

УДК 629.7.035.(045)

doi: 10.32620/aktt.2020.7.03

В. Ю. УСЕНКО<sup>1</sup>, К. В. ДОРОШЕНКО<sup>2</sup>, М. В. ХИЖНЯК<sup>2</sup><sup>1</sup> ДП «Антонов», Київ, Україна<sup>2</sup> Національний авіаційний університет, Київ, Україна

## ВПЛИВ ЗАЗОРУ МІЖ РЯДАМИ СПІВВІСНОГО ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА НА ТЯГУ

Тяга турбогвинтового двигуна залежить від багатьох факторів, одним з яких є гідравлічні втрати при обтіканні лопатей гвинта. При використанні співвісних гвинтів цей фактор відіграє ще більшу роль, так як в цьому випадку додаються втрати, які пов'язані з вихровою завісою за першим гвинтом. Метою роботи є оцінка впливу величини осьового зазору між рядами співвісного повітряного гвинта на тягу. Об'єктом дослідження виступає співвісний гвинт. Осьовий зазор між рядами гвинта варіювався від 650 мм до 950 мм. Геометрично розрахункова модель представляла собою циліндр з радіусом 75 м та висотою 150 м. У центрі циліндра було розташовано співвісний гвинт. Досліджувана розрахункова модель розбита на чотири підобласті: зовнішнє середовище, вхідний напрямний апарат, перший ряд гвинта, другий ряд гвинта. Розділення розрахункової моделі на вище перелічені під області дозволяє оцінити вплив повітрозбірника двигуна на параметри за гвинтом та забезпечити коректне моделювання обтікання двох рядів гвинта. На першому кроці дослідження було виконано порівняння результатів чисельного моделювання з результатами апробованої математичної моделі для варіанту гвинта з осьовим зазором 650 мм. Розрахунки проводились з трьома моделями турбулентної в'язкості:  $k-\omega$ , SST, SST Gamma Theta Transitional. На основі проведеного порівняння вибрано модель турбулентної в'язкості SST для подальшого дослідження. Другий крок досліджень включав в себе моделювання течії для модифікованого співвісного гвинта з осьовим зазором між рядами гвинта 950 мм. За отриманими результатами дослідження встановлено, що величина осьового зазору між рядами співвісного повітряного гвинта впливає на тягу. Показано, що при збільшенні зазору між рядами гвинта з 650 мм до 950 мм, тяга гвинта зростає на 17 %. Це можна пояснити зменшенням рівня нерівномірності та гідравлічних втрат за другим рядом гвинта. В подальшому отримані результати чисельного експерименту потребують узгодження з натурним експериментом.

**Ключові слова:** співвісний повітряний гвинт; зазор; лопать; тяга; гідравлічні втрати; чисельний експеримент.

### Вступ

Вперше схема турбогвинтового двигуна була запропонована лейтенантом флоту М. М. Нікольським в 1914 році. Схема двигуна Нікольського передбачала камеру згоряння, в якій проводилося спалювання компонентів рідкої суміші (скипидару і азотної кислоти). Відпрацьовані гази прямували в газову турбіну, яка служила для приводу повітряного гвинта. Крім того, тяга частково мала створюватися реакцією потоку газів, що витікають з турбіни. Модель цього двигуна автором побудована і випробувана [1].

З того часу турбогвинтові (ТГвД) і їх варіації - турбогвинтовентиляторні двигуни (ТГвВД) істотно змінилися. Однак, на сьогоднішній день, вони залишаються одним з найекономічніших типів двигунів при дозвукових режимах польоту.

Рушієм ТГвД або ТГвВД є повітряний гвинт. Тяга ТГвД створюється в основному повітряним гвинтом і частково реакцією продуктів згоряння, що

витікають з двигуна в атмосферу. Тяга ТГвД залежить від багатьох факторів, одним з яких є гідравлічні втрати при обтіканні лопатей гвинта. При використанні співвісних гвинтів цей фактор відіграє ще більшу роль, так як в цьому випадку додаються втрати, які пов'язані з вихровою завісою за першим гвинтом.

