

АЕРОДИНАМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ РОТОРНОГО РУШІЯ В КОМПОНОВЦІ НЕСУЧОГО КРИЛА

Вступ

Існуючі можливості вдосконалення комерційного літака так чи інакше пов'язані із вирішенням питання підвищення загальної транспортної ефективності. Вдосконалення комерційних літаків йшло за напрямком зменшенню питомих витрат пального – створення компоновок літаків із більшим рівнем аеродинамічної досконалості, більшої швидкості польоту, більшої вагової ефективності конструкції планера, застосування в конструкції літаків більш ефективних рушіїв та інших. 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 в 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_u , що перевищив 6,5. [2]

Єдиним, але вагомим недоліком проекту були нерозв'язані питання коливальної міцності конструкції. Проте продемонстровані в 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, замінивши коливний передкрилок на горизонтальний ротор з лопатками, що зображений на рис.1. Повітря, що наганяється ротором, буде надходити на передню кромку верхньої площини крила, створюючи й тягу, і підйомну

силу. Отже, коли ротор створить над верхньою площиною крила необхідне розрідження, підйомна сила буде зберігатись при значеннях кутів атаки крила, значно більших за класичну компоновку. Принципово стає можливим за рахунок ефекту Магнуса, що є притаманним обертового циліндру реалізувати можливість вертикального зльоту. [3]

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 з основних нерозв'язаних задач проектування літального апарату з 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 FanWing з роторним крилом.[4]

Вирішення основної нерозв'язаної задачі полягає у створенні алгоритму аеродинамічного проектування крила з роторним рушієм. Проблемою є недосконалість наявного науково-методичного апарату для рішення задачі розрахунку та експериментального дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату з 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 в суттєвому збільшенні несучих властивостей літального апарату, зокрема в значному збільшенні максимального коефіцієнта підйомної сили крила.

Постановка задачі

Ціль проведених досліджень – визначити залежності основних характеристик роторного крила – 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 натурального об'єкту. В процесі обтікання ротора, що рухається обертаючись в реальному газі домінуючими є процеси в'язкості, стискаємості, не стаціонарності. 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 автотодельності всіх трьох критеріїв – тобто наявності такої картини фізичної взаємодії, за якої і в'язкість, і стискаємість, і несталість обтікання мають однаковий вплив для широкого кола значень швидкостей польоту, геометрії роторного крила, обертів ротору.

Течія повітря в 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 автотодельним.

Стискаємість повітря проявляє себе при обтіканні тіла на швидкостях потоку від 0.6 швидкості звуку та вище. В компоновці роторного крила під час досліджень реалізація таких швидкостей є конструктивно неможливою. Тому, зважаючи на обмежену потужність експериментального двигуна, прояв стискаємості під час досліджень буде відсутнім, а значення M для дослідження є автотодельним.

При розрахунку коливань пружних тіл в потоках рідин або газів (наприклад, коливань крила літака), а також пульсацій тиску в зонах відриву потоку (наприклад, пульсацій тиску за погано обтічним тілом) користуються емпіричним законом сталості числа Струхаля: $Sh \approx 0,2 - 0,3$ [5], який виконується в широкому діапазоні зміни числа Рейнольдса, як це показано на рис. 2:

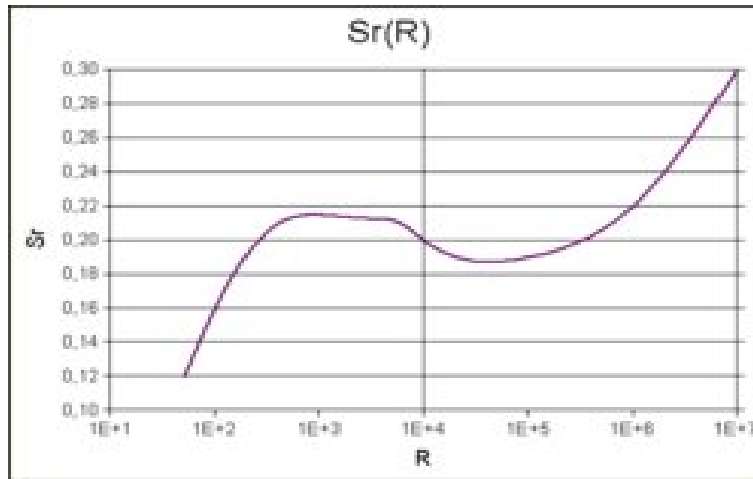


Рис. 2. Автомодельність значення числа Струхаля від числа Рейнольдса [6]

