

І. М. Голінко¹, доцент, к.т.н., І. Є. Галицька², доцент, к.т.н.

ІНТЕГРУВАННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ МІКРОКЛІМАТОМ В АВТОМАТИЗОВАНУ СИСТЕМУ КЕРУВАННЯ ПІДПРИЄМСТВОМ

En

Modern automation systems are integrated and they include control subsystems interconnected by functions and levels. The integration method of the automatic control system for industrial complexes of artificial microclimate in automated production management systems is proposed. Developed by the authors algorithms for automated air conditioning control and multifunctional mathematical models of climatic equipment in the class of multidimensional systems are proposed to use at the average level of the integrated automated enterprise management system in the support and decision-making system. This increases the efficiency of the artificial microclimate systems functioning during operating conditions changing.

The operational management methods for optimization of the artificial microclimate system and operational management on the adaptation of the artificial microclimate system are considered. As a result of the analysis, multifunctional mathematical and algorithmic support for the control systems integrating by industrial airconditioners into computer-integrated production management systems is proposed. The developed models, methods and algorithms are recommended at the stage of designing, debugging, and operating at the middle level of production operational management. The offered mathematical models, methods and algorithms of airconditioners control have been brought to practical realization. The industrial applications results confirmed the high efficiency of automatic control systems for industrial airconditioners, which are designed on the basis of the application of conceptually integrated systems.

Ru

Предложена методика интегрирования системы автоматического управления для промышленных комплексов искусственного микроклимата в автоматизированные системы управления производством. Разработанные авторами алгоритмы автоматизированного управления кондиционерами и многофункциональные математические модели климатического оборудования в классе многомерных систем предложено использовать на среднем уровне интегрированной автоматизированной системы управления предприятием в системе поддержки и принятия решений. Это позволит повысить эффективность функционирования систем искусственного микроклимата при изменении условий эксплуатации. Разработанные модели, методы и алгоритмы рекомендуется использовать на стадии проектирования, наладки и при эксплуатации на среднем уровне оперативного управления производством. Результаты промышленных внедрений подтвердили высокую эффективность автоматических систем управления промышленных кондиционеров, проектируемых на основе применения концептуально-интегрированных систем.

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

Світова практика впровадження інтегрованих систем керування виробничим підприємством показує значне підвищення ефективності їх роботи за рахунок зменшення енергозатрат, виробничих простоїв, оптимального розподілу матеріальних та енергетичних потоків, використання прихованих резервів. За останні 20 років людство значно просунулось у напрямку від часткової автоматизації технологічних та організаційно-економічних процесів до створення єдиного інтегрованого цифрового виробництва.

Сучасні системи автоматизації є інтегрованими та включають у себе взаємопов'язані за функціями та рівнями підсистеми управління. Архітектура сучасної інтегрованої автоматизованої системи управління (ІАСУ) підприємством зображена на рис. 1.



Рис. 1. Архітектура ІАСУ підприємством

Функції перших трьох рівнів реалізуються автоматизованими системами управління (АСУ) технологічними процесами (ТП) і забезпечують оптимальне протікання технологічного процесу. На більшості українських підприємств системи АСУ ТП у певній більшості впроваджені, але мало пов'язані в єдину систему. Тим не менше, для ефективної роботи всього виробництва необхідна узгоджена робота всіх ділянок ТП, що можливо тільки у разі скоординованої роботи всіх ділянок АСУ ТП. Для цього використовуються автоматизовані системи управління виробництвом (АСУ В), які слугують зв'язувальною ланкою між АСУ ТП та автоматизо-

ваною системою управління підприємством (АСУ П) [1]. Ефективна робота всього підприємства може проходити тільки в рамках скоординованої взаємодії всіх підсистем, що можливо тільки при реалізації їх функціональної, технічної та програмної інтеграції.

Сучасні ТП диктують високі вимоги до систем штучного мікроклімату (СШМ) виробництва, від якого у значній мірі залежить якість продукції та зменшення її собівартості. Максимальний ефект від автоматизації промислових комплексів штучного мікроклімату (ПКШМ) досягається шляхом інтегрування системи автоматичного керування (САК) промислового кондиціонера в АСУ П. У роботі [2] запропоновано нову концепцію автоматизації ПКШМ, у основу якої покладено синтез системи керування кондиціонером у координатах температури та вологовмісту повітря із урахуванням взаємодії кліматичного обладнання та впливу оточуючого середовища. Розглянуті принципи автоматизації [3] забезпечують підвищення ефективності функціонування сучасного кліматичного обладнання промислових кондиціонерів за рахунок використання алгоритмів автоматизованого керування кондиціонерами [2°–°5] та багатофункціональних математичних моделей кліматичного обладнання [6°–°10] у класі багатовимірних систем. У [4] авторами розглянуто методику розробки комплексних моделей промислових кондиціонерів як багатомірного об'єкта керування (ОК) у просторі станів, що відкриває можливість використання теорії векторно-матричного для аналізу та синтезу систем керування промисловими кондиціонерами. Отримано динамічні моделі кліматичного обладнання ПКШМ [6°–°10] із врахуванням присутності спільних змінних стану, де математична модель містить мінімальне число змінних стану, а форма опису відповідає мінімальній реалізації ОК. Для САК ПКШМ розроблено процедуру синтезу багатовимірною лінійно-квадратичного цифрового регулятора (ЛКЦР) [5], яка враховує логічні перемикання у роботі кліматичного обладнання та дозволяє САК адаптуватися до зміни динамічних властивостей ОК.

Розроблені математичні моделі та алгоритми керування [2°–°10] дозволяють застосувати їх на середньому рівні ІАСУ підприємства, яка має ієрархічну структуру і забезпечує оперативне керування сучасним виробництвом. Як правило, на всіх рівнях ІАСУ підприємства організовуються автоматизовані системи диспетчерського керування, які оснащуються автоматизованими робочими місцями оператора, до складу яких входять системи підтримки прийняття рішень (СППР) [12].

Постановка задачі

За літературним оглядом автоматизації ПКШМ, можна зробити висновки, що створені усі передумови для інтегрування систем керування штучним мікрокліматом у ІАСУ підприємства. Інтегрування САК ПКШМ

у АСУ В дозволить підвищити ефективність роботи виробництва в цілому за рахунок: використання прихованих резервів; оптимального розподілу матеріальних та енергетичних потоків; зменшення браку продукції та виробничих простоїв.

Таким чином, розглянемо процедуру та математичне забезпечення для інтегрування САК ПКШМ у АСУ В.

Інтегрування САК мікрокліматом в АСУ В

Розглянемо структурну схему СППР для оперативного керування ПКШМ, яка реалізується на середньому рівні АСУ В у структурі ІАСУ підприємства (рис. 1). Структурну схему СППР наведено на рис. 2.

На нижньому рівні СППР реалізуються САК ПКШМ 1 – N на програмно-логічних контролерах (ПЛК), де застосовуються алгоритми безпосередньо-цифрового керування, що розглянуті у [3°–°5]. На ПЛК система керування ПКШМ може бути реалізована із використанням одномірних цифрових регуляторів (ЦР), або із використанням багатовимірних ЛКЦР. Використання САК із ЛКЦР покращує інтегральні показники якості у 1,2 - 2,3 рази у порівнянні із САК де використовуються одномірні ЦР [3].

Система збору інформації здійснює систематичне вимірювання всіх поточних змінних ТП, серед яких мікроклімат виробничих приміщень. Підсистема обробки первинної інформації СППР виконує аналіз зовнішньої вхідної інформації, поповнює бази даних (БД) новою інформацією та надає оперативну інформацію про стан промислових кондиціонерів: величину збурюючих впливів; режими роботи камер змішування КЗ, водяних калориферів К1, К2, охолоджувачів О, парових зволожувачів ПЗ, приміщень П.

Використовуючи моделі кліматичного обладнання підсистема моделювання реалізує модель динаміки стану ПКШМ. Формування комплексної моделі ПКШМ відбувається за методикою, розглянутою у [4, 5]. На основі математичних моделей кліматичного обладнання [6°–°11] реалізується комплексна динамічна модель промислового кондиціонера за даними про технологію кондиціонування повітря, а також за статистичною інформацією про зовнішні та внутрішні збурення на систему штучного мікроклімату.

Підсистема вирішення задач повинна запропонувати операторові набір можливих сценаріїв із оптимізації та адаптивного керування промисловими кондиціонерами які використовуються на виробництві. Тут оцінюється ефективність запропонованих рішень за критеріями, що вибирає оператор. Прийняті оператором рішення у вигляді параметрів налаштування САК ПКШМ передаються на нижній рівень керування для виконання у ПЛК.

Розглянемо задачі оперативного керування із оптимізації та адаптації САК ПКШМ, які розв'язуються підсистемою вирішення задач.

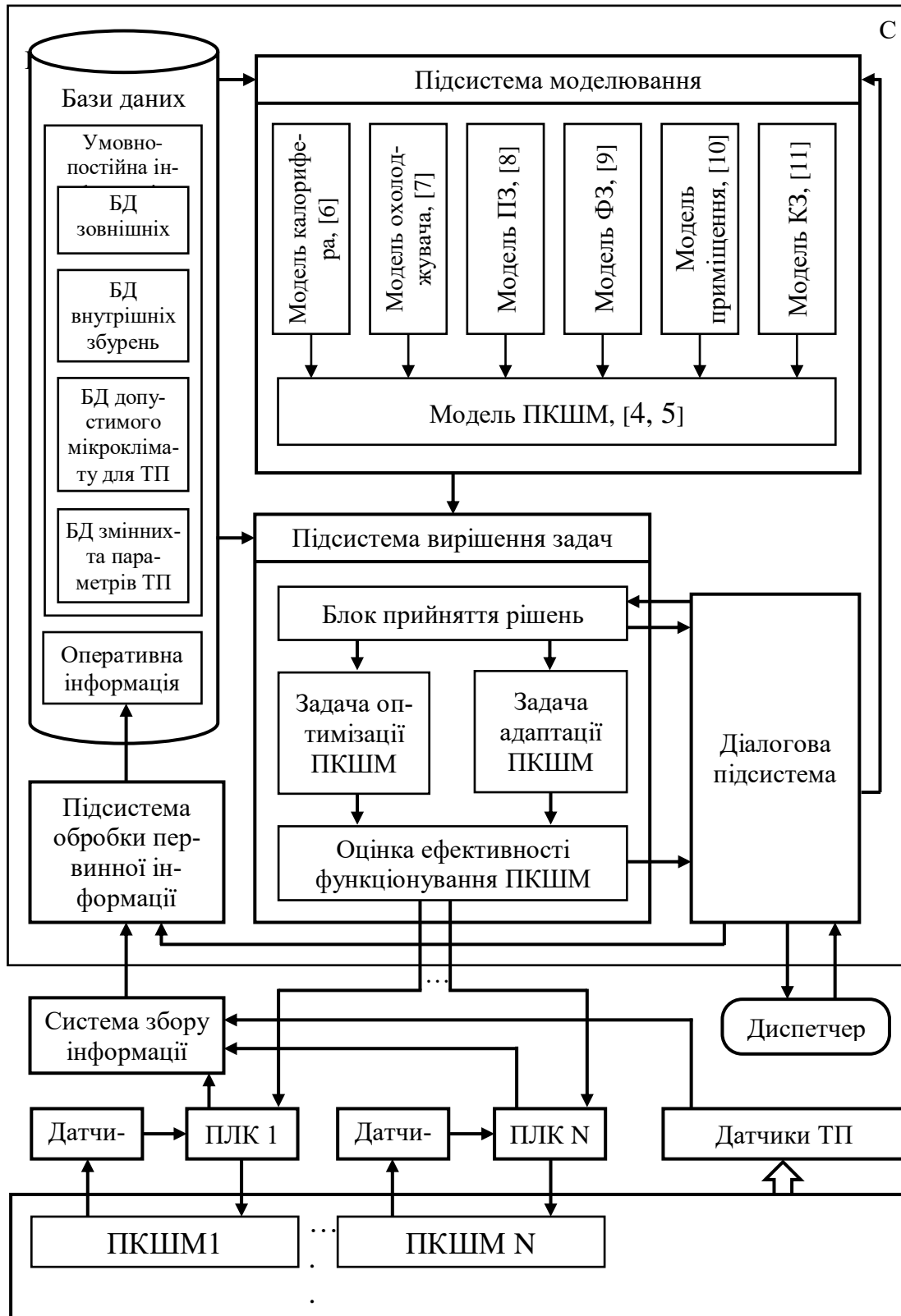


Рис. 2. Структура СППР для автоматизованого керування ПКШМ

Оперативне керування із оптимізації системи штучного мікроклімату

Задача оперативного керування оптимізацією ПКШМ необхідна для визначення допустимих границь температури та вологості у промисловому приміщенні, а також коефіцієнта рециркуляції (для систем штучного мікроклімату із рециркуляцією), що обумовлює економне використання енергетичних ресурсів СШМ.

Як приклад, розглянемо ПКШМ із паровим зволожувачем та рециркуляцією. Для даного ПКШМ на рис. 3 представлено $h-d$ діаграму підготовки зовнішнього повітря із вхідною температурою $\theta_{A0}^{\min} \dots \theta_{A0}^{\max}$ та вологовмістом $d_0^{\min} \dots d_0^{\max}$.

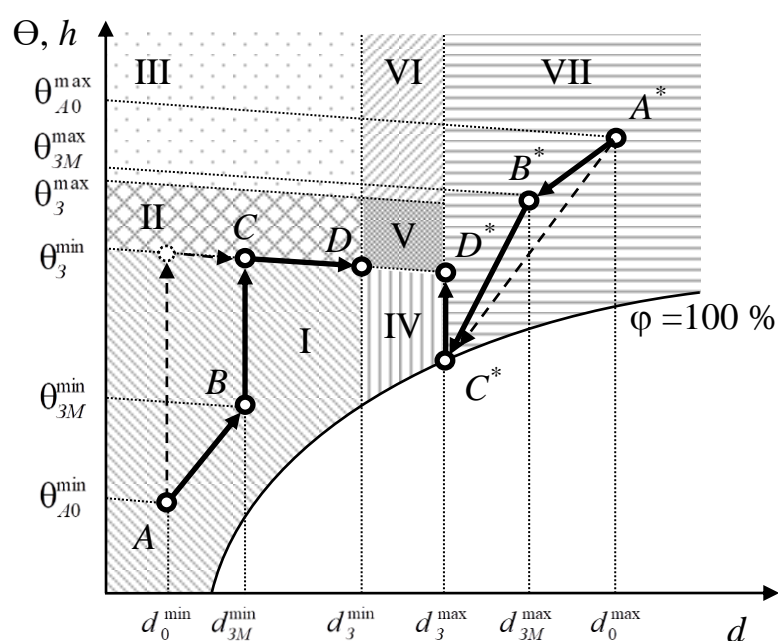


Рис. 3. $h-d$ діаграма підготовки повітря для ПКШМ із паровим зволожувачем і системою рециркуляції

Область V характеризує допустимий мікроклімат у промисловому приміщенні із діапазоном заданої температури $\theta_3^{\min} \dots \theta_3^{\max}$ та вологовмісту $d_3^{\min} \dots d_3^{\max}$. Чим менша область V, тим вищі вимоги ТП до мікроклімату приміщення.

При підготовці навколишнього повітря (точка A , A^*) до заданих значень (точка D , D^*) витрата енергоресурсів ПКШМ буде мінімальною на ребрах границі області V. Тому чим більша область V, тим менше енергоносіїв необхідно на підготовку зовнішнього повітря. Із іншого боку, область V обмежена вимогами ТП до мікроклімату у приміщенні. Для оптимізації області допустимого мікроклімату БД СППР повинна містити інформацію про допустимі параметри мікроклімату усіх ТП виробництва.

