

Разработанный метод выбора АСУ можно применять при любом количестве рассматриваемых систем и для любого предприятия. Результатом проведенного исследования является разработанный метод и критерий выбора по функциональности и стоимости из большого количества различных систем наиболее близкой АСУПП к требованиям конкретного полиграфического предприятия на основе её иерархической структуры полезности.

Список использованных источников:

1. Bhushan N. Strategic Decision Making: Applying the Analytic Hierarchy Process / N. Bhushan, K. Ria. – London : Springer-Verlag London Limited, 2004.
2. Schmoldt D. The Analytic Hierarchy Process in Natural Resource and Environmental Decision Making / D. Schmoldt, J. Kangas, G. Mendoza and oth. // Managing Forest Ecosystems. – Vol. 3. – Dordrecht ; Boston ; London : Kluwer Academic Publishers.
3. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий / Саати Т. – М. : Радио и связь, 1993. – 278 с.
4. Вертакова Ю. В. Управленческие решения разработка и выбор : учебное пособие / Ю. В. Вертакова, И. А. Козьева, Э. Н. Кузьбожев ; под общ. ред. Э. Н. Кузьбожева. – М. : КНОРУС, 2005 — 352 с.
5. Ковалева В. В. Критерии выбора системы управления полиграфическим производством / В. В. Ковалева // Вестник МГУП. – 2007. – №4. – С. 30–41.
6. Чавкин А. М. Методы и модели рационального управления в рыночной экономике, разработка управленческих решений : учебное пособие / А. М. Чавкин. – М. : Финансы и статистика, 2001. – 317 с.



УДК 519.63

А. В. Сохацький, доктор технічних наук, завідувач кафедри транспортних систем та технологій Університету митної справи та фінансів

МЕТОДИКА ФОРМУВАННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОМПОНУВАНЬ ПЕРСПЕКТИВНИХ ТРАНСПОРТНИХ АПАРАТІВ

Однією з найскладніших проблем створення перспективних транспортних апаратів різноманітного призначення є пошук раціонального аеродинамічного компонування. Розроблено методика формування раціональних аеродинамічних компонувань перспективних транспортних апаратів.

Ключові слова: аеродинамічні компонування; математичне моделювання; методи аеродинаміки; рівняння Нав'є–Стокса.

One of the most thorny problems of creation of perspective transport vehicles of the various setting is a task of search of rational aerodynamic configuration. Methodology of forming of rational aerodynamic configurations of perspective transport vehicles is worked out.

Key words: aerodynamic configuration; mathematical simulation; method of aerodynamics; Navier–Stokes equations.

© А. В. Сохацький, 2015

Постановка проблеми. Для створення перспективних транспортних апаратів різноманітного призначення важливий пошук раціонального аеродинамічного компонування [1–6]. Рух такого транспортного засобу з великою швидкістю відбувається в атмосферних умовах, під дією різноманітних погодних явищ. Аеродинамічні ефекти мають визначальний вплив на його техніко-економічні характеристики. Для забезпечення заданого режиму руху транспортного апарата необхідно, щоб його аеродинамічні, геометричні, масові та динамічні параметри перебували в певному діапазоні, а їх похідні за часом мали потрібні значення. Розв’язування цієї проблеми полягає в наданні транспортному апаратові раціонального аеродинамічного компонування.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Одна з фундаментальних проблем у розробці транспортних апаратів на надпровідних магнітах – вибір оптимального аеродинамічного компонування. Нині в аеродинамічному проектуванні розвинутий еволюційний підхід, коли систематично досліджують можливі зміни і малими кроками вдосконалюють аеродинамічне компонування транспортного апарата. Так розвиваються аеродинамічні компонування в авіації, кораблебудуванні, автомобілебудуванні та інших галузях [6–12]. Сюди належить і дослідження систематичних серій геометричних форм. Накопичення даних статистичного характеру в аеродинамічних тубах і теоретичний аналіз з використанням обчислювальних машин допомагає вибрати раціональне аеродинамічне компонування транспортного засобу [6–20].

Мета статті – розробка методології формування аеродинамічних компонувань перспективних швидкісних транспортних апаратів на основі математичного та фізичного моделювання.