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:

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

Рівняння імпульсу:

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

Рівняння енергії:

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

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

Вихрова в'язкість турбулентності:

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

Кінетична енергія турбулентності:

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

Розкладання турбулентного вихору:

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

де: ρ – густина; U – швидкість; δ – корекція тиску; P – тиск; μ – динамічна в'язкість; S_M – імпульс сили; λ – теплопровідність; S_E – джерело

енергії; T – температура [K]; μ_t – вихрова в'язкість турбулентності; k – кінетична енергія турбулентності; ε – в'язка дисипація.

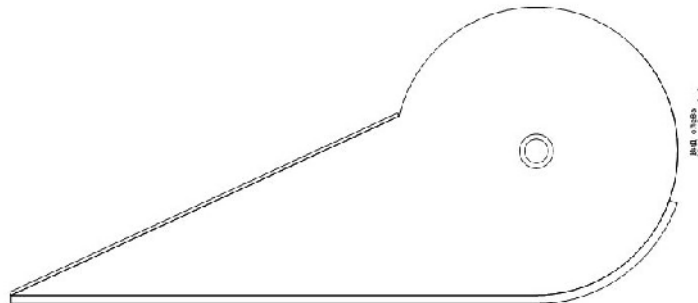
Вищезгадані рівняння містять п'ять констант пропорційності: C_μ , σ_k , σ_ε , $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$. Стандартна k - ε модель використовує значення, отримані всебічно пристосованими даними. Це $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, $C_{\varepsilon 1} = 1.44$, $C_{\varepsilon 2} = 1.92$.

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

Опис моделі

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

Геометричні моделі створюємо в 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 з 1,6 мм кроком, і область кожуха з тією же самою довжиною кроку. Кожну індивідуальну частину перенесемо в Ansys-Workbench для створення сітки, як це зображено на рис. 4. Перевагою такого підходу є здатність управляти якістю сітки в кожній області окремо, особливо в області ротора.