Оптимізація допустимого мікроклімату у промислових приміщеннях виробництва здійснюється при переході технологічної лінії на виготовлення нової продукції та складається з наступних етапів:

1. блок прийняття рішень ініціює діалог із оператором та пропонує допустимі межі мікроклімату у приміщенні для виготовлення нової продукції;
2. формується імітаційна модель ПКШМ за методикою [4, 5];
3. підсистема моделювання проводить імітаційні розрахунки підготовки навколишнього повітря – перехід із точки $A (A^*)$ в точку $D (D^*)$;
4. проводиться оцінка ефективності функціонування ПКШМ на основі критерія мінімізації енергоспоживання

$$\sum_{i=1}^N Q_i \rightarrow \min, \quad (1)$$

де N – кількість кліматичних апаратів у ПКШМ, Q_i – енергоспоживання i -го апарату кондиціонера; для водяного теплоносія $Q_i = G_i c_i (\theta_{i0} - \theta_i)$, де G_i, c_i – відповідно витрата та теплоємність теплоносія; θ_{i0}, θ_i – температура теплоносія на вході та виході апарату;

5. оператор на основі наявного досвіду аналізує отриману інформацію та приймає рішення про зміну допустимої області завдання САК ПКШМ;
6. лабораторна ділянка виробництва проводить аналіз впливу мікроклімату промислового приміщення на якість продукції; при необхідності за етапами 1 – 6 діапазон границь допустимої області V корегується оператором; таким чином, набирається статистична інформація, яка дає змогу оптимізувати витрату енергоносіїв ПКШМ за рахунок допустимого діапазону мікроклімату у приміщенні.

Суттєва мінімізація витрати енергоносіїв ПКШМ можлива за рахунок використання рециркуляції витяжного повітря. Утилізація теплоти витяжного повітря дозволяє привести параметри мікроклімату навколишнього повітря із точки A у точку B для зимової пори року, та із точки A^* у точку B^* для літньої пори року (рис. 3). Тому, витрата енергоносіїв під час обробки повітря на обладнанні кондиціонера (перехід із точок B, B^* відповідно у точки D, D^*) значно зменшується. У разі 100% рециркуляції енергоефективність ПКШМ максимальна. Проте, за санітарними нормами та правилами існують нормативи повітрообміну із зовнішнім середовищем, які необхідно витримувати у виробничих приміщеннях за наявності працівників. Для оптимізації коефіцієнта рециркуляції промислового кондиціонера БД СППР повинна містити нормативну інформацію про повітрообмін між навколишнім середовищем та промисловим приміщенням із працівниками.

Оптимізація коефіцієнта рециркуляції кондиціонера здійснюється при переході системи штучного мікроклімату із зимового режиму роботи

на літній та навпаки, а також у разі зміні кількості працівників у промисловому приміщенні та складається із таких етапів:

1. блок прийняття рішень ініціює діалог із оператором та пропонує допустимий коефіцієнт рециркуляції за кількістю працівників у приміщенні та порою року;
2. формується імітаційна модель ПКШМ за методикою [4, 5];
3. підсистема моделювання проводить імітаційні розрахунки підготовки навколишнього повітря – перехід із точки $A(A^*)$ у точку $D(D^*)$;
4. проводиться оцінка ефективності функціонування ПКШМ на основі мінімізації критерію енергоспоживання (1);
5. оператор змінює коефіцієнт рециркуляції САК ПКШМ на основі наявного досвіду та рекомендацій СППР;
6. аналізується енергоефективність ПКШМ; у разі зміні кількості працівників, або режиму роботи ПКШМ етапи 1 – 6 по оптимізації коефіцієнта рециркуляції повторюються.

Таким чином, СППР допомагає операторові оптимізувати енергоефективність обладнання промислового кондиціонера без втрати якості продукції на виробництві.

Оперативне керування із адаптації системи штучного мікроклімату

Задача оперативного керування з адаптації СШМ необхідна для корекції налаштувань САК ПКШМ, що забезпечує якісну динамічну поведінку системи керування незалежно від мікроклімату навколишнього середовища. Будь-яка система адаптивного керування поділяється на два контури: внутрішній – контур безпосередньо-цифрового керування; зовнішній – контур оцінки параметрів ОК та розрахунку параметрів регулятора. Внутрішній контур адаптивного керування реалізується на ПЛК, а зовнішній – у СППР (рис. 2).

Адаптація САК ПКШМ здійснюється під час переходу СШМ із зимового режиму роботи на літній та навпаки. Алгоритм оперативного керування із адаптації складається із таких етапів:

1. блок прийняття рішень ініціює діалог із оператором та пропонує провести оцінку параметрів математичних моделей кліматичного обладнання [6°–°11]; для моделей обладнання оцінюються коефіцієнти тепловіддачі та масовіддачі, які залежні від багатьох факторів; для оцінки параметрів можна використати методи сканування або градієнтного пошуку; у якості еталонної моделі використовується накопичена інформація вимірних даних ПКШМ, що міститься у БД СППР;
2. формується імітаційна модель ПКШМ за методикою [4, 5];
3. для областей $h-d$ діаграми (рис. 3) визначаються параметри матриці зворотного зв'язку ЛКЦР [5];

4. для робочої області $h-d$ діаграми на основі квадратичного критерію якості проводиться оцінка ефективності функціонування САК ПКШМ із старими налаштуваннями ЛКЦР та адаптованими;
5. оператор змінює параметри ЛКЦР, якщо ефективність САК ПКШМ із розрахованими параметрами краща;
6. етапи 1 – 5 по адаптації ЛКЦР повторюються у разі зміни режиму роботи промислового кондиціонера.

Для випадку якщо адаптується САК ПКШМ із використанням одномірних ЦР п. 1 та п. 3 розглянутого алгоритму зміняться, адаптацію ЦР пропонується проводити за алгоритмом оптимізації, який розглянуто у [13].

Висновки

Запропоновано методику інтегрування САК ПКШМ у АСУ В. Розроблені у попередніх роботах [2°–°10] математичні моделі та алгоритми керування запропоновано використовувати на середньому ІАСУ підприємством у системі підтримки та прийняття рішень, що дозволить підвищити ефективність функціонування СШМ під час зміни умов експлуатації. У результаті проведеного аналізу запропоновано багатофункціональне математичне та алгоритмічне забезпечення для інтегрування систем керування промисловими кондиціонерами у комп'ютерно-інтегровані системи керування виробництвом. Розроблені моделі, методи та алгоритми рекомендується використовувати на стадії проектування, налагодження та у разі експлуатації на середньому рівні оперативного керування виробництвом. Запропоновані математичні моделі, методи та алгоритми керування кондиціонерами доведено до практичної реалізації. Результати промислових впроваджень підтвердили високу ефективність автоматичних систем керування промислових кондиціонерів, що проектуються на основі застосування концептуально-інтегрованих систем.

Список використаної літератури

1. Пупена О. М. Огляд сучасних стандартів інтегрованого виробництва / О. М. Пупена, І. В. Ельперін, Р. Міркевич // Автоматизація технологічних і бізнес-процесів. – 2016, № 8. – С. 63–74.
2. Голінко І. М. Принципи синтезу автоматичних систем керування промисловими кондиціонерами / І. М. Голінко // Автоматизація технологічних і бізнес-процесів. – 2016, № 8. – С. 33–42.
3. Голінко І. М. Синтез системи керування штучним мікрокліматом із використанням відносної вологості та вологовмісту повітря в якості параметра стабілізації / І. М. Голінко, І. Є. Галицька // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2015. № 13, С. 88-98.

- DOI: <https://doi.org/10.20535/2219-380413201566471>
4. *Голінко І. М.* Оптимізація багатовимірних систем керування для комплексів штучного мікроклімату / І. М. Голінко, І. Є. Галицька // Прикарпатський вісник НТШ. Серія Число. –2016, № 1(33). – С. 61–73.
 5. *Голінко І. М.* Процедура синтезу багатовимірного регулятора для прецизійного кондиціонера із паровим зволожувачем / І. М. Голінко, І. Є. Галицька // Механіка гіроскопічних систем. – 2017. № 34, С. 21-31. DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771342017130225>
 6. *Голінко І. М.* Динамічна модель теплообміну для водяного калорифера у просторі станів / І. М. Голінко, І. Є. Галицька // Інформаційні системи, механіка та керування.–2016, № 15. – С. 83–92. DOI: <https://doi.org/10.20535/2219-380415201686207>
 7. *Голінко І. М.* Динамічна модель тепломасообміну для водяного охолоджувача промислового кондиціонера / І. М. Голінко // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. –2014, № 6. – С. 27–34.
 8. *Голінко І. М.* Математичне моделювання процесів тепло- та масообміну для камери парового зволоження / І. М. Голінко, І. Є. Галицька, В. Ю. Степаненко // Прикарпатський вісник НТШ. Серія Число. –2014, № 1(25). – С. 54–62.
 9. *Голінко І. М.* Динамічна модель тепломасообмінних процесів у камері форсуночного зволоження / І. М. Голінко, А. І. Кубрак, І. Є. Галицька //Інформаційні системи, механіка та керування. – 2014. № 11, С. 61–71.
 10. *Голінко І. М.* Промислове приміщення як динамічний елемент системи керування штучним мікрокліматом / І. М. Голінко, І. Є. Галицька //Інформаційні системи, механіка та керування. – 2018. № 18, С. 104-114. DOI: <https://doi.org/10.20535/2219-3804182018124840>.
 11. *Рымкевич, А. А.* Системный анализ оптимизации общеобменной вентиляции и кондиционирования воздуха / А. А. Рымкевич. –М.: Стройиздат, 2003. –272 с.
 12. *Рудакова, Г. В.* Моделі та методи керування організаційно-технічними системами в критичних режимах функціонування: Монографія / Г. В. Рудакова. –Херсон: Видавництво ПП Вишемирський В.С, 2014. – 316 с.
 13. *Golinko, I. M.* Engineering Method of Optimization of Digital Control Systems / І. М. Golinko, А. Р. Ladanyuk, А. І. Kubrak //Journal of Automation and Information Sciences, 2014, Vol. 46, No. 2, p. 67–75.

Час польоту, с.	35	95,1	173,1	243,9
--------------------	----	------	-------	-------

Структурна схема об'єкту керування

Для кращої ілюстрації динаміки БПЛА було складено структурну схему об'єкта керування (рис. 3). Ця схема була складена для доступності пояснення зв'язків між параметрами об'єкту керування (ОК), а також для дослідження впливу органів керування (тобто рулів висоти та напрямку), на керовані величини – бокову і вертикальну координати ракети у земній системі координат. Під час складання структурної схеми даного об'єкту керування, ОК був розглянутий як тверде тіло, що рухається під дією зовнішніх сил.

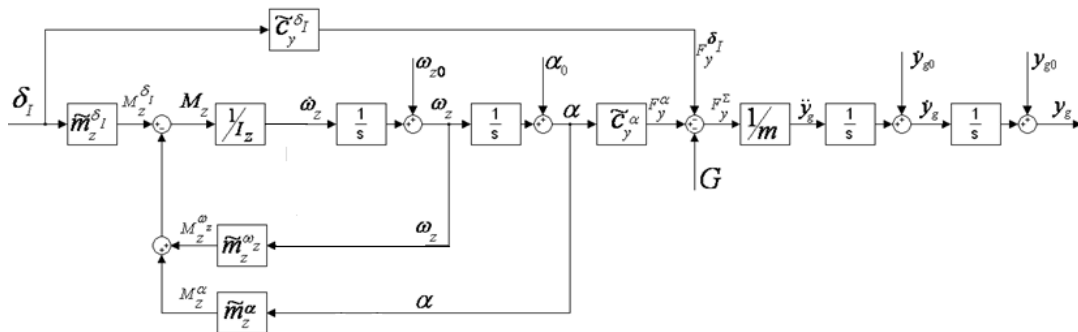


Рис. 3. Структурна схема об'єкту керування

На схемі δ_I – це відхилення аеродинамічних рулів узагальненої ракети, y_g – це її координата у земній системі координат, а саме, висота. Як видно зі схеми, БПЛА рухається під дією підйомної F_y^Σ сили, яка є функцією кута атаки, а також відхилення рулів. Кут α залежить від моменту M_z . Моменти у кожному каналі залежать від параметрів даного каналу (кутів, кутових швидкостей і відхилень рулів), де

$$I = I_y = I_z. \quad (2)$$

Коефіцієнти із хвилястою лінією (наприклад, $\tilde{c} a/y$, і $\tilde{m}_z^{\omega_z}$ інші) – це добуток відповідного аеродинамічного коефіцієнта на швидкісний напір і на характерну площу (а для коефіцієнта моменту – ще й на характерний розмір). Тобто

$$\begin{aligned} \tilde{C}_y^\alpha &= C_y^\alpha \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S; \\ \tilde{m}_z^{\omega_z} &= m_z^{\omega_z} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S l. \end{aligned} \quad (3)$$

Дана структурна схема дозволяє прослідкувати горизонтальний рух центра мас БПЛА, залежно від руху керуючих органів. Таким чином, по даній схемі можна прослідкувати реакцію БПЛА на будь-які пробні керу-

ючі впливи, наприклад, на одиничний імпульс і стрибок відхилення органів керування, на гармонічну керуючу дію тощо.

У даній структурній схемі не відображається рух по осі x_g . Це пов'язано із тим, що згідно з умовою поставленої задачі, змінні стану, якими потрібно керувати, це горизонтальне і вертикальне відхилення центра мас ЛА. Вони не залежать від координати x_g , а лише від швидкості.

Розробка системи керування для БПЛА

Після обґрунтування обрання стартового кута нахилу траєкторії необхідно розробити систему керування для БПЛА.

Для забезпечення критеріїв $0 \leq Y_{БПЛА} \leq 25$ кілометрів та $X_{БПЛА} \rightarrow \max$ необхідно розробити таку систему керування, яка дозволить не вийти за час роботи двигуна за висоту польоту 25 кілометрів, та дозволить забезпечити більшу дальність польоту порівняно із балістичним польотом без використання системи керування.

Для забезпечення входження БПЛА у діапазон висоти від 0 до 25 кілометрів необхідно розпочинати керування літальним апаратом ще на етапі роботи двигуна, оскільки двигун створює велику підйомну силу, її необхідно компенсувати, а саме, передати на приводи керуючі сигнали, які дозволять не виходити БПЛА за заданий діапазон, і тому збільшивши дальність польоту БПЛА.

Враховуючи параметри атмосфери, а саме, що зі збільшенням висоти густина повітря зменшується, що призводить до зменшення лобового супротиву БПЛА, доцільно було б за допомогою органів керування утримувати літальний апарат на максимальній висоті, але не більше ніж 25 кілометрів, максимальний проміжок часу, але враховуючи, що за відхилення органів керування на максимальну величину різко зростає коефіцієнт лобового супротиву, що різко позначиться на швидкості літального апарату, та призведе до зменшення дальності польоту, тому логічним є припущення, про поступове відхилення органів керування до максимального значення в залежності від зміни висоти польоту.

Згідно зі зробленими припущеннями було синтезовано систему керування з врахуванням зустрічного вітру зі швидкістю 20 м/с. Для демонстрації роботи системи керування нижче буде наведено основні параметри які змінюються у польоту БПЛА, включно з відпрацюванням органів керування.

За результатами імітаційного моделювання траєкторія польоту БПЛА із заданими параметрами має вигляд (рис. 4)

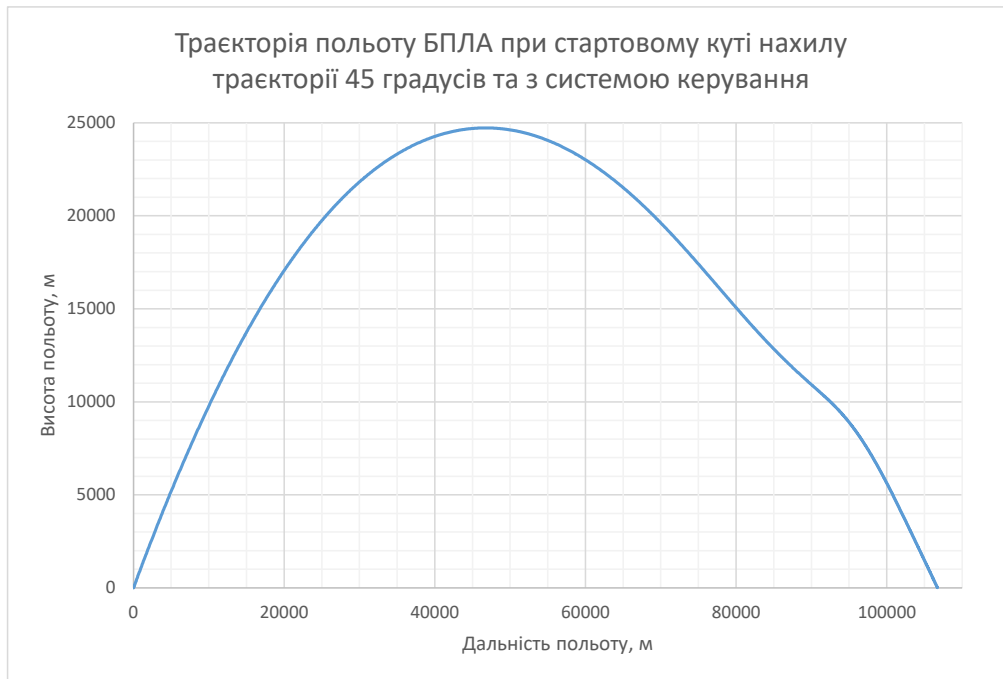


Рис. 4. Траєкторія польоту БПЛА з системою керування

На рис. 5 зображено відпрацювання органів керування поздовжнього каналу керування за часом:



Рис. 5. Відпрацювання органів поздовжнього керування за часом польоту

Як бачимо із графіка відпрацювання органів керування розпочалося ще на етапі набору висоти для того щоб не дозволити БПЛА вийти із діапазону висоти 25 кілометрів. Також видно, що після досягнення пікової висоти рулі почали відхилятися в протилежну сторону, для того щоб ство-

Розділ 3. Керування

рити додаткову підйомну силу, адже БПЛА вже почав падіння на землю під дією сили тяжіння.

