

---

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804192018169622>

Д. В. Корчовий<sup>1</sup>, бакалавр, Д. М. Зінченко<sup>2</sup>, к. т. н., доцент,  
С. А. Поваров<sup>3</sup>, асистент

## ВПЛИВ ЕФЕКТУ СУПЕР ЦИРКУЛЯЦІЇ ШВИДКОСТІ НА НЕСУЧІ ВЛАСТИВОСТІ КРИЛА

**En**

The research is devoted to the determination of the influence of rotor propeller arrangement on the finite scale wing parameters on its basic aerodynamic characteristics i.e. the maximum value of the lifting force, the characteristics of longitudinal stability and bearing properties depending on the location of the rotor propeller relative to the wing and its revolutions.

Using the computational aerodynamics methods (finite element method), the influence of the supercirculation effect on the aerodynamic characteristics of the finite scale wing is investigated. The calculation models of the rotary type blade rotor are created, the influence of the blade drive location relative to the main part of the wing on the load-carrying properties of the rotary wing and the coefficient of the propulsion efficiency are determined. Aerodynamic characteristics are obtained, an analysis of the maximum value of lifting force and stability characteristics is performed. An estimation of the balancing velocity change of a rotor propulsion wing from a wing load in the conditions of the vertical takeoff mode is carried out.

**Ru**

Исследование посвящено определению влияния параметров компоновки роторного двигателя на крыле конечного размаха на его основные аэродинамические характеристики - максимальное значение подъемной силы, характеристики продольной устойчивости и несущих свойств в зависимости от параметров расположения роторного двигателя относительно крыла и его обороты.

Получены аэродинамические характеристики, осуществлен анализ максимального значения подъемной силы и характеристик устойчивости. Проведена оценка изменения балансировочной скорости крыла с роторным двигателем от нагрузки на крыло в условиях реализации режима вертикального взлета.

### Вступ

Існуючі можливості вдосконалення комерційного літака так чи інакше пов'язані із вирішенням питання підвищення загальної транспортної ефективності. Вдосконалення комерційних літаків йшло за напрямом зменшення питомих витрат пального – створення компоновок літаків із більшим рівнем аеродинамічної досконалості, більшої швидкості

---

<sup>1</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

<sup>2</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

<sup>3</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

польоту, більшої вагової ефективності конструкції планера, застосування у конструкції літаків більш ефективних рушіїв тощо. Водночас, питання ефективності літака як транспортного засобу напряму пов'язане із вимогами до його базування – необхідної довжини злітно-посадкової смуги, умов що до оточуючого місця зльоту або рельєфу посадки.

Перспективним є поєднання коливного крила зі стаціонарним, де перше буде виконувати роль рушія, а друге несучої поверхні. Завдяки цьому коливне крило можна буде виконати меншої площі, а отже і маси. Як показують різноманітні випробування коливних крил, такого виду рушій має високий коефіцієнт корисної дії, а також, що найважливіше, малу необхідну потужність приводу [1].

Яскравим доказом можливості існування такої концепції був літак, спроектований у 1946 році Олександром Болдирєвим. Перед крилом по всій його довжині кріпилася коротка пластина-передкрилок, яка відкидала повітряний потік по лінії верхньої площини крила. Потік зривався із задньої кромки крила, а на передній виникала підсмоктуюча сила. Рівномірно розподілена по крилу примусова циркуляція повітря створювала додаткову тягу й підйомну силу. На крилі вдалося реалізувати високий коефіцієнт підйомної сили  $C_y$ , що перевищив 6,5 [2].

Єдиним, але вагомим недоліком проекту були нерозв'язані питання коливальної міцності конструкції. Проте продемонстровані у експериментах аеродинамічні характеристики підтвердили високий потенціал можливостей обраного напрямку вдосконалення літальних апаратів.