В роботі [2] представлені результати дослідження впливу форми профілю, геометричних розмірів профілю, кута установки на тягу гвинта і його аеродинамічні характеристики. При дослідженні автори використовують метод чисельного експерименту, при цьому деякі результати чисельного експерименту порівнюються з результатами фізичного експерименту. Дослідження проводяться для одnorядних гвинтів.

В роботі [3] представлені результати фізичного експерименту впливу параметрів навколишнього середовища (тиску, температури і тиску) на тягу гвинта, швидкість обертання, потужність та ін. Об'єктом дослідження виступав дволопатевого гвинт для

безпілотного літального апарату. В роботі [4] також приведено результати експериментальних випробувань залежностей коефіцієнтів тяги та потужності для дволопатевого гвинта безпілотного літального апарату від числа Рейнольдса в діапазоні  $Re=5 \cdot 10^3 \dots 1.1 \cdot 10^6$ . Автори показали, що коефіцієнт тяги гвинта суттєво зменшується при зменшенні  $Re$  від режиму автомодельності ( $Re > 10^6$ ) до  $10^5 \dots 10^4$ .

В роботі [5] аналізуються фактори, що впливають на зміну тяги повітряного гвинта при роботі на землі. Аналіз нерівномірного потоку в азимутному напрямку показує, що зі збільшенням коефіцієнта тяги повітряного гвинта і зменшенням висоти повітряного гвинта над землею, зміна кута натікання потоку на лопаті збільшується. В роботі досліджувалася модель восьми лопатевого повітряного гвинта.

В роботі [6] представлена розроблена програма аналізу характеристик повітряного гвинта, яка інтегрована в генетичний алгоритм оптимізації його конструкції. Дана програма дозволяє отримати оптимальну геометрію повітряного гвинта з точки зору потужності (тяги) і акустичних характеристик.

В роботі [7] представлені результати мультидисциплінарної тривимірної оптимізації конструкції повітряного гвинта. Цільовими функціями оптимізації виступали мінімізація акустичного випромінювання і підвищення аеродинамічних характеристик.

У роботах [8, 9] освячені питання щодо аероакустики співвісних гвинтів. Результати роботи [8] показують механізм аеродинамічного взаємодії аеродинамічного сліду за першим і другим рядом гвинта. В роботі [9] показано як змінюються аероакустичні характеристики при зміні діаметра другого ряду гвинта. Однак, питання оцінки зміни реактивної сили тяги повітряного гвинта в залежності від величини осьового зазору між рядами співвісного гвинта залишається недослідженим.

*Метою роботи є оцінка впливу величини осьового зазору між рядами співвісного повітряного гвинта на тягу.*

## 1. Постановка задачі

Об'єктом дослідження виступає співвісний гвинт. Периферійний діаметр гвинта складав 4,5 м для першого і другого ряду гвинта. Перший ряд гвинта має 8 лопатей, другий – 6. Осьовий зазор між рядами гвинта варіювався від 650 мм до 950 мм.

Геометрично розрахункова модель представляла собою циліндр з радіусом 75 м та висотою 150 м. У центрі циліндра було розташовано співвісний гвинт. Досліджувана розрахункова модель розбита на чотири підобласті: зовнішнє середовище, вхідний напрямний апарат, перший ряд гвинта, другий ряд гвинта. Розділення розрахункової моделі на вище

перелічені під області дозволяє оцінити вплив повітрозбірника двигуна на параметри за гвинтом та забезпечити коректне моделювання обтікання двох рядів гвинта.

Для моделювання течії використовувалась система рівнянь Нав'є – Стокса, яка замикалася моделлю турбулентної в'язкості.