На рис. 6 зображено графік зміни швидкості польоту за часом.

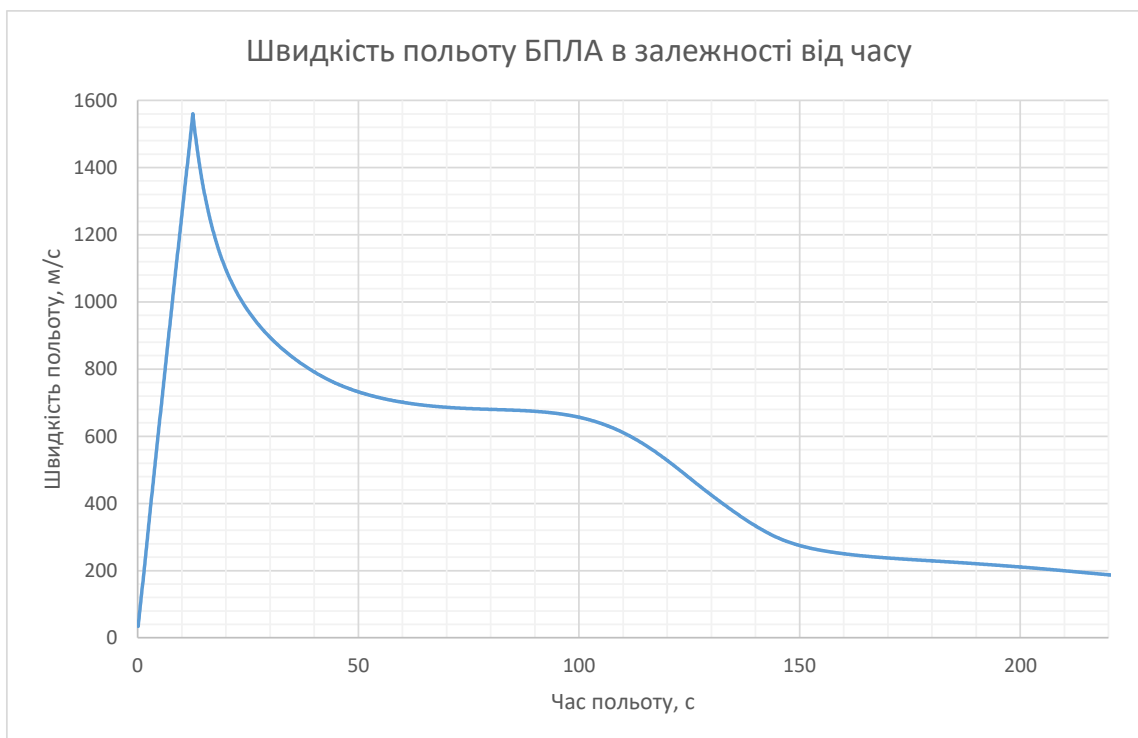


Рис. 6. Графік зміни швидкості польоту за часом

Як видно із рис. 6, БПЛА набирає швидкість на початковому етапі польоту, а саме, під час роботи двигуна. Після кінця роботи двигуна швидкість поступово почала спадати.

Таким чином після розробки системи керування, у результаті імітаційного моделювання були одержані результати, що повністю задовольняють вимоги, які були до неї поставлені.

Висновки

Виходячи із всього вище сказаного можна зробити висновок, що після синтезу системи керування було покращено льотно-технічні характеристики БПЛА, та забезпечено основні критерії, а саме, збільшення дальності польоту та діапазон висоти польоту БПЛА менше 25 кілометрів. Як видно із графіків, дальність польоту за допомогою використання системи керування було збільшено із 101768 метрів до 106727 метрів, не змінюючи габаритно-масові характеристики БПЛА. Тобто дальність польоту збільшилась на 4,8 %, при цьому залишившись у діапазоні висоти 25 кілометрів.

Список використаної літератури

1. Горбатенко С. А., Эрст М. М. и др. Механика полета. Справочник. – М.:Машиностроение, 1978, – 419 с.
2. Матвеев В. В., Распопов В. Я «Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем». ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
3. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973, – 44 с.
4. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973, – 55-56 с.
5. Поляков К. Ю. Теория автоматического управления для «чайников». //Санкт-Петербург 2008, – 21-22 с.
6. Синьглазов В. М., Філяшкін М. К. Автоматичні системи управління повітряних суден. – Підручник для авіаційних вузів. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005, – 193-219 с.
7. Ivàn F Mondragon, Miguel A Olivares-Mendez, Pascual Campoy, Carol Martinez, Luis Mejias. Unmanned aerial vehicles attitude, height, motion estimation and control using visual system. 2010. Conference on Methods and systems of navigation and motion control – 2010.
8. Муценко А. С. Синергетический синтез законов взаимосвязаного управления продольным движением летательных аппаратов. Известия ТРТУ, 2006.
9. Гэн К., Чулин Н. А. Алгоритмы стабилизации для автоматического управления траекторным движением квадрокоптера. – МВТУ им. Н. Э. Баумана, 2015.
10. Крищенко А. П., Канатников А. Н., Ткачев С. Б. Допустимые пространственные траектории беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости, 2014.
11. Коростельов О. П. «Теоретические основы проектирования ствольных управляемых ракет». Киев, Издательство DEFENSE EXPRESS LIBRARY – 2007.

УДК 629.735

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804202019194417>

А. С. Руденко³, бакалавр, І. С. Кривохатько⁴, доцент, к.т.н.

³ КПІ ім. Ігоря Сікорського

⁴ КПІ ім. Ігоря Сікорського

**ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ВІДХИЛЕНЬ НА
АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНИХ
ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

En

At the stage of serial production, all the potential of the aircraft must find a practical realization. Such features of the contour such as projecting rivets, surface waviness, steps, cracks, and flashing lights cause the additional drag.

Methods for additional drag calculating can be found in various sources, but there is no confirmation how these methods are regular for low Reynolds numbers.

The influence of technological deviations on the aerodynamic characteristics of the unmanned aerial vehicle was investigated by the computational fluid dynamics method.

The study was performed in Profili 2.27 software, which uses the XFOIL code. It shows a high convergence of calculation results with experimental data for low Mach numbers and a wide range of Reynolds numbers. Each of the airfoils was considered with different positions of the deviation and with its different depth. The calculation was also performed for different Reynolds numbers.

Eighteen polars of SD8040 (10 %) and HN-417 (10 %) airfoils were received. Twelve dependencies of drag coefficient and maximum lift coefficient from the cavity depth, its coordinate and Reynolds number were also presented in the form of tables and graphs. A comparison of the determined impact of surface deviations on aerodynamic characteristics with generalized regularities was made. As a result of the calculation, it was shown that, in general, the cavity shifting backward decreases its effect on the aerodynamic characteristics, since the thickness of the boundary layer increases and the relative cavity depth to this thickness becomes less. Mainly, the Reynolds number decreasing reduces the influence of the cavity on the airfoil aerodynamic characteristics for the same reason. The obtained results meet the known patterns and confirm the correctness of the chosen research method. The impact of the cavity with a 0,5 % depth of the chord can significantly reduce the maximal lift coefficient (from 1,28 to 1,21). At the same time, it was found that the effect of deviations from the theoretical contour depends essentially on the particular airfoil shape, even if these airfoils have the same thickness and are geometrically similar. Comparisons with analytical generalizations indicated that the calculated results have one order of value, but unlike theory, they are more complex nonlinear dependences on the cavity depth.

Further studies of other airfoils of different thickness and curvature with similar deviations from the theoretical contour are promising as well as using more powerful numerical methods (solving Navier-Stokes equations).

Ru

В работе методами численной аэродинамики исследовано влияние технологических отклонений в виде впадин на аэродинамические характеристики крыла беспилотного летательного аппарата. Исследование проведено с расчетным кодом XFOIL. Рассмотрены два типичных для малых БЛА аэродинамических профиля с разными координатами расположения впадины и с разной величиной отклонения от теоретического контура. Показано, что в целом смещение впадины назад уменьшает её влияние на аэродинамические характеристики; уменьшение числа Рейнольдса также уменьшает это влияние. Отклонение величиной 0,5 % хорды может привести к существенному снижению $C_{y_{max}}$ (с 1,28 до 1,21). Влияние отклонения от теоретического контура существенно зависит от формы конкретного профиля, даже если эти

профили имеют одинаковую толщину и геометрически близки. Сравнение с аналитическими обобщениями показало, что расчетные результаты имеют с ними один порядок величин, но в отличие от теории представляют собой более сложные, нелинейные зависимости от глубины впадины.

Вступ

На етапі серійного виробництва повинен знайти практичну реалізацію весь потенціал, закладений при створенні літальних апаратів (ЛА) вченими, конструкторами, технологами. Безпека експлуатації серійних літаків є метою виконання все більш жорстких сертифікаційних вимог, а економічна ефективність експлуатації вироблених ЛА у великій мірі залежить від якості їх виготовлення. На паливну економічність ЛА, поряд із витратними характеристиками двигунів, впливає рівень його аеродинамічної якості. Відмінність практичних зовнішніх обводів літака від найкращих теоретичних форм може істотно спотворити оптимальний розподіл тиску і знизити аеродинамічну якість. Напевно, що за компоновальними, технологічними і економічними причинами повністю уникнути таких недосконалостей форми у сучасних конструкціях літаків неможливо.

Якість виготовлення зовнішньої поверхні ЛА у великій мірі впливає на його конкурентоспроможність. Під якістю виготовлення зовнішньої поверхні ЛА розуміється її аеродинамічна гладкість, котра визначається не тільки геометричною гладкістю, а й величиною й кількістю відхилень від теоретичного контуру поверхні. Існують документи, що регламентують допустимі відхилення та якість зовнішньої поверхні ЛА – галузевий стандарт (ОСТ) і створювані на його базі Технічні умови (ТУ) або Технічні вимоги (ТВ). Ці документи обґрунтовані аналізом впливу різних видів дефектів поверхні на лобовий опір літака. Виконання ТВ або ТУ на граничні відхилення і якість зовнішньої поверхні є обов'язковим під час отримання ЛА сертифіката типу. Цим встановлюються граничні відмінності у геометрії різних примірників літаків одного типу, що фактично характеризує можливості виробництва. У разі неможливості виконання ТВ або ТУ виробництвом, припустимі відхилення повинні бути збільшені із відповідним збільшенням шкідливого опору і зміною льотних характеристик.

Інженерні служби зобов'язані вживати заходів щодо зниження під час експлуатації додаткового опору тертя, профільного та індуктивного, що викликано розвитком індивідуальних особливостей літаків. Технологія ремонту обшивки ЛА повинна забезпечувати максимальну гладкість [1], [2].

Ступінь впливу дефекту зовнішньої поверхні на аеродинамічну якість залежить від місця розташування цього дефекту. Умовно вся зовнішня поверхня літака розбивається на зони, що відрізняються ступенем впливу якості поверхні на його аеродинамічні характеристики. Зазвичай таких зон буває дві або три [3].

Такі особливості контуру обшивки, як виступаючі заклепки або хвилястість поверхні, сходинки, щілини, проблискові вогні теж викликають додатковий опір.

У різних джерелах [3], [4, с. 5-6, с. 120-121], [5] можна знайти інформацію щодо методик обчислення додаткового опору, але не має місця підтвердженню, на скільки ці методики являють собою закономірність, тобто можуть претендувати на універсальність розрахунків.

Іншими словами, якщо на етапі виробництва ЛА, у декількох місцях буде деформовано обшивку крила, а ми за допомогою відомих методик розрахуємо додатковий опір внаслідок цих деформацій, не факт, що отримаємо інформацію ми можемо використовувати у подальшому для визначення додаткового опору, маючи за інформацію тільки місце та характер деформації.

У теорії така закономірність цілком логічна, але експериментального підтвердження у відкритих джерелах не виявлено, тому задача із дослідженням впливу технологічних відхилень на аеродинамічні характеристики і льотно-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів (БПЛА) досі залишається в процесі вирішення.

Постановка задачі

В даній роботі методами обчислювальної аеродинаміки досліджено вплив технологічних відхилень на аеродинамічні характеристики і льотно-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів.

Об'єкт дослідження

Для дослідження було обрано такі вихідні дані:

- типові аеродинамічні профілі, що використовуються для малих БПЛА: *HN-417(10%)*, *SD 8040 (10%)* (рис. 1, рис. 2);
- координати початку відхилення: $x=20\%$, 40% , 60% ;
- величини відхилення від теоретичного контуру: $h = 0,125\%$, $0,25\%$, $0,5\%$;
- числа Рейнольдса $Re=200\ 000$; $500\ 000$; $1\ 000\ 000$.

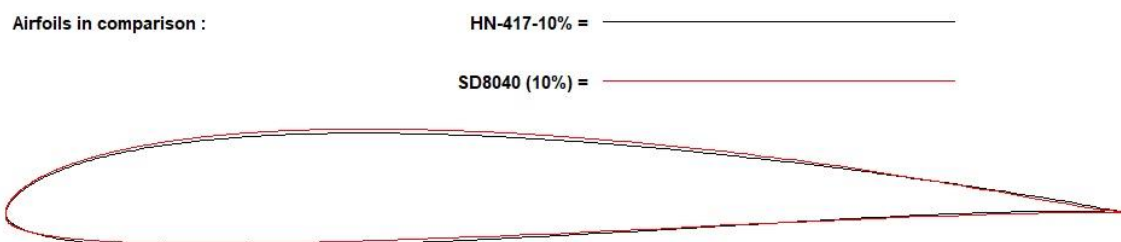


Рис. 1. Порівняння геометрії профілів *HN-417(10%)*, *SD8040 (10%)*

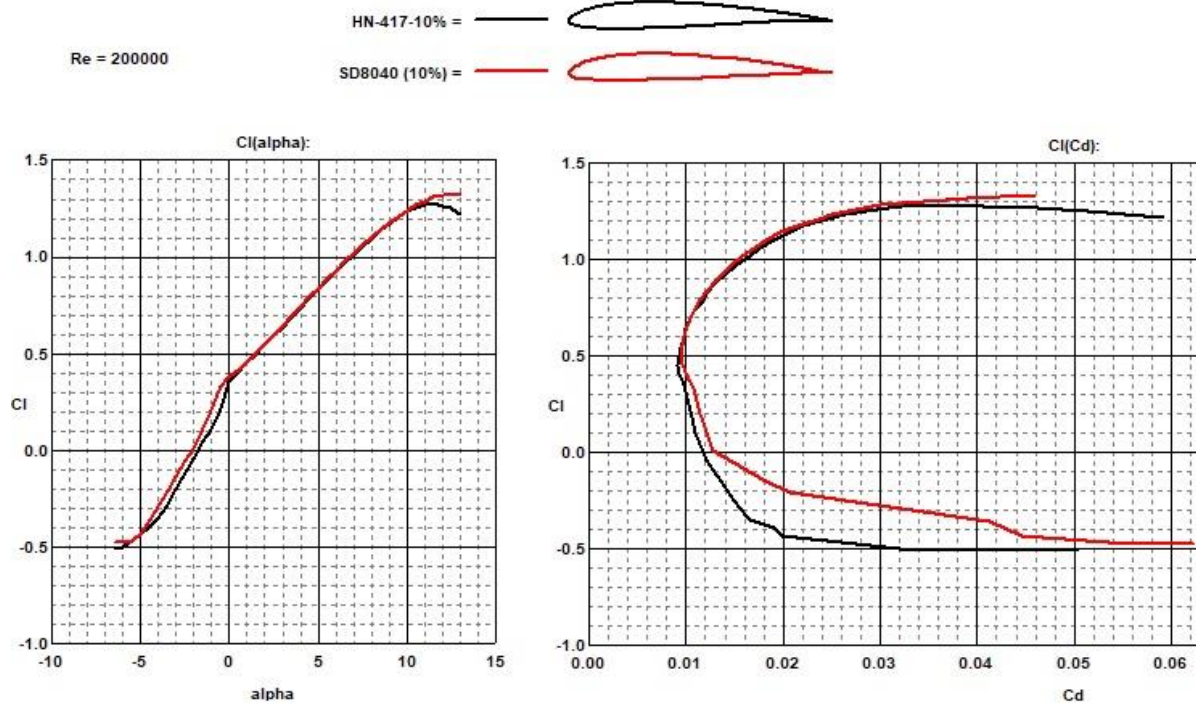


Рис. 2. Порівняння аеродинаміки профілів *HN-417(10%)* і *SD 8040 (10%)*

Метод дослідження

Дослідження проведено у програмі *Profili 2.27* с, яка використовує розрахунковий код *XFOIL*, що показав високу збіжність результатів розрахунку із експериментальними даними для низьких чисел Маха та у широкому діапазоні чисел Рейнольдса [6, с. 59]. Кожен із профілів був прорахований за різними координатами розташування відхилення та за різною величиною відхилення від теоретичного контуру (рис. 3).