Технічних проблем, пов'язаних із встановленням рушія у вигляді тонкостінного стрижня, що коливається, можна уникнути, змінивши коливний передкрилок на горизонтальний ротор із лопатками, що зображений на рис. 1. Повітря, що наганяється ротором, буде надходити на передню кромку верхньої площини крила, створюючи й тягу й підйомну силу. Отже, коли ротор створить над верхньою площиною крила необхідне розрідження, підйомна сила буде зберігатись у разі значення кутів атаки крила, значно більших за класичну компоновку. Принципово стає можливим за рахунок ефекту Магнуса, що є притаманним обертового циліндру реалізувати можливість вертикального зльоту [4].

Протягом багатьох років були зроблені спроби спроектувати такий літальний апарат, який би використовував примусовий обдув, збільшивши тим самим підйомну силу і покращуючи аеродинамічні характеристики літака, проте все закінчувалось тільки експериментальними моделями.

Одна із основних нерозв'язаних задач проектування літального апарату із роторним крилом – це відсутність методики розрахунку для визначення параметрів роторного крила із найбільшою ефективністю, а також відсутність у публікаціях матеріалів випробувань літальних апаратів такої схеми.



Рис. 1. Літальний апарат *Fan Wing* із роторним крилом [3]

Вирішення основної нерозв'язаної задачі полягає у створенні алгоритму аеродинамічного проектування крила із роторним рушієм. Проблемою є недосконалість наявного науково-методичного апарату для розв'язку задачі розрахунку та експериментального дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату із таким рушієм.

Актуальність досліджень визначається потребою розширення експлуатаційних можливостей літальних апаратів, зокрема в реалізації режимів вертикального та короткого зльоту, скороченої посадки. Отримання таких властивостей невідмінно пов'язано із потребою у суттєвому збільшенні несучих властивостей літального апарату, зокрема у значному збільшенні максимального коефіцієнта підйомної сили крила.

### Постановка задачі

Мета проведених досліджень – визначити залежності основних характеристик роторного крила, а саме, сили тяги, споживаної потужності, поля швидкостей польоту від зовнішніх параметрів – кута атаки, швидкості потоку, обертів рушія.

### Теоретичні засади дослідження

Проведення розрахункового моделювання та фізичного дослідження потрібно виконувати за таких значень відповідних критеріїв подоби, які матимуть місце під час функціонування нештучного об'єкту. У процесі обтікання ротора, що рухається обертаючись у реальному газі домінуючими є процеси в'язкості, стискаємості, нестационарності. Тобто для впевненості у достовірності результатів досліджень потрібно забезпечити подобу за критеріями Рейнольдса ( $Re$ ), Маха ( $M$ ) та Струхаля ( $Sh$ ). Найкращі умови дослідження відповідають режиму одночасної автоточності всіх трьох критеріїв – тобто наявності такої картини фізичної взаємодії, за якої і в'язкість, і стискаємість, і несталаість

обтікання мають однаковий вплив для широкого кола значень швидкостей польоту, геометрії роторного крила, обертів ротору.

Течія повітря у роторі із лопатками та за ним над поверхнею крила є збуреною та турбулентною, отже, значення  $Re$  є значно більшим за критичне  $Re \gg Re_{кр}$ . Турбулентна течія є сталою формою обміну кількістю руху між тілом, що рухається, та повітрям. Тому, зважаючи на наявність напору повітря, за характером течії та критерієм  $Re$  дослідження є автотомельним.

Стискаємість повітря проявляє себе під час обтікання тіла на швидкостях потоку від 0,6 швидкості звуку та вище. У компоновці роторного крила під час досліджень реалізація таких швидкостей є конструктивно неможливою. Тому, зважаючи на обмежену потужність експериментального двигуна, прояв стискаємість під час досліджень буде відсутнім, а значення  $M$  для дослідження є автотомельним.