Для моделювання течії обрано розрахункову схему другого порядку з локальним використанням розрахункової схеми першого порядку. Розрахунок проводився в стендових умовах при частоті обертання 850 об/хв., перший і другий ряд гвинта мав однакову частоту обертання.

## 2. Дослідження впливу осьового зазору між рядами співвісного повітряного гвинта на тягу

На першому кроці дослідження було виконано порівняння результатів чисельного моделювання з результатами апробованої математичної моделі [10] для варіанту гвинта з осьовим зазором 650 мм. Розрахунки проводились з трьома моделями турбулентної в'язкості:  $k-\omega$ , SST, SST Gamma Theta Transitional. На рис.1 зображено порівняння значень сили тяги, отриманих за результатами чисельного моделювання для трьох моделей турбулентної в'язкості і аналітичних даних [10].

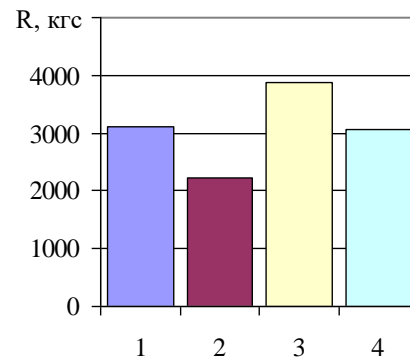


Рис. 1. Порівняння значень сили тяги, отриманих за результатами чисельного і фізичного експерименту:

- 1 – варіант розрахунку з моделлю SST;
- 2 – варіант розрахунку з моделлю SST Gamma Theta Transitional;
- 3 – варіант розрахунку з моделлю  $k-\omega$ ;
- 4 – результати аналітичного розрахунку [10]

Аналіз отриманих даних показує, що похибка розрахунків становить 0,55 % для варіанту розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості SST, 28,25 % – моделлю турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional і 25,29 % – моделлю турбулентної в'язкості  $k-\omega$ . На основі проведеного порівняння вибрано модель турбулентної в'язкості SST для подальшого дослідження.

Другий крок досліджень включав в себе моделювання течії для модифікованого співвісного гвинта з осьовим зазором між рядами гвинта 950 мм. Для цього дослідження було використано модель турбулентної в'язкості SST.

За результатами розрахунку моделювання течії в співвісному гвинті було отримано дані для розрахунку реактивної тяги співвісного гвинта з осьовим зазором між рядами гвинта 950 мм. На рис. 2 показано порівняння реактивної тяги гвинта з осьовим зазором 650 мм і 950 мм.

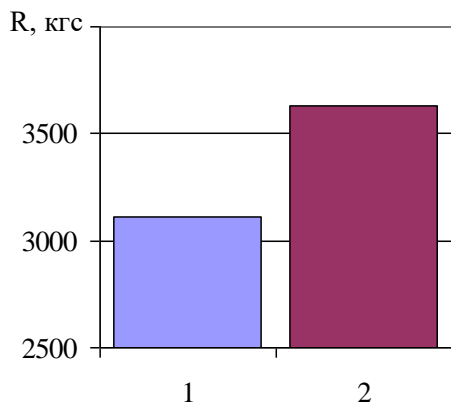


Рис. 2. Порівняння значень реактивної сили тяги гвинта з осьовим зазором 650 мм і 950 мм: 1 – варіант з осьовим зазором 650 мм; 2 – варіант з осьовим зазором 950 мм

Отримані результати показують, що при збільшенні осьового зазору між рядами гвинта реактивна сила тяги гвинта збільшується на 17 %. Цей феномен можна пояснити зменшенням гідравлічних втрат при збільшенні відстані між рядами гвинта. Також це явище необхідно враховувати при аналітичних розрахунках тягових характеристик гвинта.

### Висновок

За отриманими результатами дослідження встановлено, що величина осьового зазору між рядами співвісного повітряного гвинта впливає на тягу. Показано, що при збільшенні зазору між рядами гвинта з 650 мм до 950 мм, тяга гвинта зростає на 17 %. Це можна пояснити зменшенням рівня нерівномірності та гідравлічних втрат за другим рядом гвинта.