Виклад основного матеріалу. Задача формування оптимального аеродинамічного компонування транспортного апарата формулюється так: знайти такий вектор параметрів, що характеризує форму, структуру та розміри, які б задовольняли вимоги та обмеження, що висуваються до транспортного апарата, і забезпечували досягнення оптимального значення цільової функції.

Формування раціонального аеродинамічного компонування транспортного апарата потребує розв’язування математичної задачі векторної оптимізації – визначення таких геометричних, вагових та інерційних характеристик, які б забезпечили найкращі показники цілого ряду критеріїв аеродинамічної досконалості. Таким чином, необхідно розв’язати багатокритеріальну задачу оптимізації – вибору деякого рішення із множини допустимих рішень з урахуванням ряду критеріїв оптимальності.

Методика розв’язання. Формально така багатокритеріальна задача задається у вигляді:

$$\begin{cases} F \rightarrow \max, \\ x \in D, \end{cases} \quad (1)$$

де D – множина допустимих рішень; $F(x) = f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)$ – векторна функція векторного аргументу x ; $f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)$ – скалярні функції векторного аргументу x , кожна з яких є математичним співвідношенням.

До характеристик транспортного апарата, які оптимізуватимуться, необхідно зарахувати:

- аеродинамічну якість $c_y/c_x \geq K_{prog}$;
- мінімальний лобовий опір $c_x \leq c_{x,prog}$;

- максимальний коефіцієнт піднімальної сили $c_{y \text{ prog } a} \leq c_y \leq c_{y \text{ prog } b}$;
- критерії статичної стійкості $m_z^a < 0, m_y^b < 0, m_x^y < 0$;
- критерії поздовжньої динамічної стійкості короткоперіодичного руху $\mu_{\min a} \leq \mu \leq \mu_{\max b}$ та довгоперіодичного руху $\mu_{V \min a} \leq \mu_V \leq \mu_{V \max b}$;
- критерії бокової динамічної стійкості $p_{1,2a} \leq p_{1,2} \leq p_{1,2b}, \xi_{1,2a} \leq \xi_{1,2} \leq \xi_{1,2b}$;
- співвідношення максимальних амплітуд кутових швидкостей крену та рискання

$$\frac{|\omega_x|_{\max}}{|\omega_y|_{\max}} \leq \kappa_b, \quad \kappa = \frac{|\omega_x|_{\max}}{|\omega_y|_{\max}} = \frac{\bar{M}_x^\beta}{\bar{M}_y^\beta} \left[1 - \frac{-\bar{M}_x^{\omega_x}{}^2}{\bar{M}_y^\beta} \left(1 - \frac{\bar{M}_y^{\omega_y} + \bar{M}_y^\beta}{\bar{M}_x^{\omega_x}} \right) \right]^{\frac{1}{2}}.$$

Суперечливість багатьох вимог, що ставляться до аеродинамічного конструювання транспортного апарата, не дозволяє виробити однозначний критерій оцінки його досконалості. Проте досягнення теоретичної та експериментальної аеродинаміки, розвиток методів математичного моделювання, аеродинамічного розрахунку та обробки результатів експерименту зможуть надати можливість розробляти раціональні форми транспортних апаратів залежно від його призначення й режимів руху.

Задача формування аеродинамічного конструювання транспортного засобу формулюється так: знайти такий вектор параметрів, що характеризує форму, конструктивні особливості та розміри, які б задовольняли вимоги та обмеження, що висувуються до транспортного апарата, і забезпечували досягнення оптимального значення цільової функції.

Структура формування аеродинамічного конструювання перспективного транспортного апарата на надпровідних магнітах містить: експериментальні дослідження та розрахунки з використанням математичних моделей різного рівня складності (рис. 1). Вхідними даними мають бути проектні параметри транспортного засобу з урахуванням технічних, енергетичних, екологічних вимог. Процес моделювання необхідно починати з використання найпростішої моделі досліджуваного процесу, що, з одного боку, відбиває основні якісні явища, а з іншого – допускає досить простий математичний опис. Залежно від мети етапу дослідження той самий фактор може вважатися основним або другорядним (рис. 2). На першому етапі використовується наближено-аналітична модель, яка дозволяє провести розрахунки з малими часовими та матеріальними затратами. Фактори, які вважаються другорядними на даному етапі, відкидаються. Однак на наступному етапі дослідження в міру ускладнення моделі вони включаються в розгляд.