Під час розрахунку коливань пружних тіл у потоках рідин або газів (наприклад, коливань крила літака), а також пульсацій тиску у зонах відриву потоку (наприклад, пульсацій тиску за погано обтічним тілом) користуються емпіричним законом сталості числа Струхалія:  $Sh \approx 0,2, \dots, 0,3$  [6], який виконується у широкому діапазоні зміни числа Рейнольдса, як це показано на рис. 2:

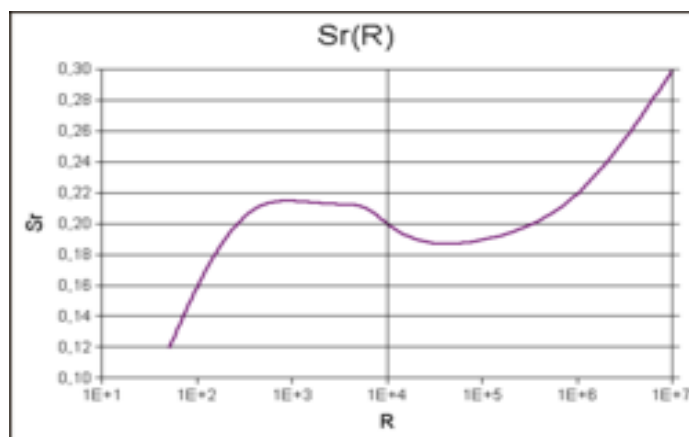


Рис. 2. Автотомельність значення числа Струхалія від числа Рейнольдса

Поле потоку є перехідним і не сталим, через безперервне обертання ротора. Тому, використаємо рівняння для спрощення, що включають нерозривність, момент (імпульс), енергію, розкладання турбулентного вихору, кінетичну енергію турбулентності:

Рівняння нерозривності:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0. \quad (1)$$

Рівняння імпульсу:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla(\rho U \cdot U) = \nabla(-p\delta + \mu(\nabla U + (\nabla U)^T)) + S_M. \quad (2)$$

Рівняння енергії:

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U h_{tot}) = \nabla(\lambda \nabla T) + \nabla\left(\mu \nabla U + \nabla U^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot U \delta U\right) + S_E. \quad (3)$$

$$h_{tot}(p, T) = h_{s, tot}(p, T) + \frac{1}{2} U^2. \quad (4)$$

Вихрова в'язкість турбулентності:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}. \quad (5)$$

Кінетична енергія турбулентності:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon. \quad (6)$$

Розкладання турбулентного вихору:

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \varepsilon) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon). \quad (7)$$

де  $\rho$  – густина;  $U$  – швидкість;  $\delta$  – корекція тиску;  $p$  – тиск;  $\mu$  – динамічна в'язкість;  $S_M$  – імпульс сили;  $\lambda$  – теплопровідність;  $S_E$  – джерело енергії;  $T$  – температура [K];  $\mu_t$  – вихрова в'язкість турбулентності;  $k$  – кінетична енергія турбулентності;  $\varepsilon$  – в'язка дисипація.

Вищезгадані рівняння містять п'ять констант пропорційності:  $C_\mu$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $C_{\varepsilon 1}$ ,  $C_{\varepsilon 2}$ . Стандартна  $k$ - $\varepsilon$  модель використовує значення, отримані всебічно пристосованими даними. Це  $C_\mu = 0,09$ ,  $\sigma_k = 1$ ,  $\sigma_\varepsilon = 1,3$ ,  $C_{\varepsilon 1} = 1,44$ ,  $C_{\varepsilon 2} = 1,92$ .

На основі вище наведених рівнянь проведемо розрахункове моделювання обтікання моделі методом кінцевих елементів.

## Опис моделі

Промодельюємо модель за допомогою програми *SolidWorks*, далі у програмі *Ansys* створимо сітку, задамо підходящі граничні умови і параметри рішення, після чого у кожному моделюванні зробимо розрахунки.