Також процедура розрахунку була проведена для різних чисел Рейнольдса (рис. 4).

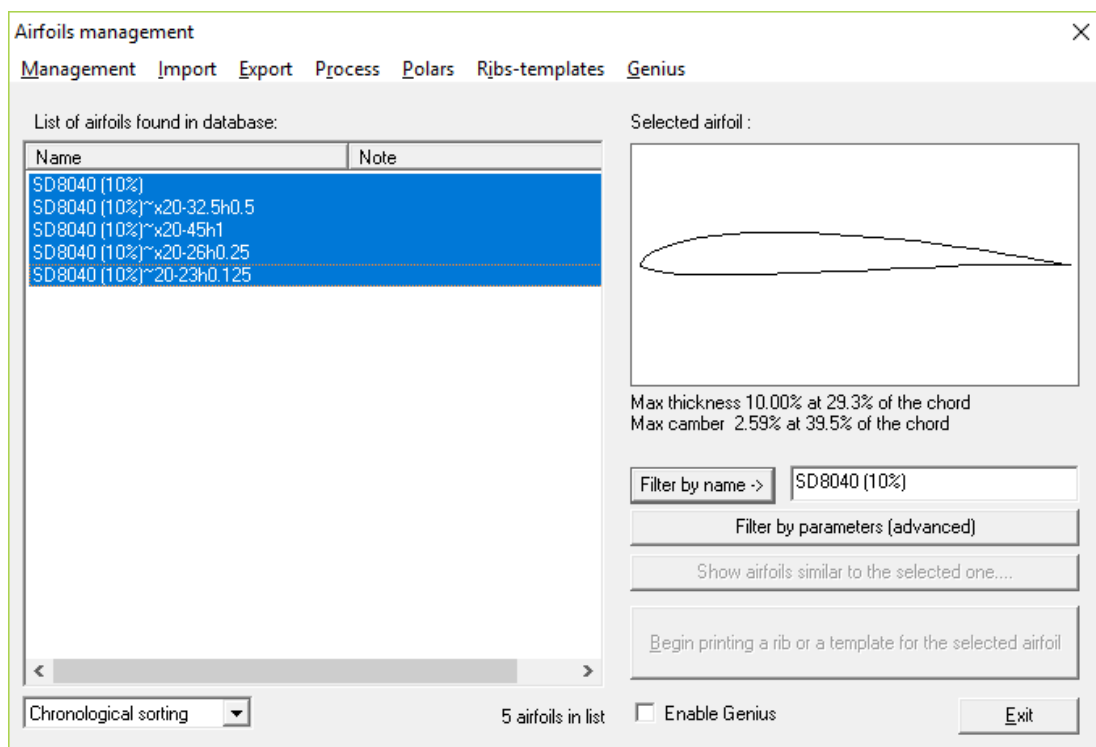


Рис. 3. Профіль SD 8040 (10%), підготовлений для розрахунку за координатою відхилення у 20%.

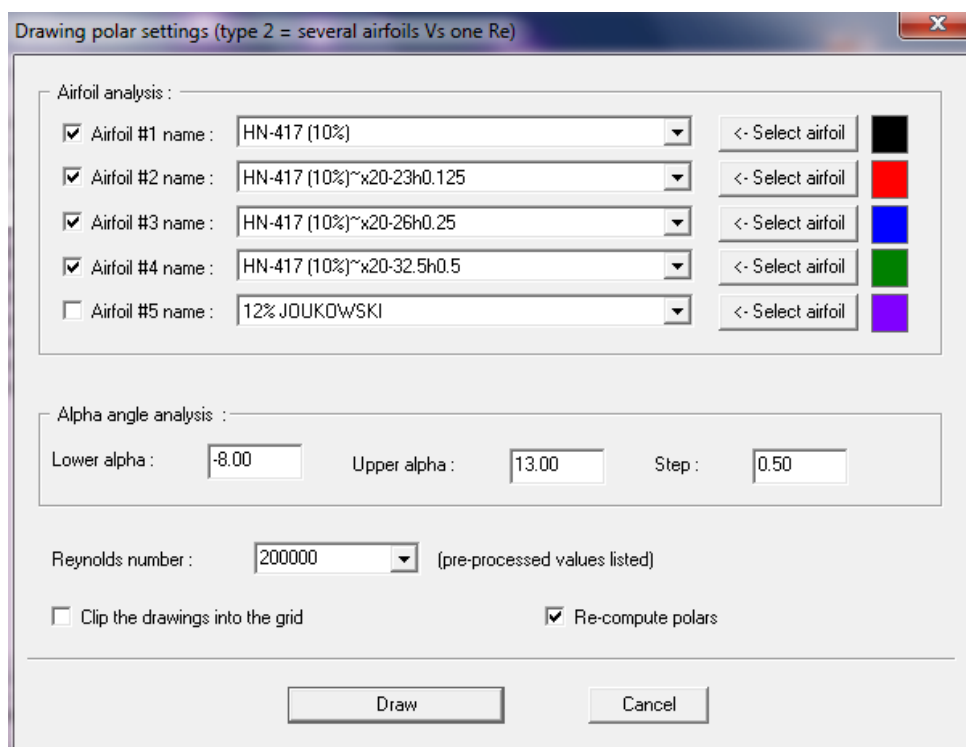


Рис. 4. Профіль HN-417(10%), підготовлений для розрахунку за координатою початку відхилення у 20 % та числом $Re = 200\ 000$

Результати дослідження

Всього вийшло вісімнадцять поляр різних профілів (рис. 5, рис. 6).

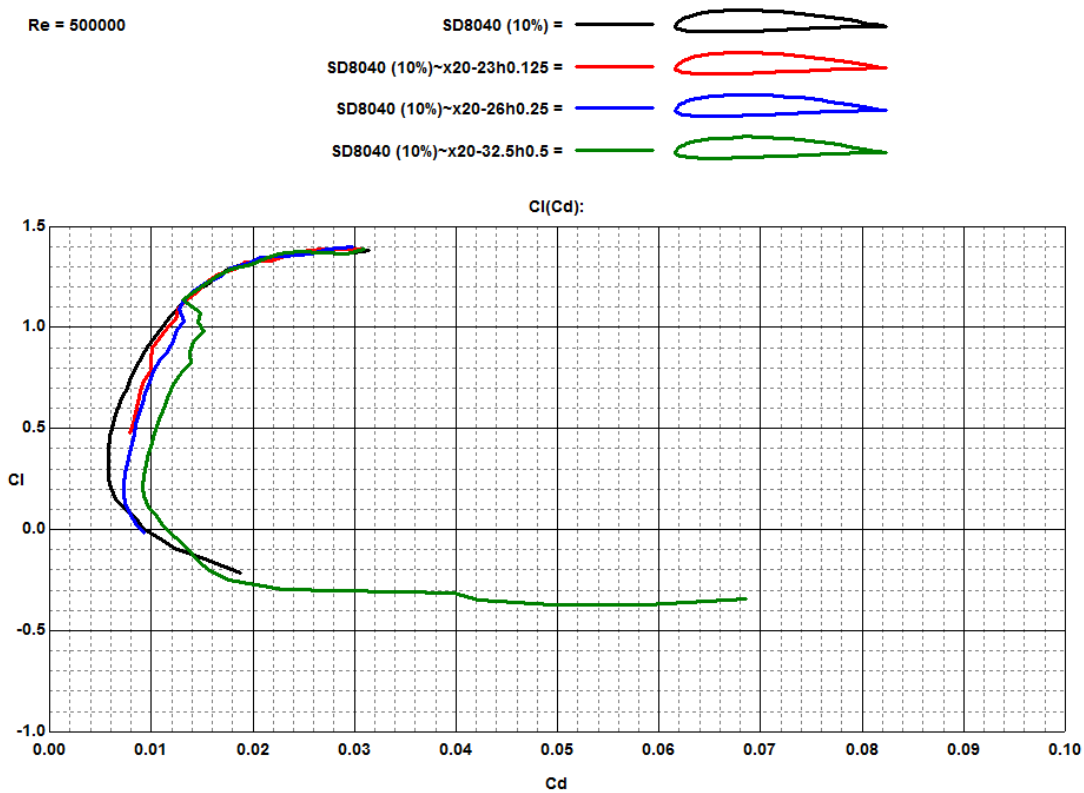


Рис. 5. Поляра профілю *SD 8040 (10%)* за координатою початку відхилення у 20 % та числом $Re = 1000000$

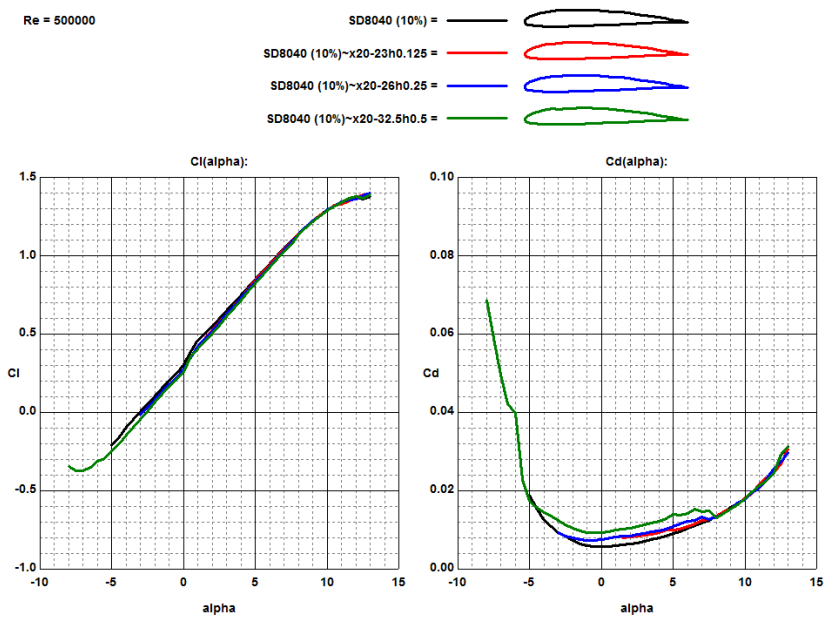


Рис. 6. Поляра профілю *SD 8040 (10%)* за координатою початку відхилення у 20 % та числом $Re = 1000000$

Розділ 3. Керування

Також було представлено дванадцять залежностей c_x і $c_{y \max} = f(h, x, Re)$ у вигляді таблиць і графіків. Нижче приведені найбільш цікаві результати, які показують загальну картину дослідження:

$$SD-8040 (10\%) - x40 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 1.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0096	0,0094	0,0089	0,0087
500 000	0,0058	0,0057	0,0073	0,0084
1 000 000	0,0047	0,0051	0,0064	0,0072

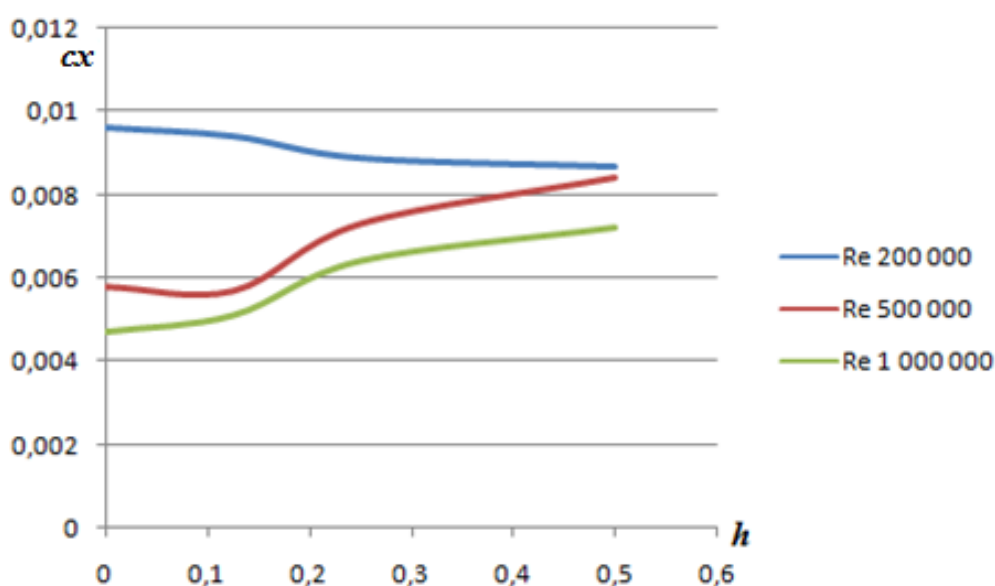


Рис. 7. Графік залежності коефіцієнта опору від глибини западини для профілю SD 8040 (10%) за координатою відхилення у 40%

Порівняно із відхиленням на $x=60\%$ відхилення на $x=40\%$ знаходиться на меншій товщині примежового шару, тому має впливати на аеродинамічні характеристики більше. Окрім того, при більших числах Рейнольдса товщина примежового шару буде меншою, а вплив западини – більшим. Залежності коефіцієнту опору, наведені на рис. 7, підтверджують даний ефект.

$$SD-8040 (10\%) - x60 (c_{y \max} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 2.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	1,3285	1,3285	1,328	1,3189
500 000	1,3899	1,3899	1,3932	1,3761

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
1 000 000	1,4905	1,4905	1,4948	1,4846

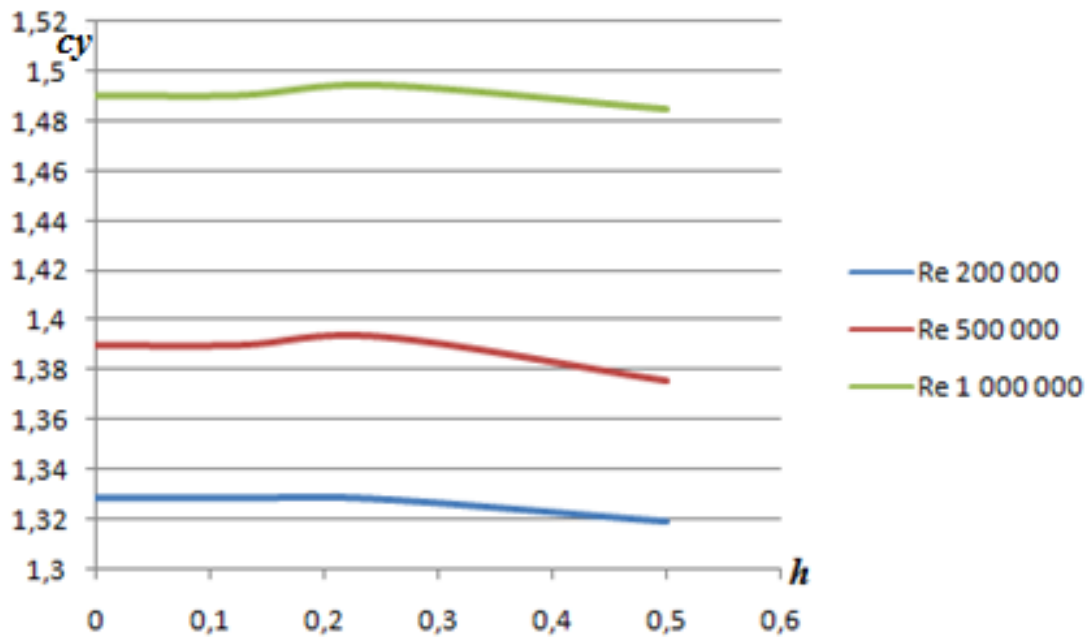


Рис. 8. Графік залежності максимального коефіцієнту підйимальної сили від глибини западини для профілю *SD 8040* (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Для профілю *SD 8040* точка максимальної кривизни менше, ніж для профілю *HN-417*, тому його хвостова частина створює меншу підйимальну силу. Відповідно розглянуті відхилення в центральній ($x=40\%$) і хвостовій ($x=60\%$) частині *SD 8040* не провокують відрив потоку. Зменшення максимального коефіцієнту підйимальної сили незначне і становить менше, ніж $|\Delta c_{y_{\max}}| < 0,02$. Збільшення коефіцієнту опору при різних числах Рейнольдса для даного профілю також незначне.

$$HN - 417 (10\%) - x20 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 3.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0088	0,0087	0,0086	0,0108
500 000	0,006	0,006	0,0067	0,0094
1 000 000	0,0058	0,006	0,0074	0,0084

Відхилення від теоретичного контуру в передній частині ($x=20\%$) профілю *8040* незначно впливає на максимальний коефіцієнт підйимальної сили, а при глибині $h=(0,25\dots0,5)\%$ створює відчутний додатковий опір ($\Delta c_x = 0,0020 \dots 0,0035$).

