2</sub>, див. Фіг.4, 5, зі знижувальним прискоренням у повітряних гвинтах, що заявляються, це досягається тим, що повітряний потік, за рахунок введення першого повітряного гвинта, який не стискує та не прискорює повітряний потік, а застосовується тільки як обертальний з заданим законом обертання направляючий апарат, закручується в зоні Н-В<sub>1</sub> та розкручується в зоні В<sub>1</sub>-C<sub>2</sub>, див. Фіг.3а, маючи осьовий напрям у перерізі C<sub>2</sub>, що дає змогу майже повністю усунути кінематичну зону жорсткого (пружного) удару і на цій основі підвищити оберти другого повітряного гвинта, застосовуючи для нього понадзвуковий режим роботи, що суттєво поліпшує безпеку польотів, підвищує польотну тягу, знижує децибелну характеристику, що сприяє досягненню абсолютно вищих техніко-економічних та екологічних показників для повітряних гвинтів, що заявляються.

Виходячи з вищевикладеного, можна зробити висновок, що запропоноване технічне рішення може

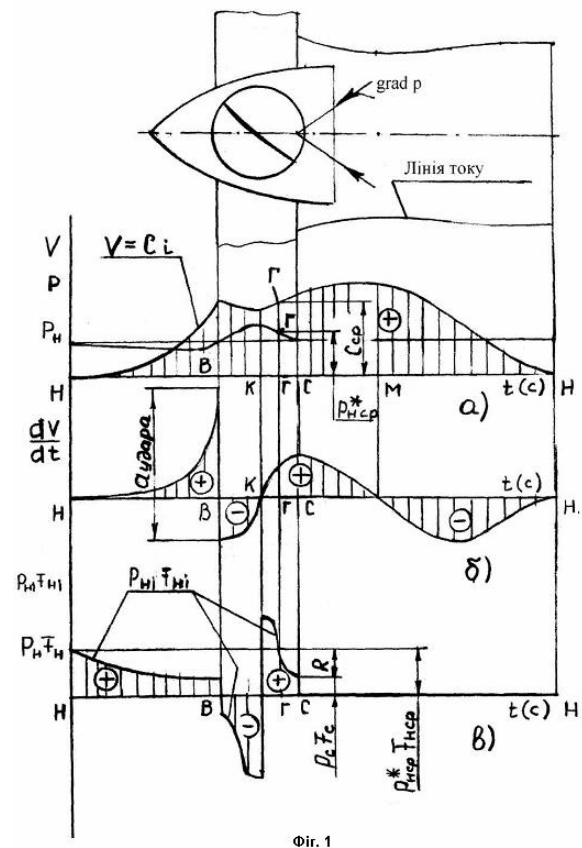
бути застосовано в техніці і задовольняє критерію «промислового застосовності».

Джерела інформації:

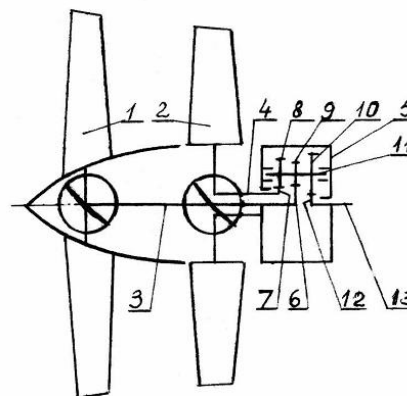
- Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. -Москва: Машиностроение, 1987г.-568с.

- Патент на винахід №2027902, Росія, МІЖ F03H5/00, F04D19/00. Способ создания тяги./Б.Ш.Мамедов; Опубл. 27.01.95.-4с.

- Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей, Москва: Машиностроение, 1983г. - 223с.



Фіг. 1



Фіг. 2

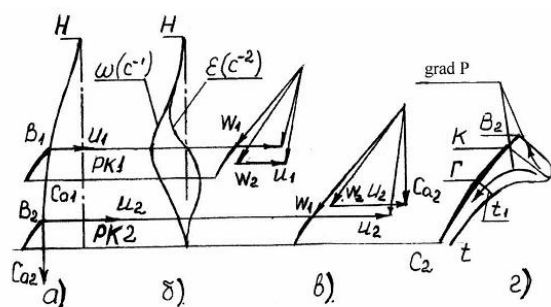


Fig. 3

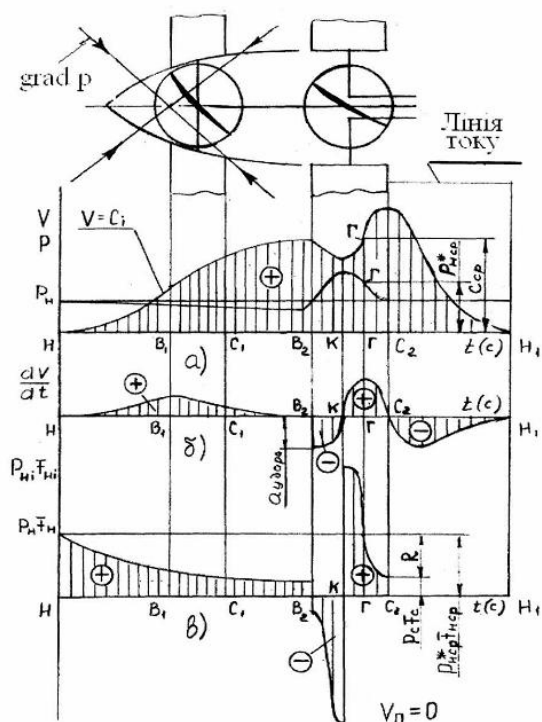


Fig. 4

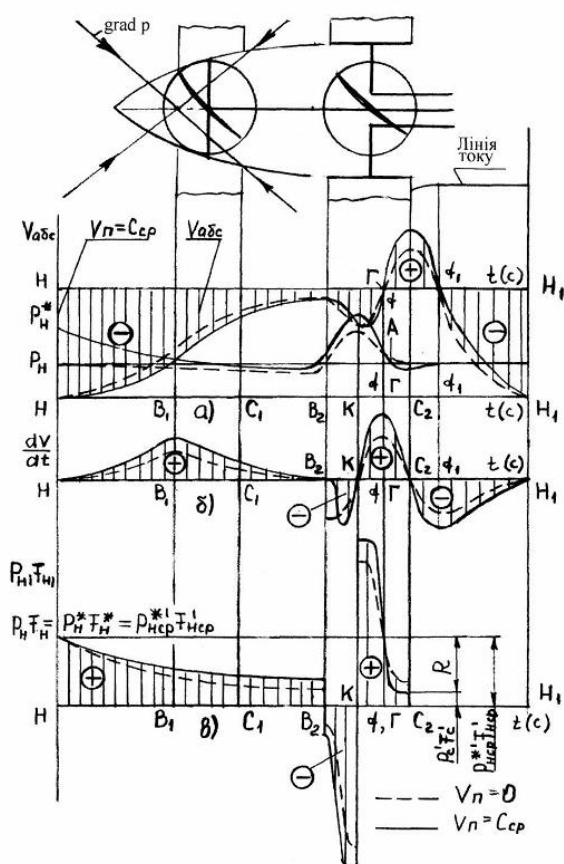


Fig. 5