Геометричні моделі створюємо у *SolidWorks*, загальний вигляд перетину крила та закономірності побудови ротору зображено на рис. 3. Ці тверді моделі складаються із двох основних частин, область ротора – 152,4 мм із 1,6 мм кроком, і область кожуха із тією же самою довжиною кроку. Кожну індивідуальну частину перенесемо у *Ansys-Workbench* для створення

сітки, як це зображено на рис. 4. Перевагою такого підходу є здатність управляти якістю сітки у кожній області окремо, особливо в області ротора.

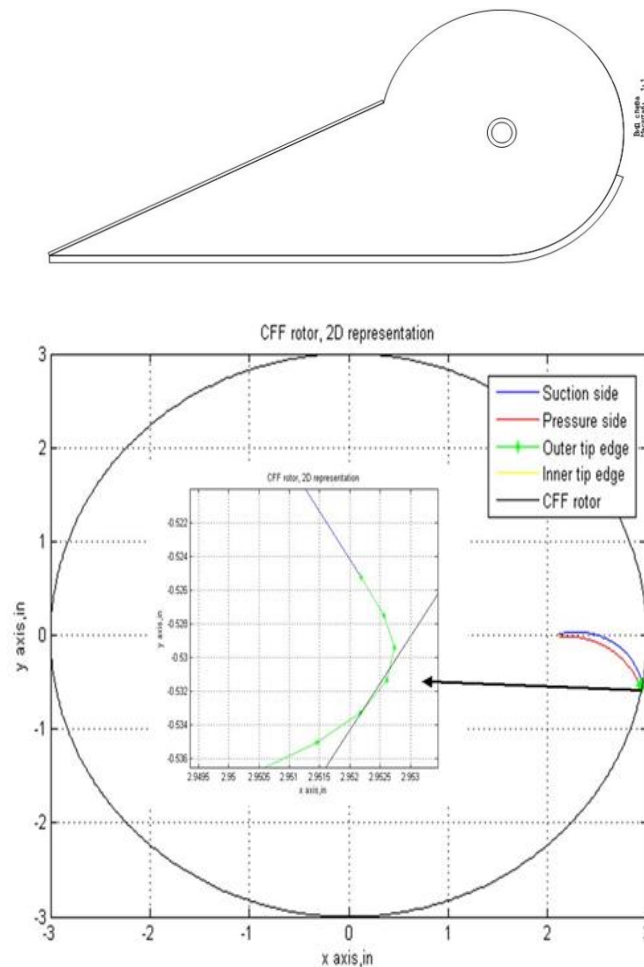


Рис. 3. Геометрія побудови ротору

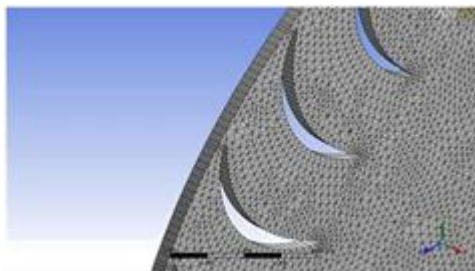


Рис. 4. Розрахункова модель в ANSYS CFX. Фрагмент

Зважаючи на несталість обтікання для розрахунку моделі у *ANSYS-CFX* необхідно задати первісні значення. Рідина обтікання прийнята як повітряно-ідеальний газ із постійною високою температурою при незмінному тиску, що дорівнює одній атмосфері. Статична температура у вхідному отворі й виході була визначена на рівні 300 Кельвінів. Ступінь турбулентності прийнято рівним 5 % як для вхідного отвору й так і для виходу.