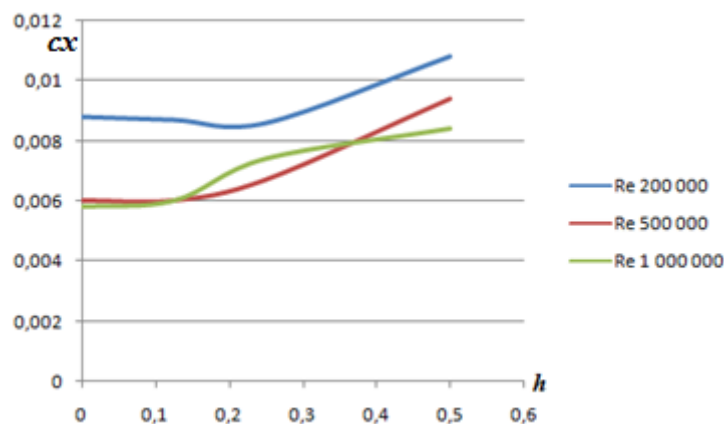


Рис. 9. Графік залежності коефіцієнту опору від глибини западини профілю $HN-417$ (10 %) за координатою початку відхилення у 20 %

$$HN-417 (10\%) - x40 (c_{y_{\max}} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 4.

Re	$h = 0$	$h = 0,125$	$h = 0,25$	$h = 0,5$
200 000	1,2839	1,2789	1,275	1,2766
500 000	1,3713	1,3643	1,3298	1,337
1 000 000	1,4711	1,465	1,4319	1,4188

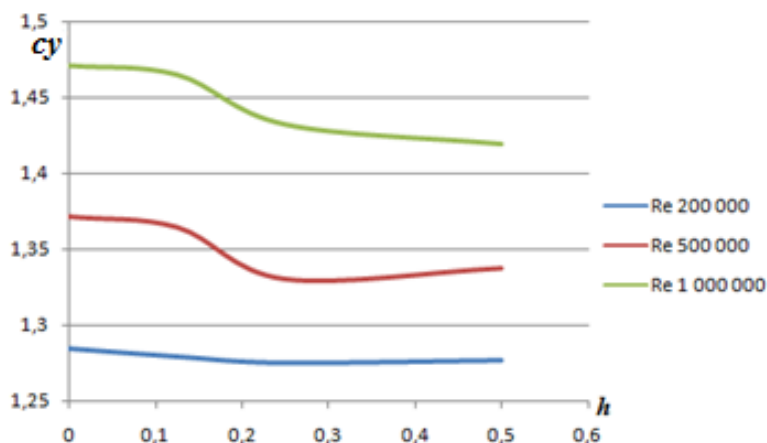


Рис. 10. Графік залежностей максимального коефіцієнту підйимальної сили профілю $HN-417$ (10 %) за координатою початку відхилення у 40 %

Під час середнього розташування відхилення від ТК ($x = 40\%$) воно впливає на максимальний коефіцієнт підйимальної сили у разі чисел Рейнольдса 0,5 млн. та 1 млн. і практично не впливає за 0,2 млн. Це пояснюється тим, що за малих числах Рейнольдса товщина примежового шару більша. Величина западини відносно товщини примежового шару буде меншою, тому і впливати на ламінарно-турбулентний перехід і розподіл

тиску за профілем, вона буде менше. Тому припустимі більші відхилення від теоретичного контуру, ніж при більших числах Рейнольдса.

$$HN - 417 (10\%) - x60 (c_{y \max} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 5.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	1,2839	1,2783	1,2737	1,2126
500 000	1,3713	1,347	1,3376	1,3376
1 000 000	1,4261	1,4486	1,4375	1,4375

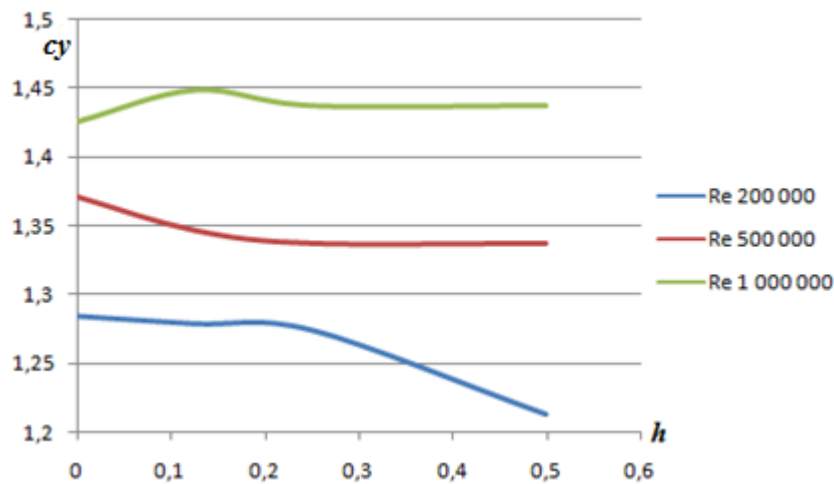


Рис. 11. Графік залежностей максимального коефіцієнту підйімальної сили для профілю *HN-417* (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Як правило, відхилення поверхні від теоретичного контуру у задній частині профілю менше впливають на аеродинамічні характеристики, ніж у передній частині. Для профілю *HN-417* із западиною на координаті $x=60\%$ дане твердження справедливе при числах Рейнольдса 0,5 млн. і 1 млн: величина $c_{y \max}$ незначно змінюється за $h=(0,125\dots0,5)\%$. Але за $Re=0,2$ млн. ламінарний примежовий шар досягає точки $x=60\%$, у якій починається відхилення контуру від теоретичного. Ламінарний примежовий шар відривається легше, ніж турбулентний (який був за $Re=0,5$ млн. і $Re=1$ млн.). Тому западина величиною більше $h=0,25\%$ спричинює різке зменшення максимальної підйімальної сили: за $h=0,5\%$ $c_{y \max}$ знижується із 1,28 до 1,21.

$$HN - 417 (10\%) - x60 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 6.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0088	0,0087	0,0088	0,0611

Розділ 3. Керування

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
500 000	0,006	0,0062	0,0065	0,0374
1 000 000	0,0058	0,0069	0,0056	0,0271

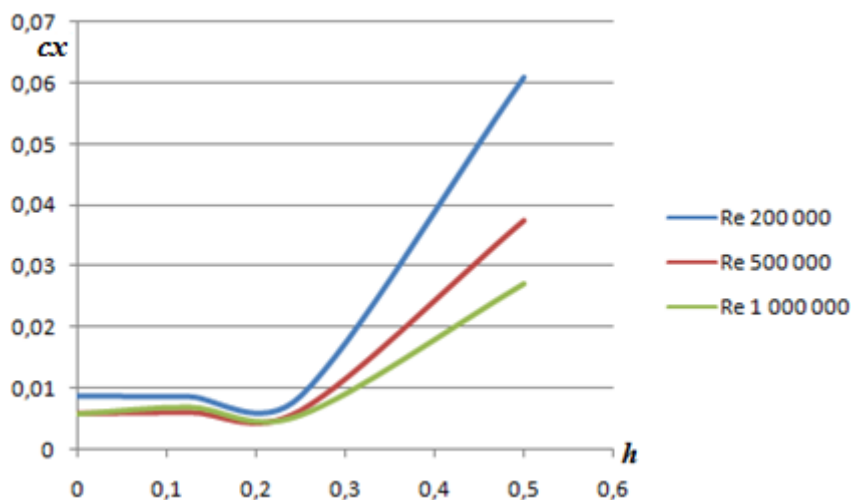


Рис. 12. Графік залежностей коефіцієнту опору від глибини западини для профілю $HN-417$ (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Розвиток відриву потоку у задній частині профілю спричинює і різке збільшення коефіцієнту опору, що особливо відчутно у разі малих чисел Рейнольдса і ламінарному примежовому шарі.

Порівняння розрахункового впливу відхилень поверхні на аеродинамічні характеристики із узагальненими закономірностями [5, 5-7, рис. 10-1] наведено на рис. 13.

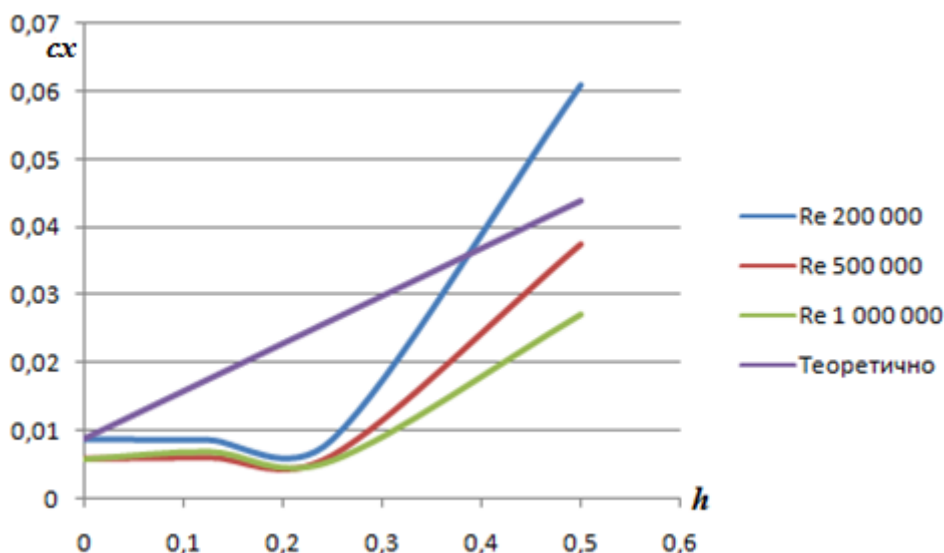


Рис. 13. Розрахункові та аналітичні залежності коефіцієнта опору від глибини западини для $HN-417$ (10%) за координатою початку відхилення у 60 %

Висновки

За результатами проведених розрахунків було показано, що:

- загалом зміщення западини назад зменшує її вплив на аеродинамічні характеристики, так як товщина примежового шару збільшується і глибина западини відносно цієї товщини менше;
- загалом зменшення числа Рейнольдса зменшує вплив западини на аеродинамічні характеристики профілю із тієї ж причини збільшення товщини примежового шару.

Отримані результати відповідають відомим закономірностям і є підтвердженням коректності обраного методу дослідження.

Разом із тим було виявлено, що вплив відхилень від теоретичного контуру суттєво залежить від форми конкретного профілю навіть якщо ці профілі мають однакову товщину та геометрично близькі (рис. 1).

Окрім того, було виявлено виключення із закономірностей 1) і 2); для профілю *HN-417* найбільший вплив відхилень контуру на опір та підймальну силу спостерігається при задньому розташуванні западини (координата початку $x = 60\%$) та низькому числі Рейнольдса ($Re=200\ 000$). Пояснення феномену полягає у тому, що за даних умов задньої частини профілю досягає ламінарний примежовий шар, який гірше за турбулентний протистоїть несприятливому градієнту тиску. Відхилення від теоретичного контуру провокує відрив примежового шару із різким погіршенням аеродинамічних характеристик.

Порівняння із аналітичними узагальненнями показало, що розраховані результати мають із ними один порядок величин, але на відміну від теорії є більш складними, нелінійними залежностями від глибини западини.

Перспективними є подальші дослідження інших аеродинамічних профілів різної товщини та кривизни із аналогічними відхиленнями від теоретичного контуру; а також використання більш потужних числових методів (розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса).

Список використаної літератури

1. ГОСТ 1.02507-84. «Вимоги до гладкості поверхні обшивки літальних апаратів».
2. ОСТ 02507-84. «Літаки дозвукові. Вимоги до якості зовнішньої поверхні».
3. *Шевяков В. И.* Определение вредного сопротивления транспортных воздушных судов на трансзвуковых скоростях. Научный вестник МГТУ ГА. 2014;(199):62-73. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2014-0-199-62-73>

4. Ударцев, Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: учебное пособие [Текст] / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. – К.: КМУГА, 1998.
5. Hoerner, S. F. Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance [Text] / Dr. Sighard F. Hoerner. – Hoerner Fluid dynamics, Bricktown, New Jersey, 1965.
6. Gopalarathnam, A. Low-Speed Natural-Laminar-Flow Airfoils: Case Study in Inverse Airfoil Design [Text] / A. Gopalarathnam, M. S. Selig // Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 1 (2001), p.p. 57-63. – <https://doi.org/10.2514/2.2734>.

UDK 621.313.3

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804202019194473>

Gurkan Ortamevzi⁵, Candidate of Technical Sciences,
Ibrahim Emre Gunduz⁶

ANALYSIS OF COOLING OF ELECTRIC MOTOR BY RADIAL FAN; REALIZATION OF THE EXPERIMENTAL ANALYSIS OF CFD

Uk Показан аеродинамічний аналіз вентиляторів і їх кожухів різних геометрій. Гарне обдування знижує температуру у двигуні та збільшує термін його служби. Зниження температури на 10 градусів може продовжити термін служби електричної ізоляції двигуна у два рази. Для визначення оптимальної геометрії вентилятора і його кожуха, а також оцінки її ефекту, аналіз проводиться за однакових умов. Метою цього дослідження є визначення стану проєктованого електродвигуна, який не має прототипу. Для кореляції аналізів із натурними експериментами був використаний параметр - швидкість входу повітря. Експериментальні результати можуть бути використані для проєктування електродвигунів, а також для оптимізації їх аеродинамічних характеристик.

Ru Показан аэродинамический анализ вентиляторов и их кожухов различных геометрий. Хорошее обдувание снижает температуру в двигателе и увеличивает срок его службы. Снижение температуры на 10 градусов может продлить срок службы электрической изоляции двигателя в два раза. Для определения оптимальной геометрии вентилятора и его кожуха, а также оценки её эффекта, анализ проводится при одинаковых условиях. Целью этого исследования является определить состояние проектируемого электродвигателя, который не имеет прототипа. Для корреляции анализов с натурными экспериментами был использован параметр - скорость входа воздуха. Экспери-

⁵ Wat Motor Industry by Arçelik Global

⁶ İstanbul Technical University

ментальные результаты могут быть использованы для проектирования электродвигателей, а также для оптимизации их аэродинамических характеристик.

Introduction

The purpose of this research is to simulate the cooling state of an electric motor that does not yet have a prototype. In the induction motor, energy which cannot transform to the mechanical energy will appear like heat energy. The induction motor will run as efficiently as it can be cooled. The cooling mechanism is as follows; the radial fan connected to the main shaft of the motor gives the air in the radial direction. The fan cover allows the radial air to pass over the induction motor and the heat to move to the atmosphere by convection and radiation. Convection cooling is the simplest and one of the earliest techniques used [2].