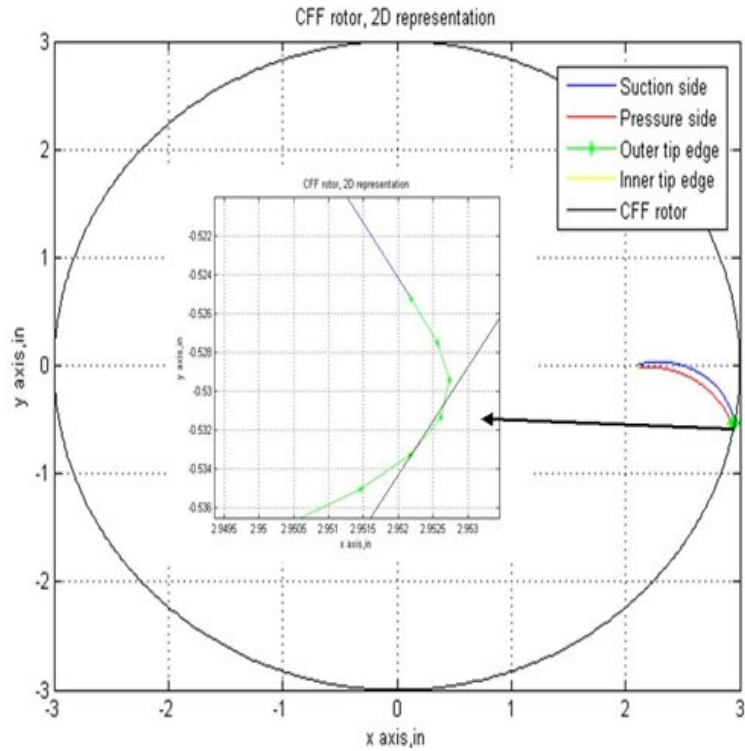


Рис. 3. Геометрія побудови ротору

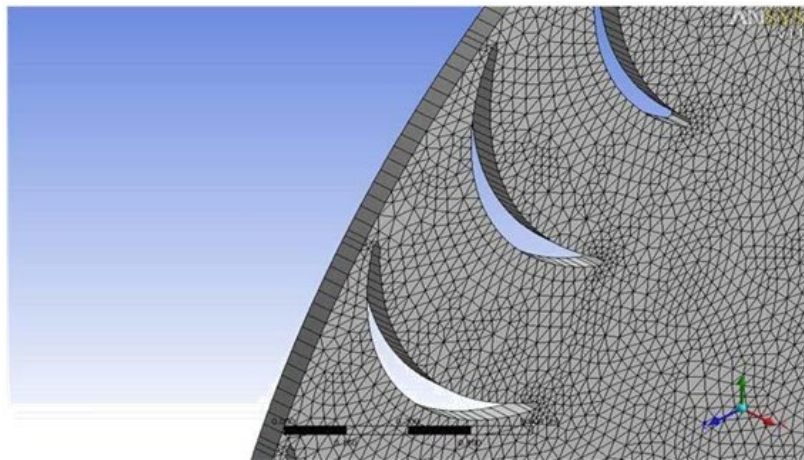


Рис. 4. Розрахункова модель в ANSYS CFX. Фрагмент

Зважаючи на несталість обтікання для розрахунку моделі в 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

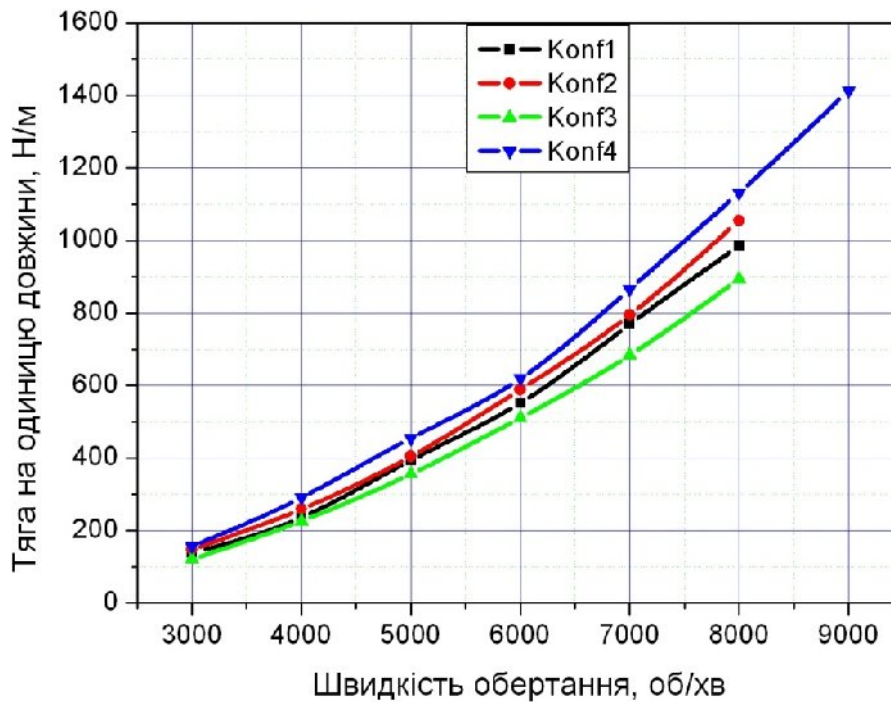
Для перевірки числових даних оберемо чотири різні конфігурації:

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

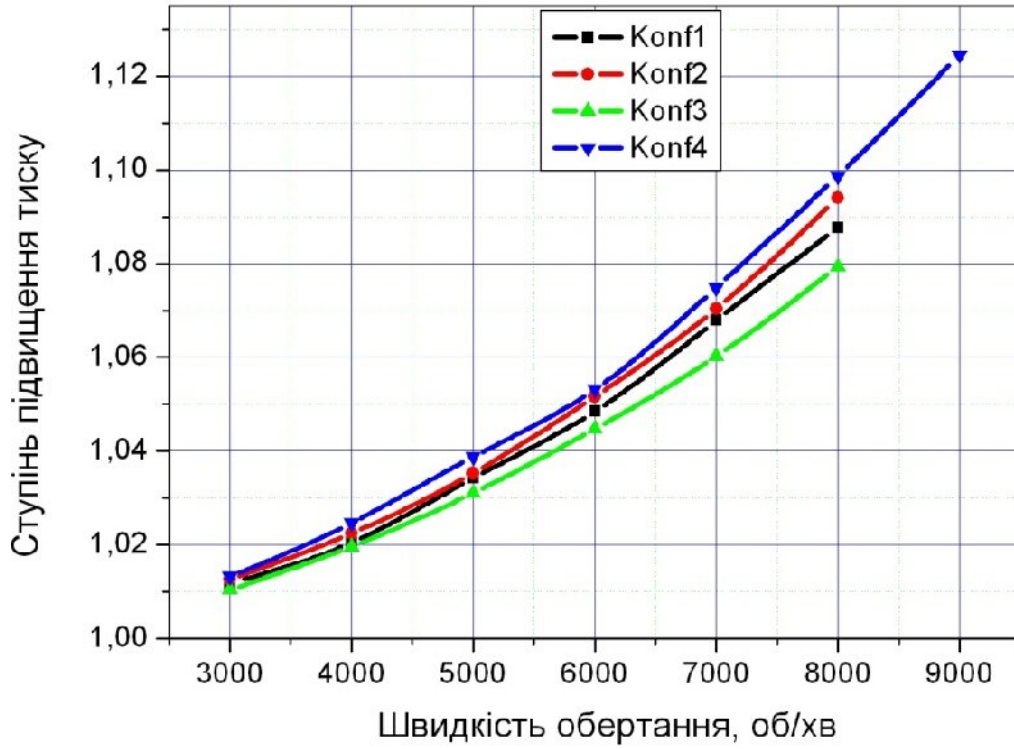
Проведемо дослідження переваг й недоліків кожної з чотирьох вищенаведених розрахункових моделей щодо відношення тиску, ефективності, тяги, і основних загальних робочих характеристик.