### План експерименту

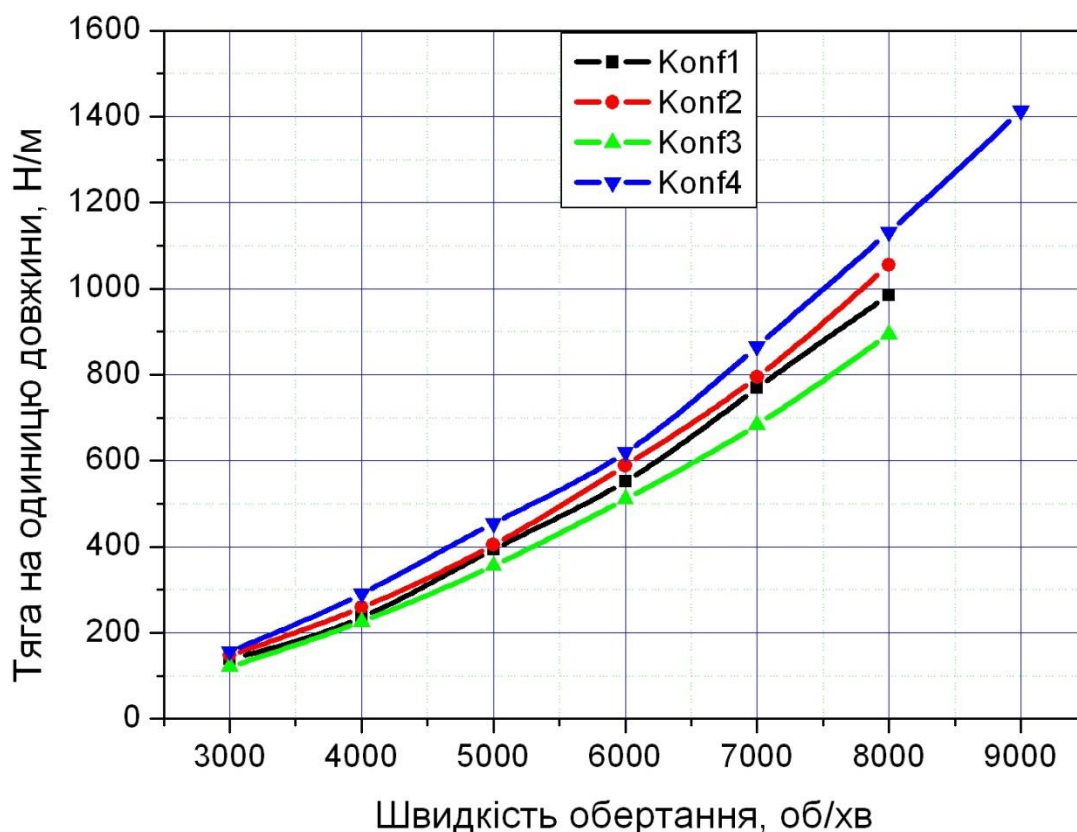
Для перевірки числових даних оберемо чотири різні конфігурації:

- ✓ Конфігурація 1: вертикальний вхідний отвір з обома відкритими западинами, базова конфігурація;
- ✓ Конфігурація 2: горизонтальний вхідний отвір із обома відкритими западинами;
- ✓ Конфігурація 3: горизонтальний вхідний отвір із загородженими западинами;
- ✓ Конфігурація 4: горизонтальний вхідний отвір без западин.

Проведемо дослідження переваг й недоліків кожної із чотирьох вищенаведених розрахункових моделей щодо відношення тиску, ефективності, тяги, і основних загальних робочих характеристик.