The parameters can be changed in this experiment are quite limited. For example, it cannot be made a change in the speed of rotation of the fan. Because the fan is hardly connected to the main shaft of the motor and turns at a speed equal to the speed of the shaft. In other words, it cannot be connected gear systems such as multiplier or reducer. The point can be influenced in constraints is the flow mechanism. It was ensured the optimization of the evacuation of this air flow by increasing the performance. The things it can be entered into this border; the fan itself, the fan cover, the fins on the motors. If it cannot be changed the fins, it can be made the air circulate around these fins. So it needs to be well known what direction the air is present in, speed value, flow rate and pressure. Thanks to these, it will be known the clear aspects of the improvement in the new design.

Expressed as the ratio of the inlet velocity (V_{inlet}) to the free flow velocity (V_{outlet}) with discharge condition. This ratio is the minimum value of the V_{inlet}/V_{outlet} that the vortex cannot form [3]. Because of this gap between the induction motor fan and the fan lid, it is practically not possible to create a vortex. However, it can be measured and minimized.

The actual working airflow is determined by the intersection of the fan curve and the system resistance curve. There are three options for estimating this working point: experimental measurement of the system using thermal/mechanical modeling, calculation of the operating point using airflow network methods, or calculation of the system.

The main issue for most CFD applications is the modeling of turbulence [4]. In these experiments, visual and numerical results of flow analyzes were obtained using CFD. Streamlines in particular have many perceptual benefits due to their ability to provide a snapshot of the vectors near key features of complex 3D flows at any instant in time. However, streamlines do not lend themselves well to animation [5]. So vector and contour views were used.

Material and Methods

It was used 112 frame, 1500 rpm, 5,5 Kw induction motor at these analysis and experiments.

Experimental Models:

1. Fan Models: The following three types of fans in fig. 1 – fig. 3 are designed for flow analysis.



Fig. 1. Fan 1

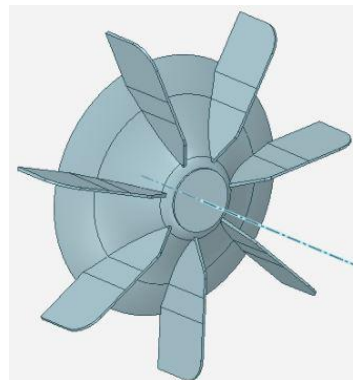


Fig. 2. Fan 2

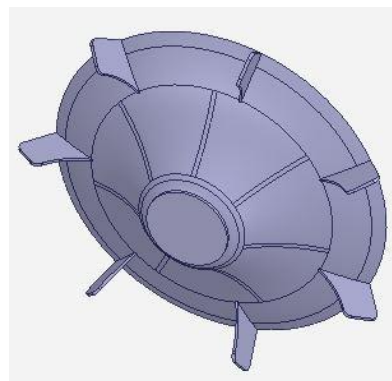
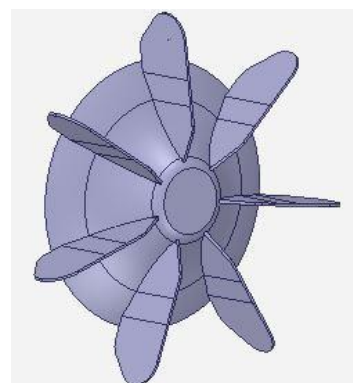


Fig. 3. Fan 3



2. Fan Cover Models: According to the results of the first experiment, despite changing fan geometry has positive effect on the flow, the negative effect created by the vortexes has also been tested in experimental models of the

fan cover designs on the elimination of the vortex formation. The following three types of fan covers in fig. 4-6 are designed for flow analysis.

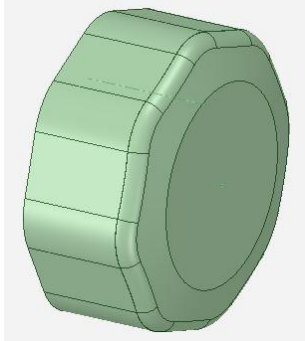


Fig. 4. Fan cover 1

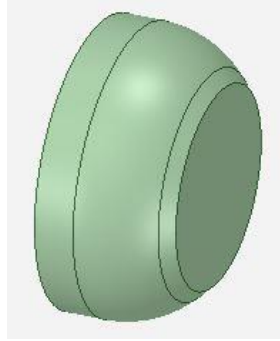


Fig. 5. Fan cover 2

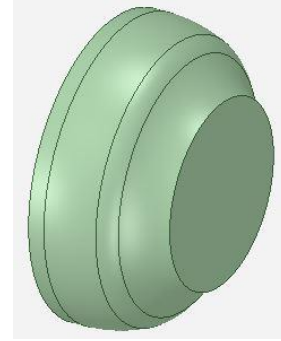


Fig. 6. Fan cover 3

Results of Calculation of CFD

1. Fan Models

Fan 1

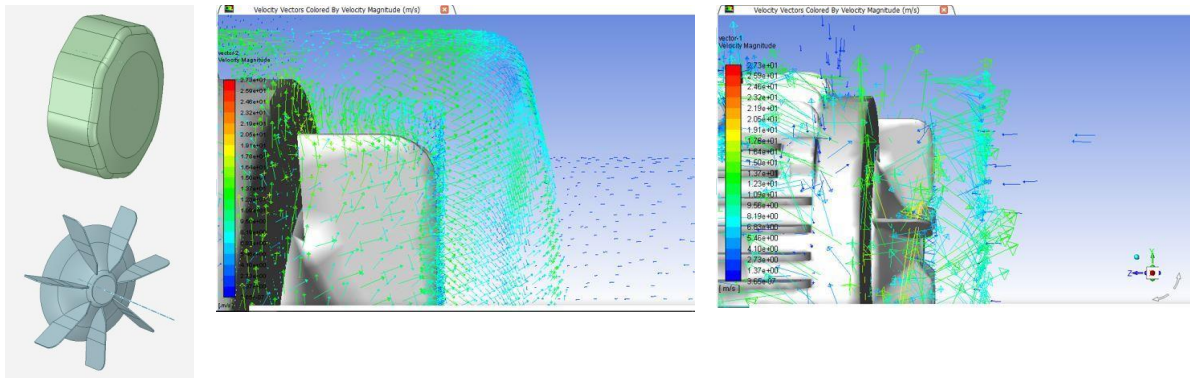


Fig. 7. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 1/fan cover 1 About Inside Fan Cover

As a result of the above analysis, it appears that some of the air does not go upright from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door.

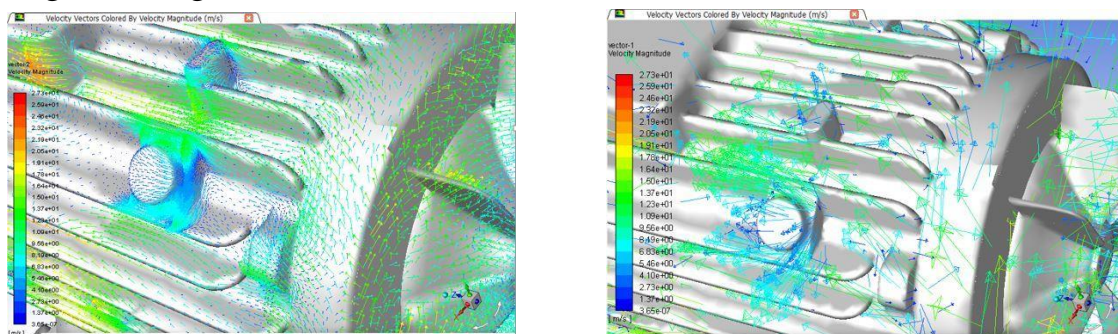


Fig. 8. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 1/fan cover 1 Over Induction Motor Body

As a result of the above analysis, it is seen that the air has lost its velocity and direction by hitting the protrusions on the induction motor.

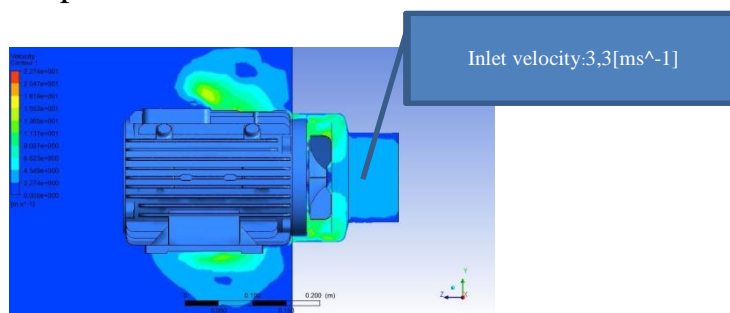


Fig. 9. Contoural View of Result of CFD for Velocity fan 1/fan cover 1
Fan 2

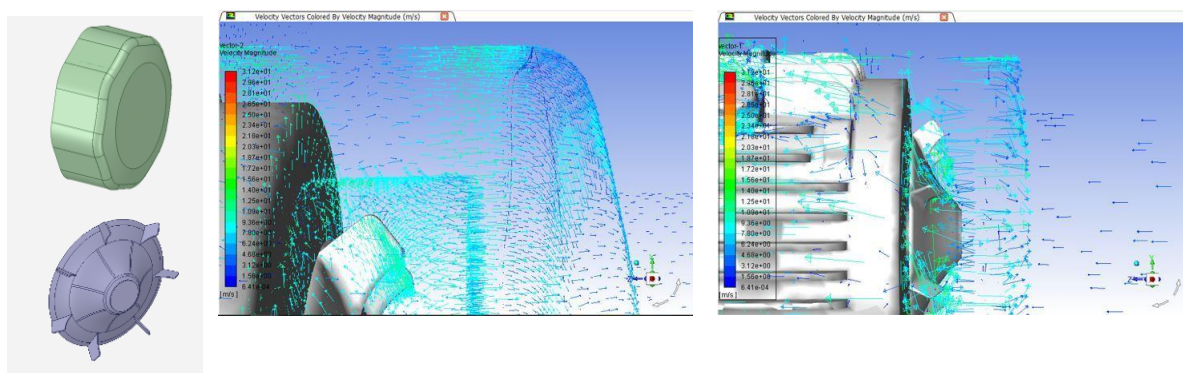


Fig. 10. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 2/fan cover 1 About Inside Fan Cover

The above analysis also shows that some of the air does not rise steeply from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door. Also, as can be seen from the colors, the flow rate is lower than the previous analysis result.

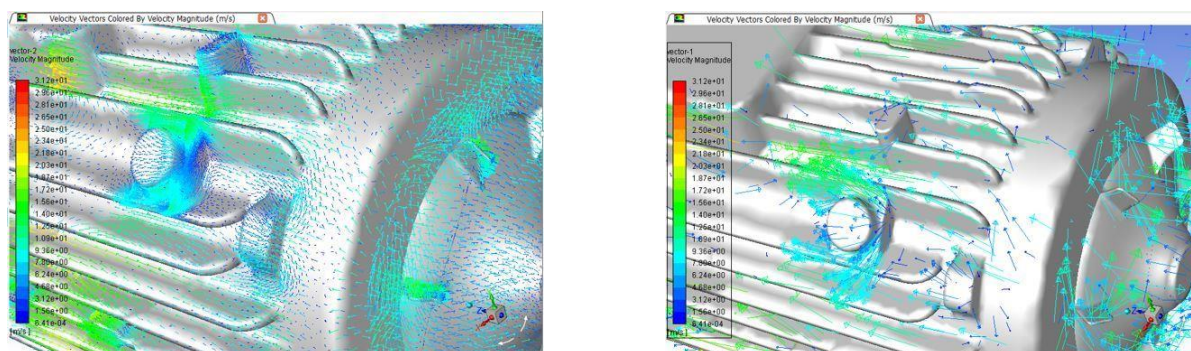


Fig. 11. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 2 / fan cover 1 Over Induction Motor Body

As a result of the above analysis, it is seen that, like the first analysis, the air has lost its velocity and direction by hitting the protrusions on the induction motor.

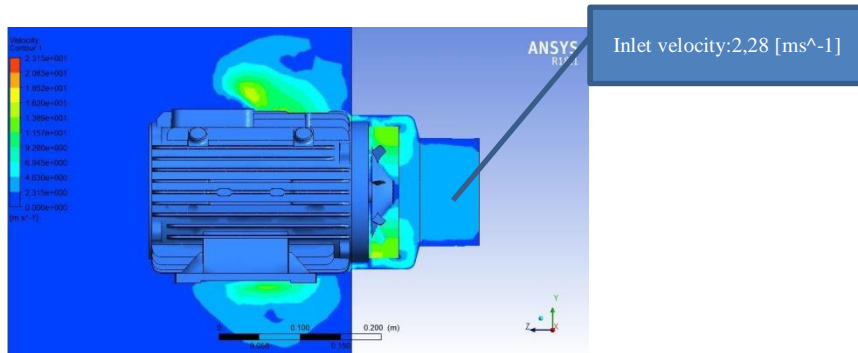


Fig. 12. Contoural View of Result of CFD for Velocity for fan 2 / fan cover 1

Fan 3

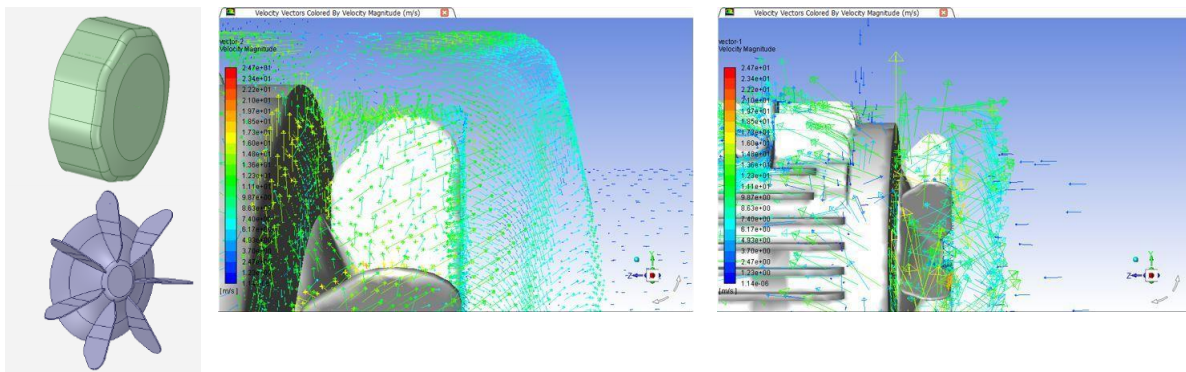


Fig. 13. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 3/fan cover 1 Over Inside Fan Cover

The above analysis also shows that some of the air does not rise steeply from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door. Also, as can be seen from the colors, the flow rate is higher than in previous analyzes.

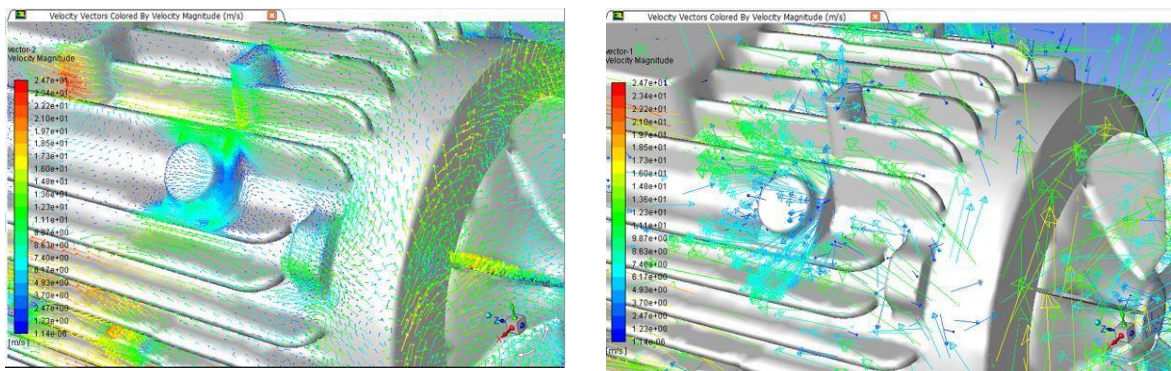


Fig. 14. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 3/fan cover 1 Over Induction Motor Body

In the above analysis, it is seen that, like the results of the previous analysis, the air has lost its velocity and direction by multiplying the protrusions on the induction motor.