В подальшому отримані результати чисельного експерименту потребують узгодження з натурним експериментом.

### Література

1. *Авиационный двигатель АИ-24 [Текст]* / Л. П. Лозицкий, В. Я. Шипиль, П. П. Гетманчук и др. – М. : Транспорт. – 1970. – 424 с.
2. Ismail, K. A. R. *Effects of the airfoil section, the chord and pitch distributions on the aerodynamic performance of the propeller [Text]* / K. A. R. Ismail, C. V. A. G. Rosolen // *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. – 2019. – No 41:131. – 19 p.
3. Scanavino, M. *An Experimental Analysis on Propeller Performance in a Climate-controlled Facility [Text]* / M. Scanavino, A. Vilardi, G. Guglieri // *Journal of Intelligent & Robotic Systems*. – 2020. – 13 p. DOI: 10.1007/s10846-019-01132-9.
4. *Экспериментальное исследование зависимости характеристик воздушного винта от числа Рейнольдса [Текст]* / А. В. Липин, С. П. Остроухов, С. В. Серохвостов и др. // *Ученые записки ЦАГИ*. – 2007. – Т. XXXV III, № 3-4. – С. 102-111.
5. *Analysis of propeller-induced ground vortices by particle image velocimetry [Text]* / Y. Yang, A. Sciacchitano, L. L. M. Veldhuis et al // *Journal of Visualization*. – 2018. – vol. 21. – P. 39-55. DOI: 10.1007/s12650-017-0439-1.
6. Burger, Ch. *Propeller performance analysis and multidisciplinary optimization using a genetic algorithm [Electronick resurs]* / Ch. Burger. – 2007. – 181 p. – Available at: [http://etd.auburn.edu/bitstream/handle/10415/210/Burger\\_Christoph\\_57.pdf?sequence=1&isAllowed=y](http://etd.auburn.edu/bitstream/handle/10415/210/Burger_Christoph_57.pdf?sequence=1&isAllowed=y) – 12.03.2020.
7. *Multi-Objective Aeroacoustic Optimization of an Aircraft Propeller [Text]* / A. Pagano, L. Federico, M. Barbarino, F. Guida, M. Aversano // *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 10-12 September 2008, Victoria, British Columbia, Canada*. – 9 p. DOI: 10.2514/6.2008-6059.
8. Усенко, В. Ю. Чисельне моделювання шуму гвинтовентилятора [Текст] / В. Ю. Усенко // *Вісник інженерної академії України*. – 2018. – № 3. – С. 45-48.
9. Усенко, В. Ю. Оцінка акустичної емісії гвинтовентилятора при зменшенні діаметру другого ряду гвинтовентилятора [Текст] / В. Ю. Усенко, К. В. Дорошенко // *Вісник інженерної академії України*. – 2018. – № 4. – С. 17-20.
10. Шатланов, М. И. *Математическая модель модернизированных винтовентилятора СВ-27 и регулятора РСВ-27. Приложение Е к ТЗ на ЭСУ-27М* / М. И. Шатланов. – Москва, 2011. – 120 с.