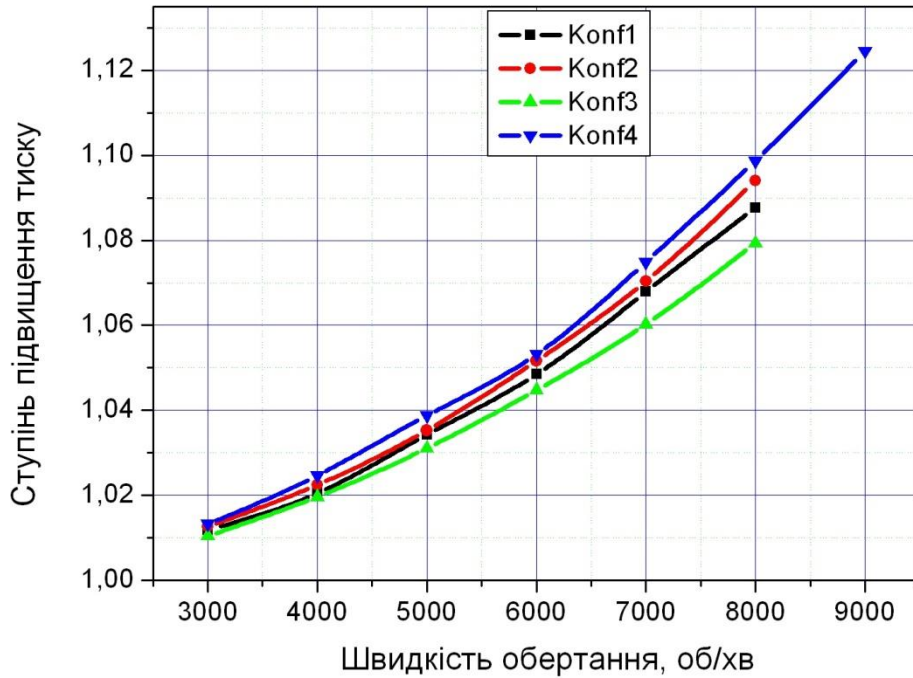
### Результати обчислень

Результати обчислень розрахункових моделей наведені на рис. 5 – 7.



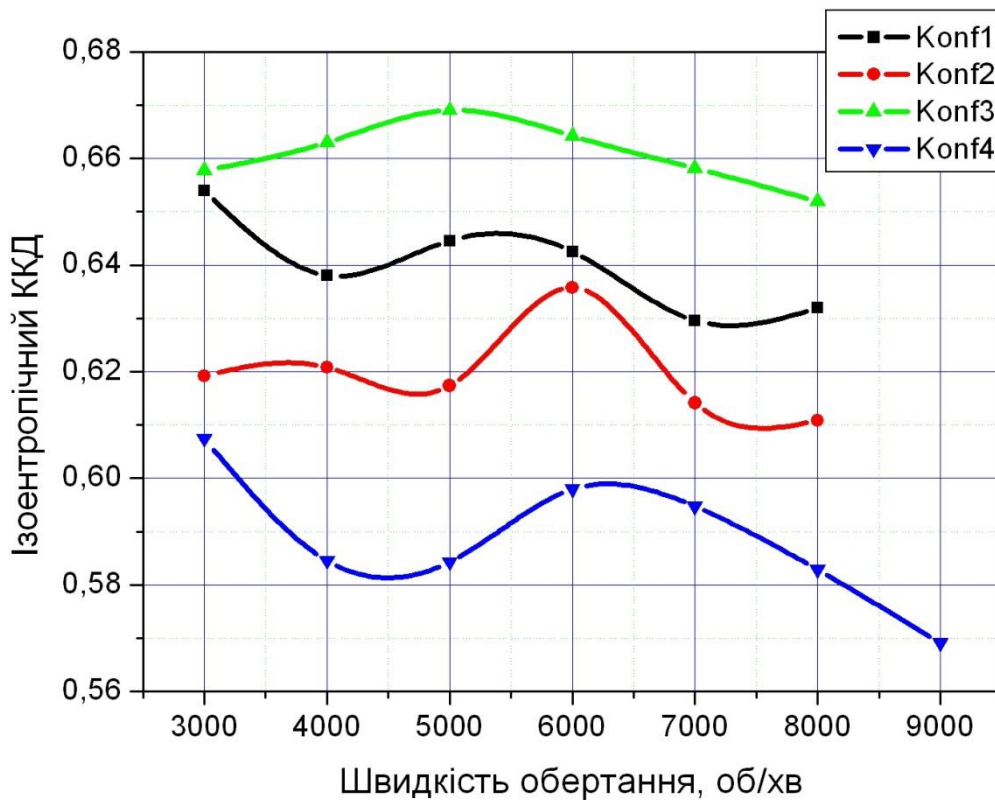
a)