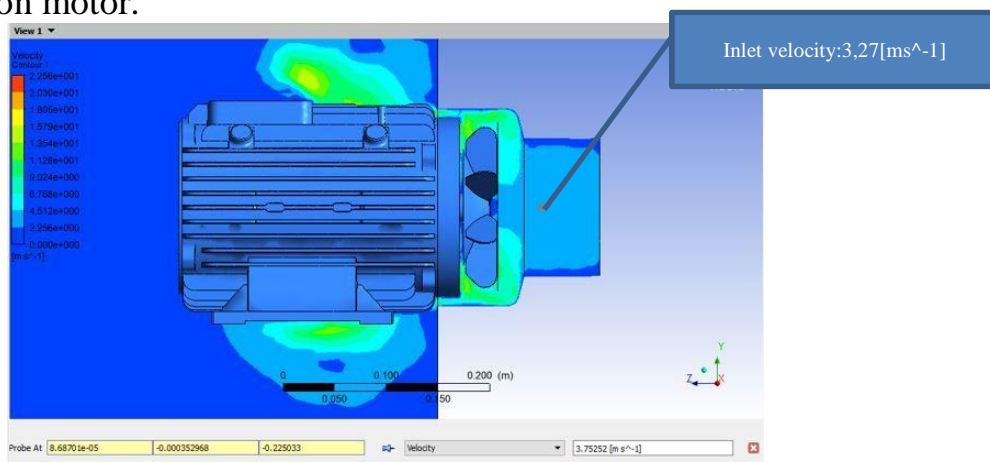


Fig. 15. Contoural View of Result of CFD for Velocity for fan 3/fan cover 1

2. Fan Cover Models Fan Cover 1 / Fan 1

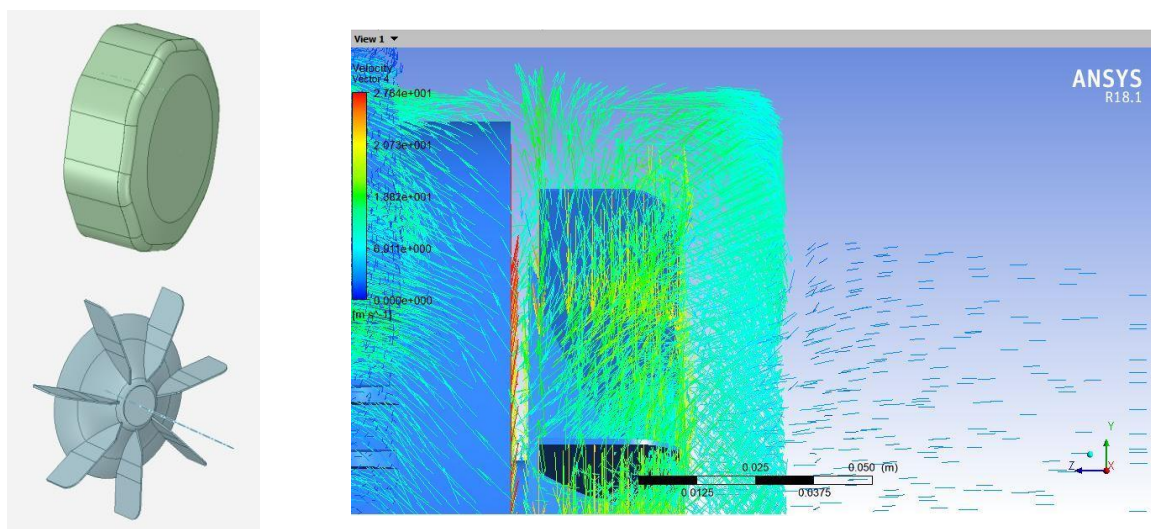


Fig. 16. Vectorial View for Result of CFD for Velocity for fan 1/fan cover 1 About Inside Fan Cover

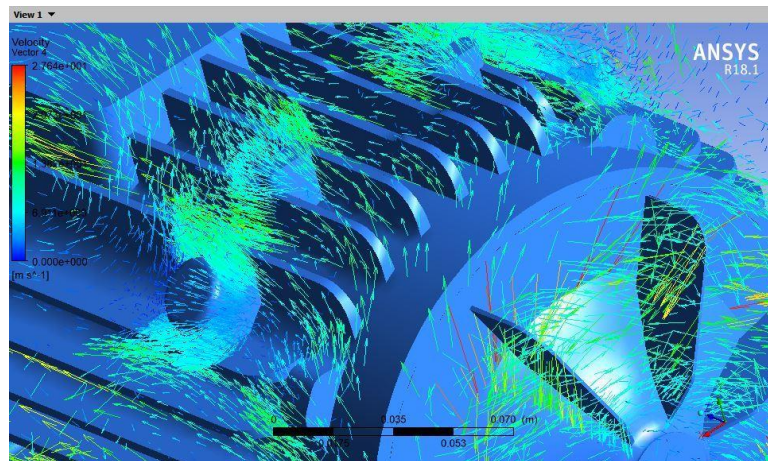


Fig. 17. Vectorial View for Result of CFD for Velocity for fan 1/fan cover 1 Over Induction Motor Body

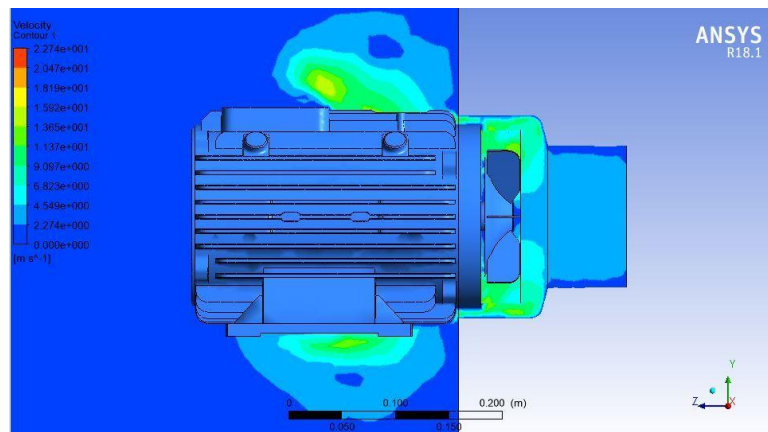


Fig. 18. Contoural Result of CFD for fan 1/fan cover 1

Fan Cover 2 / Fan 1

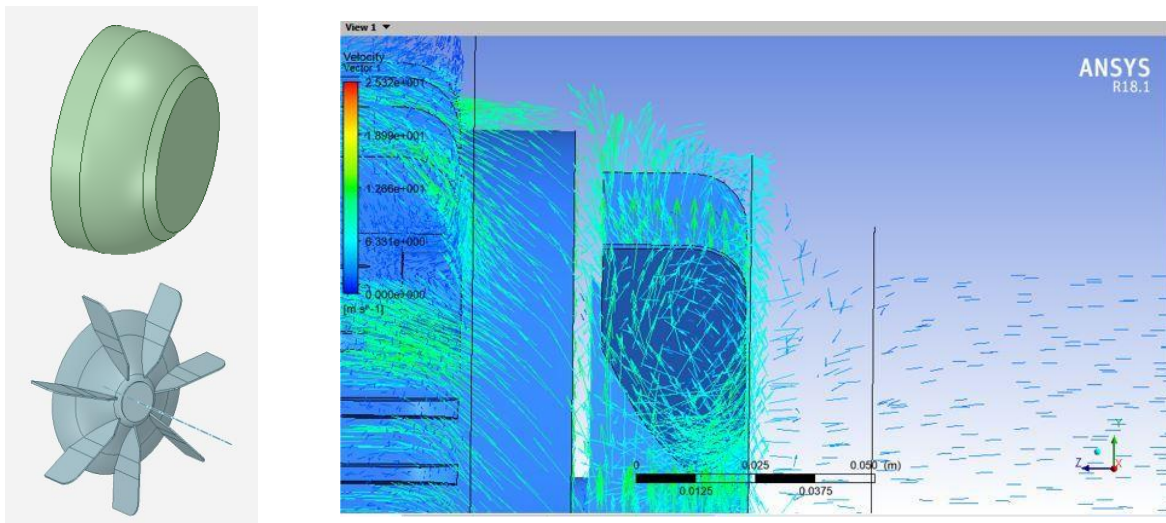


Fig. 19. Vectorial Result of CFD for fan 1 / fan cover 2 About Inside Fan Cover

The above analysis also shows that a portion of the air does not rise perpendicularly from the rotating volume. It appears that some of the convex structure on the cover allows turbulence to enter and exit, although the flow area inside the fan is less.

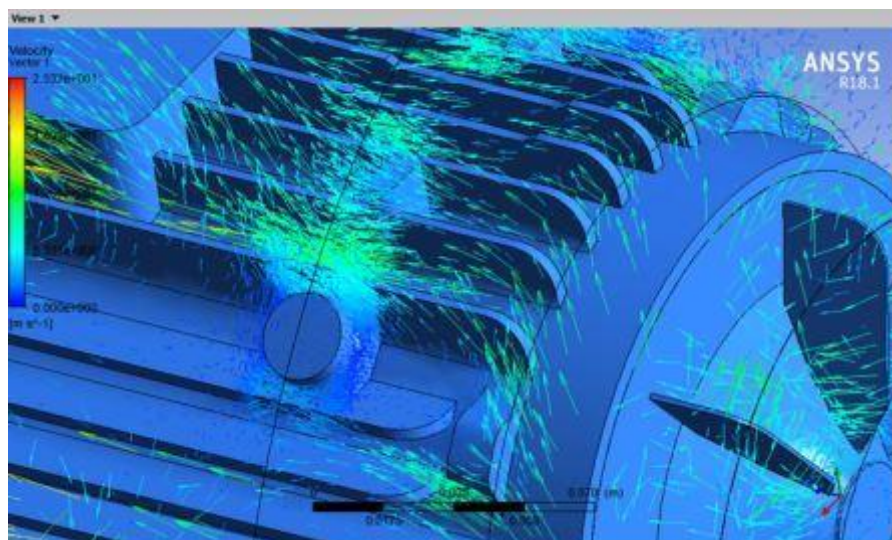


Fig. 20. Vectorial Result of CFD for fan 1/fan cover 2 About Induction Motor Body

In the above analysis, as in the previous analysis results, the air seems to have lost its velocity and direction by multiplying the protrusions on the induction motor.

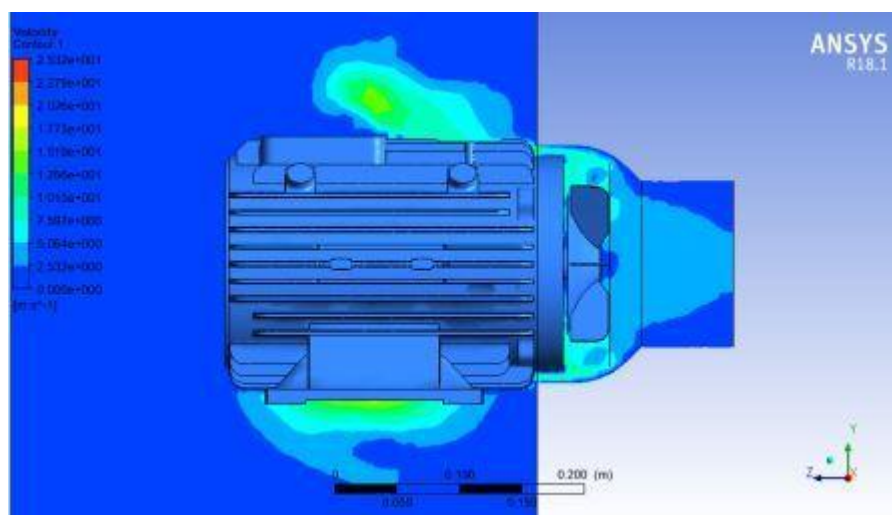


Fig. 21. Contoural View of Result of CFD for Velocity for fan 1 / fan cover 2

The fact that there is no significant change in the entrance speed indicates that the level of turbulence cannot be reduced much.

Fan Cover 3 / Fan 1

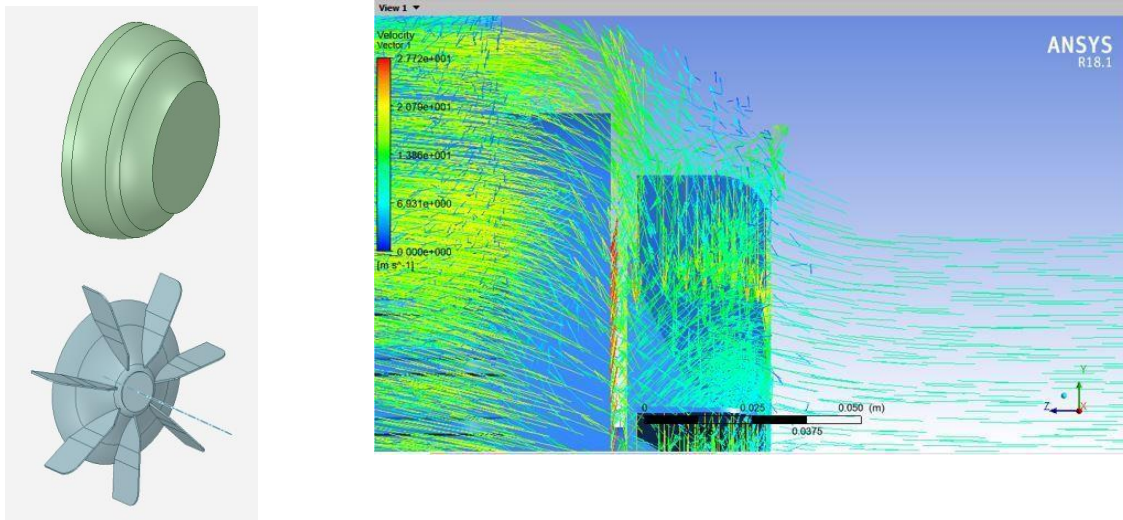


Fig. 22. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 1 / fan cover 3 about inside fan cover

As a result of the above analysis, it is seen that a very large part of the air is generated perpendicular to the rotating volume. Since both the fan left in the flow cover and the fan cover are designed in a concave shape, the air coming directly to the fan cover is directed out [6]/

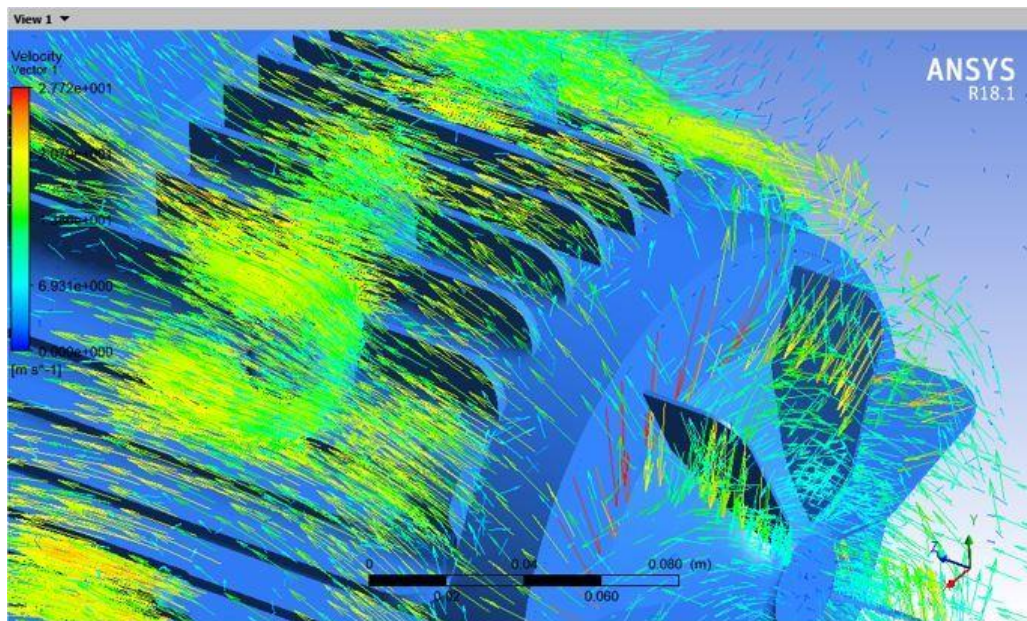


Fig. 23. Vectorial View of Result of CFD for Velocity for fan 1 / fan cover 3 about induction motor body

In the above analysis, it is seen that, like the results of the previous analysis, the air has lost its velocity and direction by multiplying the protrusions on the induction motor. As can be seen from the colors, the flow is much higher than the other analyzes.