Результати обчислень

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

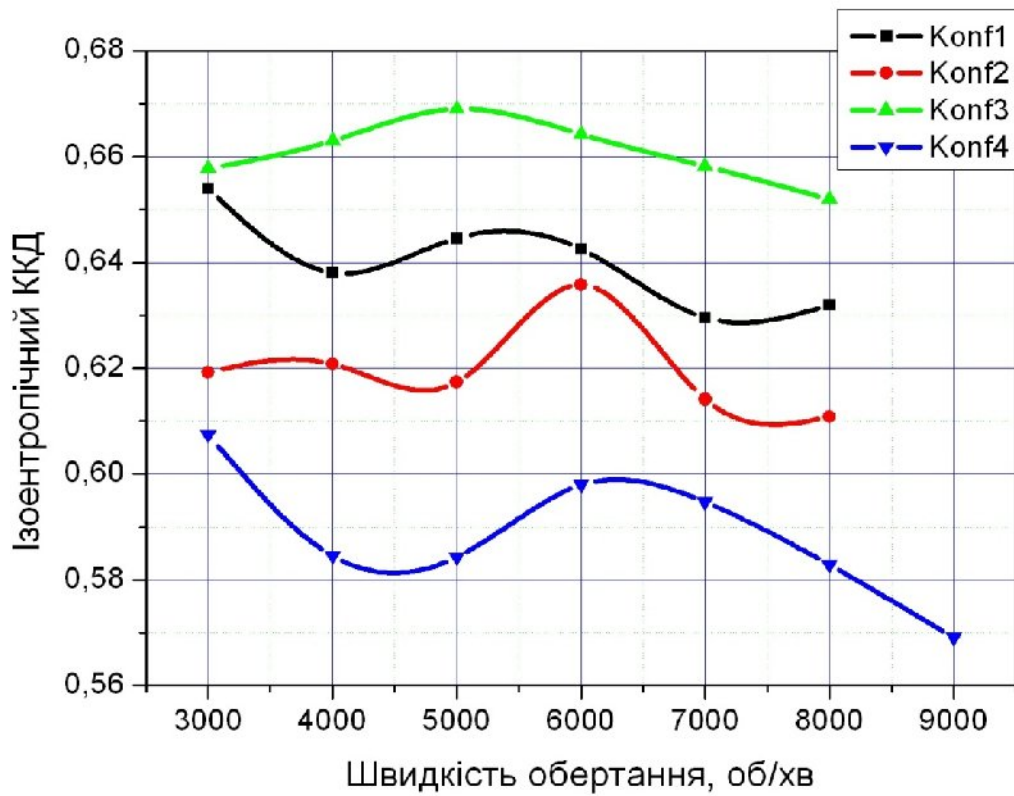


a)

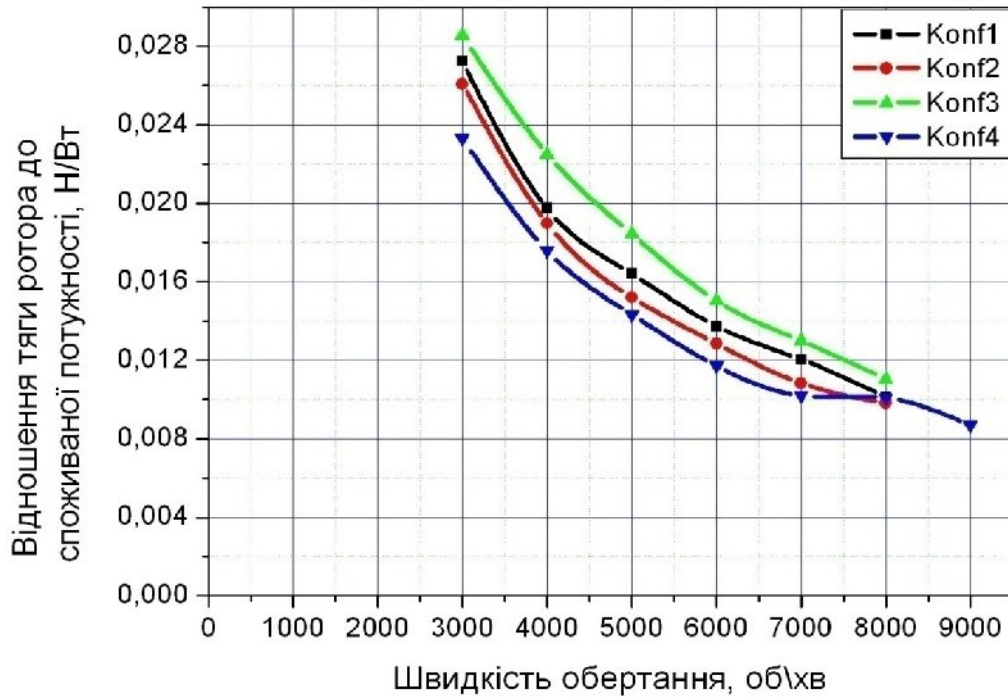


b)

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



a)



b)