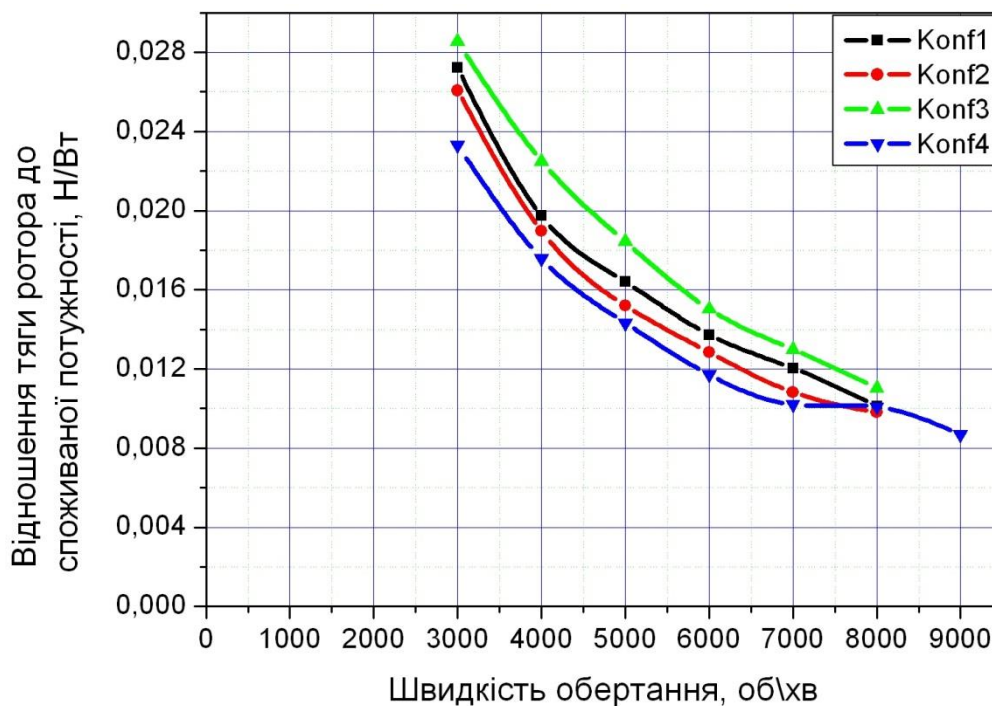
b)

Рис. 5. Результати обчислень: (a) Приведена тяга із одиниці розмаху ротора у залежності від швидкості обертання; (b) Ступінь підвищення тиску е залежності від швидкості обертання



a)





b)

Рис. 6. Результати обчислень: (a) Ізоентропічний коефіцієнт корисної дії ротора у залежності від швидкості обертання; (b) Відношення тяги ротора до споживаної потужності у залежності від швидкості обертання