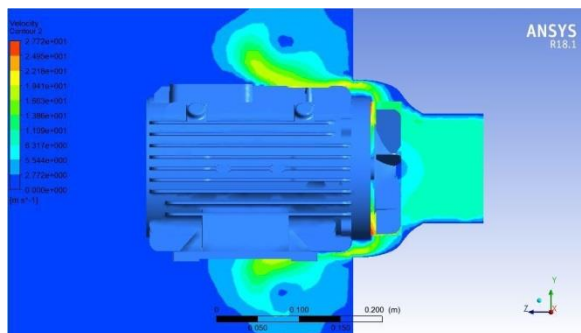


Fig. 24. Contour View of Result of CFD for Velocity for fan 1 / fan cover 3

The fact that the turbulence level is reduced significantly indicates that the incoming air can effectively exit the fan lid.

Results of Natural Condition Experiments

To correlate the analyzes with real experiments, the velocity of inlet was used as a parameter.

Fan 1



Fig. 25. Measured Input Velocity for fan 1 / fan cover 1

Fan 2



Fig. 26. Measured Input Velocity for fan 2 / fan cover 1

Fan 3



Fig. 27. Measured Input Velocity for fan 2 / fan cover 1

Comparing of the results

Fan 1

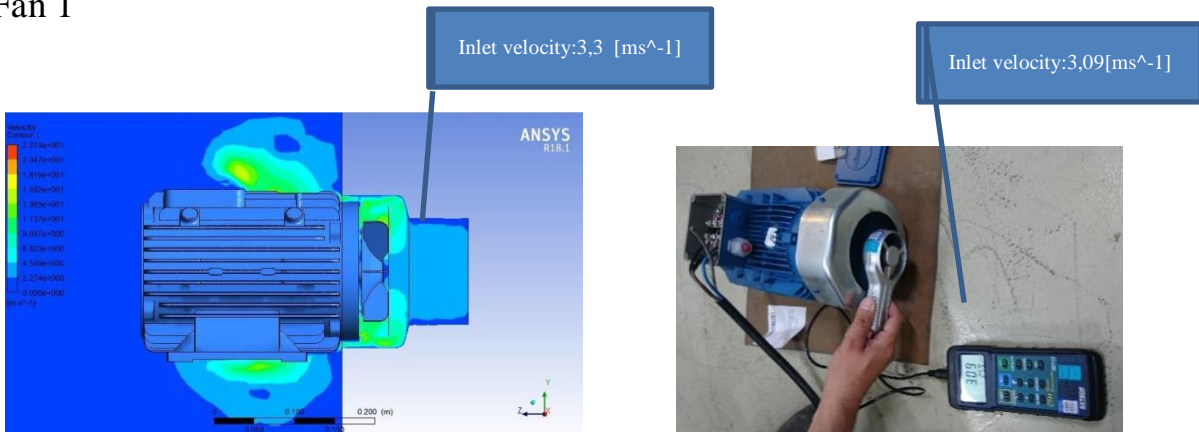


Fig. 28. Comparison of the Measured Input Velocity with The Analyzing Input Velocity for fan 1 / fan cover 1

Fan 2

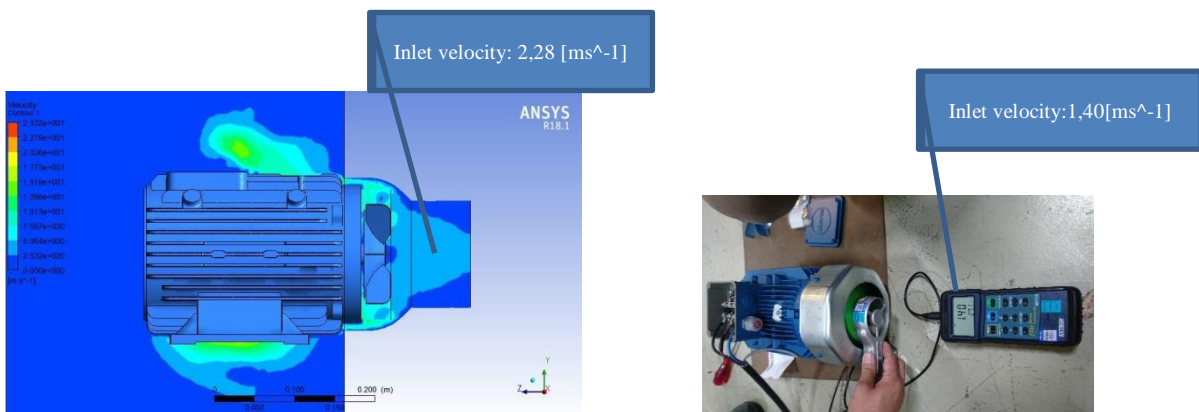


Fig. 29. Comparison of The Measured Input Velocity with The Analyzing Input Velocity for fan 2 / fan cover 1

Fan 3

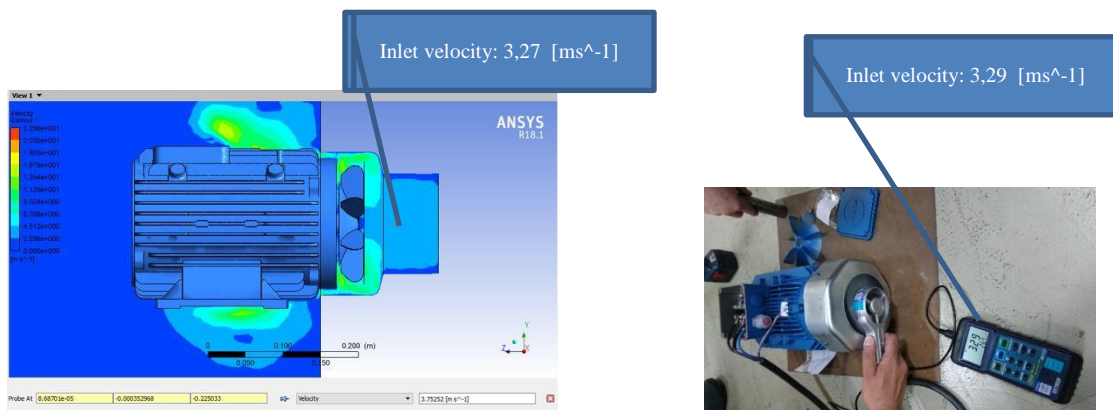


Fig. 30. Comparison of The Measured Input Velocity with The Analyzing Input Velocity for fan 3 / fan cover 1

Results and Discussion

It appears in fig. 7 – fig. 9 that some of the air does not go upright from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door. The air has lost its velocity and direction by hitting the protrusions on the induction motor.

It appears in fig. 10, at fan 2/fan cover 1, some of the air does not rise steeply from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door. Also, as can be seen from the colors, the flow rate is lower than at fan 1/fan cover 1.

It appears in fig. 11 also shows that some of the air does not rise steeply from the rotating volume. This creates a vortex effect at the edge of the fan cover. This effect reduces the speed of the flow, as well as the flow of air coming in through the fan door. Also, as can be seen from the colors, the flow rate is higher than fan 1 and fan 2.

According to the results of the first experiment, despite changing fan geometry has positive effect on the flow, the negative effect created by the vortices has also been tested in experimental models of the fan cover designs on the elimination of the vortex formation. The following three types of fan covers in fig. 5-7 are designed for flow analysis.

It appears in the fig. 19-21 that some of the convex structure on the cover allows turbulence to enter and exit, although the flow area inside the fan is less.

As a result of the analysis, it is seen in the fig. 22 – fig. 24 that a very large part of the air is generated perpendicular to the rotating volume. Since both the fan left in the flow cover and the fan cover are designed in a concav shape, the air coming directly to the fan cover is directed out. The fact that the turbu-

lence level is reduced significantly indicates that the incoming air can effectively exit the fan lid.

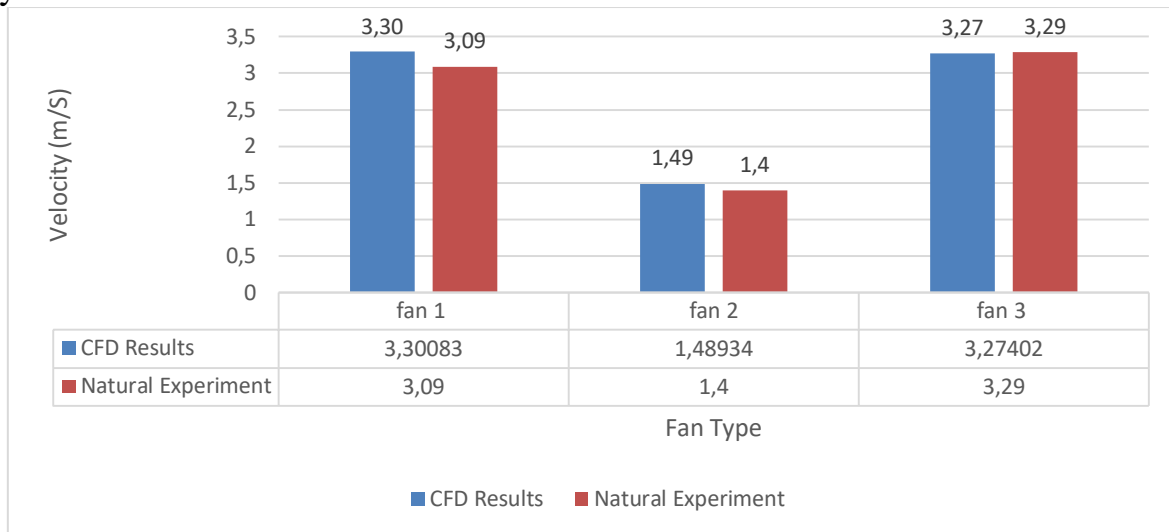


Fig. 31. Correlation between CFD results and Natural Experiment

As seen in the fig. 31, CFD results were correlated with the results of realization experiments. The realization experiments and CFD results confirm each other very high. This shows that the CFD analyzes give very close results.

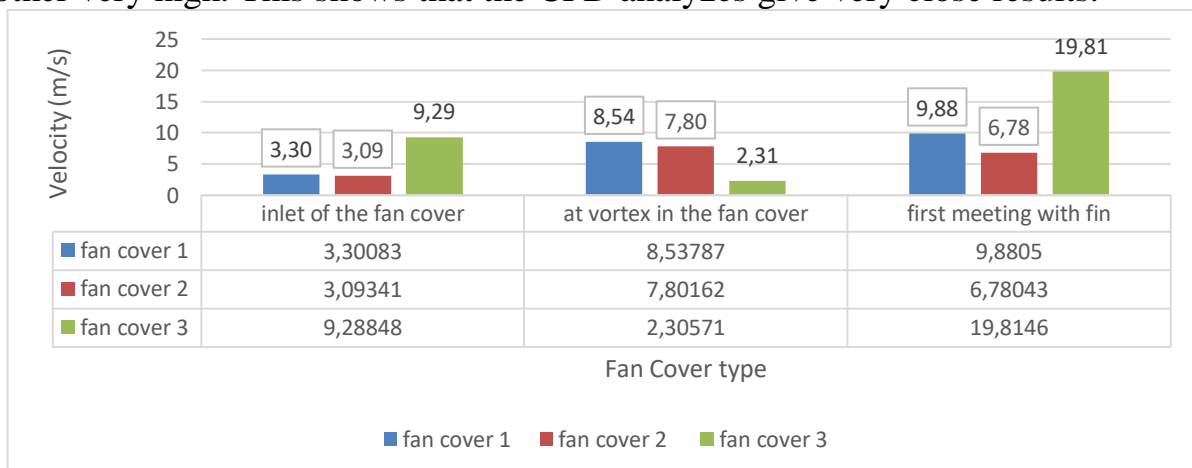


Fig. 32. Velocity of Flow According to Fan Cover Changing

As seen in the fig. 32, the realization experiments and CFD results confirm each other very high. This shows that CFD analyzes give real results.

As seen in the fig. 33, the highest vortex formation on the first cover, the highest inlet velocity and the highest first meeting with the fin velocity achieved on the third fan cover.

Conclusions

What we have seen in the results of the analysis;

The air from the fan cover entered a large turbulence in the first region that reached the fins,

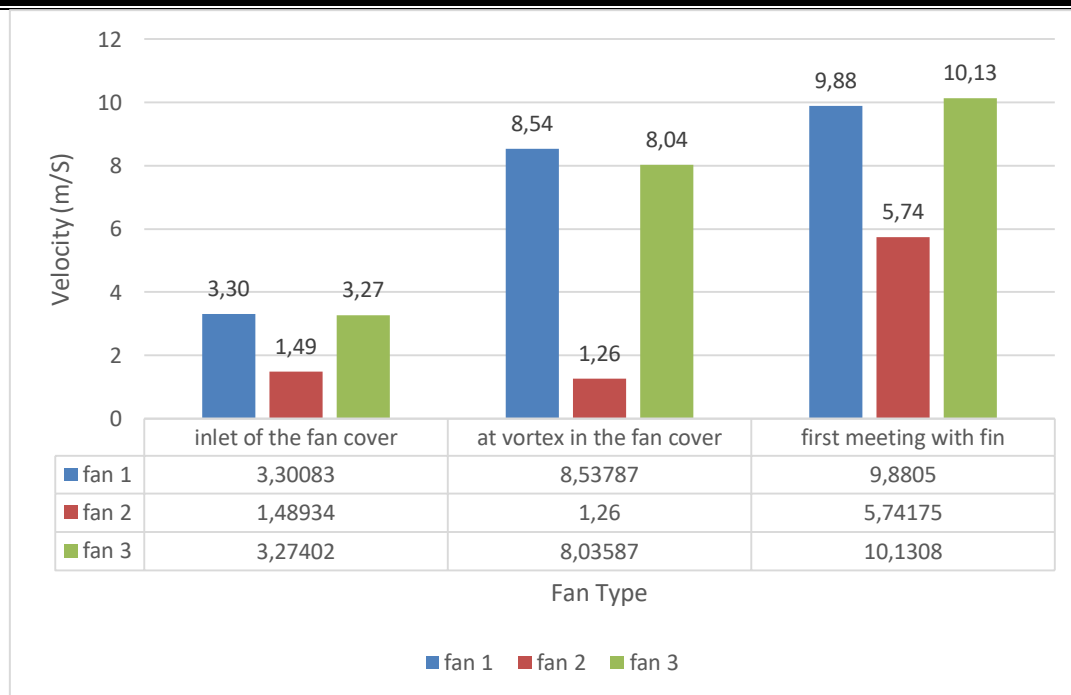


Fig. 33. Velocity of Flow According to Fan Changing

After air was removed from fan out radially, departed. (Because the radial face of the wings was flat, the flow could not know where to go and was divided into two). Some part of the flow went to the surface of the motor efficiently, and some part went in the opposite direction and broke the productive side, creating a turbulent flow there and inefficient the flow. The three designed fans showed small differences but could not solve the turbulence problem. The second of the designed fan covers could not eliminate the problem of turbulence. The third one from the designed fan covers prevented the turbulence to a large extent with its concav structure and greatly improved performance.

References

1. *Ya-Chi Chen, Chung-Lung Chen, & Qimin Dong.* (n.d.). CFD modeling for motor fan system. *IEEE International Electric Machines and Drives Conference, 2003.* IEMDC'03. doi:10.1109/iemdc.2003.1210322.
2. *Lakshminarayana B.* Fluid Dynamics And Heat Transfer Of Turbomachinery / Budugur Lakshminarayana. – Pennsylvania: A Wiley-Interscience Publication, 1996. – 809 p.
3. *Ho, W. H., & Jermy, M.* Effect Of Turbulence Intensity On Vortex Formation Threshold In A Jet Engine Test Cell. *ECMS 2011 Proceedings* edited by: T. Burczynski, J. Kolodziej, A. Byrski, M. Carvalho. doi:10.7148/2011-0231-0236.
4. *Novak, L., Bajcar, T., Sirok, B., Orbanic, A., & Bizjan, B.* (2018). Investigation of vortex shedding from an airfoil by CFD simulation and computer-aided flow visualization. *Thermal Science*, (00), 2-2. doi:10.2298/tsci170615002n

5. *Koehler, C. M., Wischgoll, T.*, OhioLINK Electronic Theses and Dissertations Center, & Wright State University. (2010). Visualization of complex unsteady 3D flow: Flowing seed points and dynamically evolving seed curves with applications to vortex visualization in CFD simulations of ultra low Reynolds number insect flight.
6. *Gökeli, A. T.* (1983). Endüstriyel fan ve kompresör tesisleri: Vantilatör ve kompresörler. İstanbul: Birsen Yayınları.