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

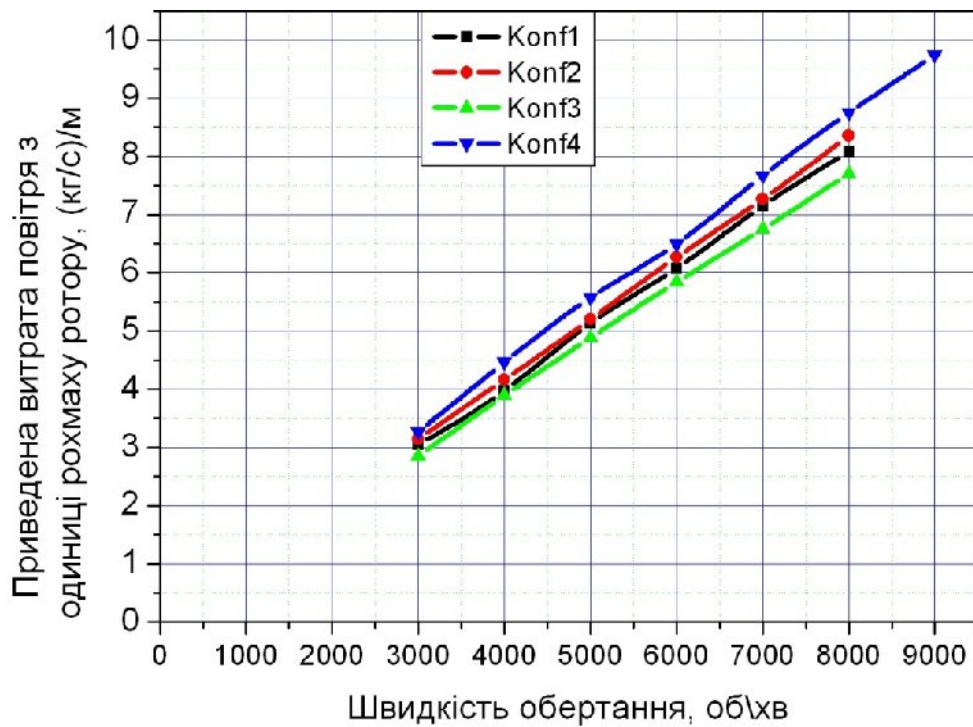


Рис. 7. Результати обчислень: Приведена витрата повітря з одиниці розмаху ротору в залежності від швидкості обертання

Висновки

Проведені дослідження показали, що максимальний коефіцієнт корисної дії ротора в залежності від цілого діапазону швидкостей отримала розрахункова модель з 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 з горизонтальним вхідним отвором без западин, і масова витрата повітря з одиниці розмаху ротору в залежності від швидкості обертання була найвищою в 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 з 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 в залежності від швидкості обертання ротора було отримано для розрахункової моделі з горизонтальним вхідним отвором із загородженими западинами. Враховуючи те, що роторний рушій вмонтований в компоновку несучого крила – це дає можливість заощадити місце в 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. /П. Бауэрс//М.: Мир, 1991г. – 320с., ил.
- 2 *Шавров В. Б.* История конструкций самолетов в СССР 1938-1950. – 3-е изд., перераб. и доп. /В. Б.Шавров //– М.: Машиностроение, 1994.-732с., ил.
- 3 *Modi V. J.* Moving surface boundary-layer control: a review. /V. J.Modi // Journal of fluids and structures 11, – 1997, –663р.
- 4 *Скоренко Тим.* Монографія / Тим. Скоренко // «Крыло-вентилятор: Fanwing».
- 5 *Степчиков А. А.* Задачник по гидрогазовой динамике./А. А. Степчиков//М.: Машиностроение,1980.-181с., ил.

- 6 *Абрамович Г. Н.* Прикладная газовая динамика. /Г. Н. Абрамович// М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит., 1991. – 600с.
- 7 *К. Флетчер.* Вычислительные методы в динамике жидкости. /Флетчер К. // М.: Мир, 1991. (в 2-х томах) – 1. – 501 с.; 2. – 552 с.
- 8 *Белоцерковский С. М., Гиневский А. С.* Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. /С. М. Белоцерковский, А. С. Гиневский //М.: Физ-мат. лит., 1995 г. – 365 с.