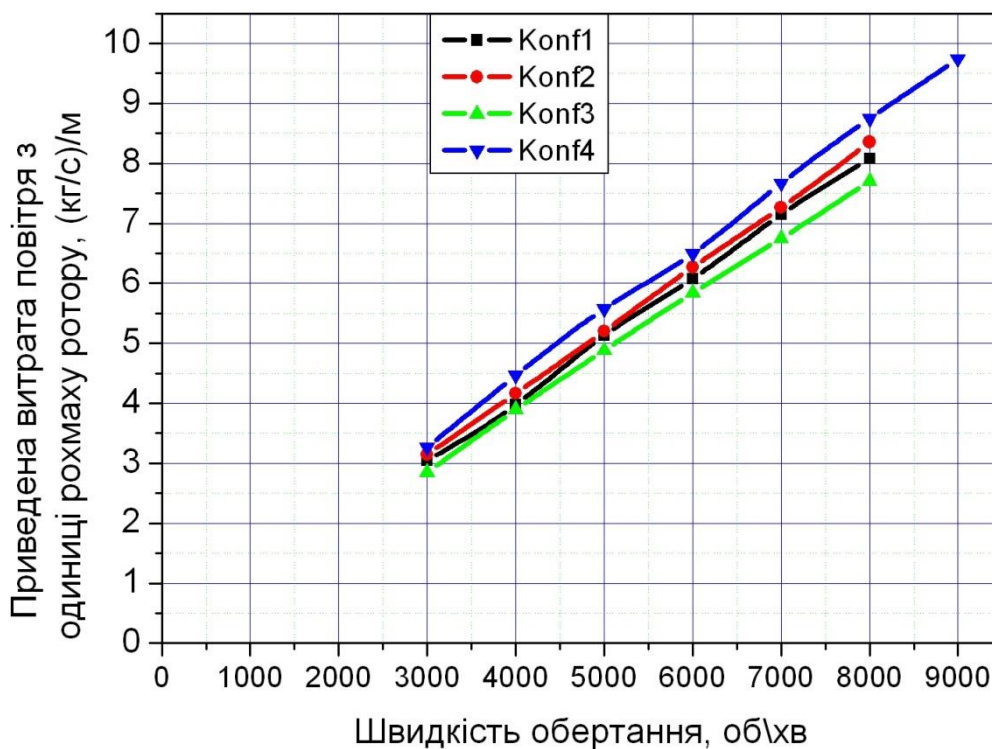


Рис. 7. Результати обчислень: приведена витрата повітря із одиниці розмаху ротору у залежності від швидкості обертання

**Висновки**

Проведені дослідження показали, що максимальний коефіцієнт корисної дії ротора у залежності від цілого діапазону швидкостей отримала розрахункова модель із горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами, проте це привело до меншої тяги порівняно з іншими трьома моделями. Крім цього, дослідження показали, що на більш високих швидкостях, коефіцієнт корисної дії зменшується. Більш високу тягу й більш низький коефіцієнт корисної дії ротора отримала розрахункова модель із горизонтальним вхідним отвором без западин, і масова витрата повітря з одиниці розмаху ротору у залежності від швидкості обертання була найвищою у розрахунковій моделі без западин, через велику область вхідного отвору. Також, ступінь підвищення тиску в залежності від швидкості обертання ротору, отримано найвищим для цієї ж розрахункової моделі із горизонтальним вхідним отвором без западин, і наступним найвищим був отриманий для розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором із западинами, а для розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами ступінь підвищення тиску – найнижчий.

Так як приведену тягу вважають найбільш важливою, проведені дослідження показали, що найвище відношення тяги ротора до споживаної потужності у залежності від швидкості обертання ротора було отримано для розрахункової моделі із горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами. Враховуючи те, що роторний рушій вмонтований у компоновку несучого крила – це дає можливість заощадити місце у крилі для палива та збільшити коефіцієнт масової віддачі. Крім цього більш високий коефіцієнт корисної дії і відношення тяги ротора до споживаної потужності впливає на скорочення витрати пального, збільшуючи тим самим дальність польоту такого літального апарату.

**Список використаної літератури**

1. *Бауэрс П.* Летательные аппараты нетрадиционных схем: Пер. с англ. – М.: Мир, 1991г. – 320 с.
2. *Шавров В. Б.* История конструкций самолетов в СССР 1938-1950. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1994.-732 с.
3. *Скоренко Тим.* Монографія «Крыло-вентилятор: Fanwing». Modi V. J. Moving surface boundary-layer control: a review. Journal of fluids and structures 11, – 1997, – 663 p.
4. *Абрамович Г. Н.* Прикладная газовая динамика. – М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит., 1991. – 600 с.
5. *Степчиков А. А.* Задачник по гидрогазовой динамике. – М.: Машиностроение, 1980.-181с.

6. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкости. – М.: Мир, 1991. (в 2-х томах) – 1. – 501 с.; 2. – 552 с.
7. *Белоцерковский С. М., Гиневский А. С.* Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физ-мат. лит., 1995 г. – 365 с.