## References

1. Lozickij, L. P., Shipil', V. Ja., Getmanchuk, P. P., Tokar', I. G. *Aviacionnyj dvigatel' AI-24 [AI-24 Aircraft Engine]*. Moscow, Transport Publ., 1970. 424 p.
2. Ismail, K. A. R., Rosolen, C. V. A. G. Effects of the airfoil section, the chord and pitch distributions on the aerodynamic performance of the propeller. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2019, no. 41:131. 19 p.
3. Scanavinom, M., Vilardi, A., Guglieri, G. An Experimental Analysis on Propeller Performance in a Climate-controlled Facility. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2020. 13p. DOI: 10.1007/s10846-019-01132-9.
4. Lipin, A. V., Ostrouhov, S. P., Serohvostov, S. V., Ustinov, M. V., Flaksman, Ja. Sh., Shustov, A. V. Jeksperimental'noe issledovanie zavisimosti harakteristik vozdushnogo vinta ot chisla Rejnol'dsa. [An experimental study of the dependence of propeller characteristics on the Reynolds number]. *Uchenye zapiski CAGI*, 2007, vol. XXXV III, no. 3-4, pp. 102-111.
5. Yang, Y., Sciacchitano, A., Veldhuis, L. L. M., Eitelberg, G. Analysis of propeller-induced ground vortices by particle image velocimetry. *Journal of Visualization*, 2018, vol. 21, pp. 39-55. DOI: 10.1007/s12650-017-0439-1.
6. Burger, Ch. *Propeller performance analysis and multidisciplinary optimization using a genetic algorithm*, 2007. 181 p. Available at: [http://etd.auburn.edu/bitstream/handle/10415/210/Burger\\_Christoph\\_57.pdf?sequence=1&isAllowed=y](http://etd.auburn.edu/bitstream/handle/10415/210/Burger_Christoph_57.pdf?sequence=1&isAllowed=y) (accessed 12.03.2020)
7. Pagano, A., Federico, L., Barbarino, M., Guida, F., Aversano M. Multi-Objective Aeroacoustic Optimization of an Aircraft Propeller. *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 10-12 September 2008, Victoria, British Columbia, Canada. 9p. DOI: 10.2514/6.2008-6059.
8. Usenko, V. Ju. Chisel'ne modeljuvannja shumu gvintoventiljatora [Numerical simulation of propfan noise]. *Visnyk Inzhenernoi Akademii Ukrainy*, 2018, no. 3, pp. 45-48.
9. Usenko, V. Ju., Doroshenko, K.V. Otsinka akustychnoi emisii hvyntoventyliatora pry zmenshenni diametru druhoho riadu hvyntoventyliatora [Estimation of the acoustic emission of a propfan when the diameter of the second row of the fan fan is reduced]. *Visnyk Inzhenernoi Akademii Ukrainy*, 2018, no. 4, pp. 17-20.
10. Shatlanov, M. I. *Matematicheskaja model' modernizirovannyh vintoventiljatora SV-27 i reguljatora RSV-27. Prilozhenie E k TZ na JeSU-27M* [The mathematical model of the modernized SV-27 propeller and the RSV-27 regulator. Appendix E to the statement of work on ESU-27M]. Moscow, 2011. 120 p.

Поступила в редакцию 30.05.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

## ВЛИЯНИЕ ЗАЗОРА МЕЖДУ РЯДАМИ СООСНОГО ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ТЯГУ

**В. Ю. Усенко, Е. В. Дорошенко, М. В. Хижняк**

Тяга турбовинтового двигателя зависит от многих факторов, одним из которых является гидравлические потери при обтекании лопастей винта. При использовании соосных винтов этот фактор играет еще большую роль, так как в этом случае добавляются потери, связанные с вихревой пеленой за первым винтом. Целью работы является оценка влияния величины осевого зазора между рядами соосного воздушного винта на тягу. Объектом исследования выступает соосный винт. Осевой зазор между рядами винта варьировался от 650 мм до 950 мм. Геометрически расчетная модель представляла собой цилиндр с радиусом 75 м и высотой 150 м. В центре цилиндра был расположен соосный винт. Исследуемая расчетная модель разбита на четыре подобласти: внешняя среда, входной направляющий аппарат, первый ряд винта, второй ряд винта. Разделение расчетной модели на вышеперечисленные под области позволяет оценить влияние воздухоборника двигателя на параметры за винтом и обеспечить корректное моделирование обтекания двух рядов винта. На первом этапе исследования было выполнено сравнение результатов численного моделирования с результатами апробированной математической модели для варианта винта с осевым зазором 650 мм. Расчеты проводились с тремя моделями турбулентной вязкости:  $k-\omega$ , SST, SST Gamma Theta Transitional. На основе проведенного сравнения выбрано модель турбулентной вязкости SST для дальнейшего исследования. Второй шаг исследований включал в себя моделирование течения для модифицированного соосного винта с осевым зазором между рядами винта 950 мм. По полученным результатам исследования установлено, что величина осевого зазора между рядами соосного воздушного винта влияет на тягу. Показано, что при увеличении зазора между рядами винта с 650 мм до 950 мм, тяга винта возрастает на 17 %. Это можно объяснить уменьшением уровня неравномерности и гидравлических потерь за вторым рядом винта. В дальнейшем полученные результаты численного эксперимента требуют согласования с натурным экспериментом.

**Ключевые слова:** соосный воздушный винт; зазор; лопасть; тяга; гидравлические потери; численный эксперимент.

## EFFECT OF THE CLEARANCE BETWEEN ROWS OF COAXIAL PROPFAN ON THRUST

*V. Usenko, E. Doroshenko, M. Khyzhniak*

The thrust of a turboprop engine depends on many factors, one of which is hydraulic loss when flowing around the propeller blades. When using coaxial propellers, this factor plays an even greater role, since in this case the losses associated with the swirl sheet behind the first propeller were added. The aim of the work is to assess the influence of the axial clearance between the rows of the coaxial propeller on the thrust. The object of the study is a coaxial propeller. The axial clearance between the rows of the propeller ranged from 650 mm to 950 mm. Geometrically, the calculation model was a cylinder with a radius of 75 m and a height of 150 m. A coaxial propeller was located in the center of the cylinder. The investigated computational model is divided into four subregions: the external environment, the input guide vane, the first row of the propeller, the second row of the propeller. Separation of the calculation model into those listed below for the region allows us to evaluate the effect of the engine air intake on the propeller parameters and to ensure the correct modeling of flow around two rows of the propeller. In the first step of the study, a comparison was made of the results of numerical simulation with the results of an approved mathematical model for a version of a propeller with an axial clearance of 650 mm. The calculations were carried out with three models of turbulent viscosity:  $k-\omega$ , SST, SST Gamma Theta Transitional. Based on the comparison, the SST turbulent viscosity model was selected for further research. The second research step included flow modeling for a modified coaxial propeller with an axial clearance between the propeller rows of 950 mm. According to the results of the study, it was found that the magnitude of the axial clearance between the rows of coaxial propeller affects the thrust. It is shown that when the clearance between the rows of the propeller increases from 650 mm to 950 mm, the thrust of the propeller increases by 17 %. This can be explained by a decrease in the level of unevenness and hydraulic losses behind the second row of the propeller. In the future, the obtained results of a numerical experiment require agreement with a field experiment.

**Keywords:** coaxial propeller; clearance; blade; thrust; hydraulic losses; numerical experiment.

**Усенко Вячеслав Юрьевич** – нач. отд. силовых установок, ГП «Антонов», Киев, Украина.

**Дорошенко Екатерина Викторовна** – д-р техн. наук, доц., доц. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Хижняк Михаил Владимирович** – асп. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Viacheslav Usenko** – Head of power plant department, Antonov company, Kyiv, Ukraine,  
e-mail: uvy1758@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0002-4794-9294,  
<https://scholar.google.com.ua/citations?hl=uk&user=NiFo09gAAAAJ>.

**Kateryna Doroshenko** – Doctor of Technical Sciences, Assistant Professor of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,  
e-mail: Kiki\_ua@ukr.net, ORCID Author ID: 0000-0001-6495-3263, Scopus Author ID: 57190439468,  
<https://scholar.google.com/citations?user=D5hIt0wAAAAJ&hl=ru>

**Mykhailo Khyzhniak** – PhD student of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,  
e-mail: nessmike3@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-2919-370X.