У міру поглиблення досліджень будуються нові досконаліші моделі, що детальніше описують явища. Тому на другому етапі раціонально використати такий підхід, який би будувався на моделі ідеальної рідини, але відтворював фізику відривного обтікання транспортного апарата. Таким методом є метод дискретних вихорів (МДВ). Він базується на рівняннях для потенціалу швидкості, які приводяться до системи інтегральних сингулярних рівнянь.

На третьому етапі використовується модель течії, що описується рівняннями Нав'є–Стокса.

Для оцінки впливу вектора параметрів на цільову функцію, яка відображає основну мету транспортного апарата, необхідно використати метод, що базується на лінеаризації малих прирощень критерію оцінки [5]:

$$da = \frac{\partial a}{\partial i_1} di_1 + \frac{\partial a}{\partial i_2} di_2 + \dots + \frac{\partial a}{\partial i_n} di_n, \quad (2)$$

де a – критерій оцінки; i_1, i_2, \dots, i_n – параметр.

Вважаючи, що диференціали і скінченні прирощення еквівалентні, вираз (2) можна записати

$$\Delta a = \frac{\partial a}{\partial i_1} \Delta i_1 + \frac{\partial a}{\partial i_2} \Delta i_2 + \dots + \frac{\partial a}{\partial i_n} \Delta i_n. \quad (3)$$

Беремо за критерії оцінки аеродинамічного компонування стартову масу транспортного апарата й енергетичні витрати на переміщення транспортного апарата на одиницю шляху за одиницю часу. Вважаючи, що величина корисного навантаження задана і є незмінною умовою задачі, розраховуємо вплив зміни параметрів аеродинамічного компонування на прирощення стартової маси та енергетичних затрат на переміщення транспортного апарата

$$\begin{aligned} \Delta m_0 = & \frac{\partial m_0}{\partial m_{add}} \Delta m_{add} + \frac{\partial m_0}{\partial c_x} \Delta c_x + \frac{\partial m_0}{\partial K} \Delta K + \frac{\partial m_0}{\partial m_x^\gamma} \Delta m_x^\gamma + \frac{\partial m_0}{\partial m_y^\beta} \Delta m_y^\beta + \\ & + \frac{\partial m_0}{\partial m_z^\alpha} \Delta m_z^\alpha + \frac{\partial m_0}{\partial \mu} \Delta \mu + \dots + \frac{\partial m_0}{\partial i_n} \Delta i_n, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Delta E_0 = & \frac{\partial E_0}{\partial m_{add}} \Delta m_{add} + \frac{\partial E_0}{\partial c_x} \Delta c_x + \frac{\partial E_0}{\partial K} \Delta K + \frac{\partial E_0}{\partial m_x^\gamma} \Delta m_x^\gamma + \frac{\partial E_0}{\partial m_y^\beta} \Delta m_y^\beta + \\ & + \frac{\partial E_0}{\partial m_z^\alpha} \Delta m_z^\alpha + \frac{\partial E_0}{\partial \mu} \Delta \mu + \dots + \frac{\partial E_0}{\partial i_n} \Delta i_n. \end{aligned} \quad (5)$$

Складниками правої частини рівнянь (4, 5) є градієнти стартової маси та енергетичних затрат на переміщення транспортного апарата:

$\frac{\partial m_0}{\partial m_{add}} \Delta m_{add} = grad m_{0_{add}}$ – градієнт у зв'язку з появою додаткової маси;

$\frac{\partial m_0}{\partial c_x} \Delta c_x = grad m_{0_{c_x}}$ – градієнт у зв'язку з появою додаткового коефіцієнта опору.

Для визначення похідних $\partial m_0 / \partial K$, $\partial m_0 / \partial c_x$, $\partial m_0 / \partial m_x^\gamma$, $\partial m_0 / \partial m_x^\gamma$, $\partial m_0 / \partial m_y^\beta$, $\partial m_0 / \partial m_z^\alpha$, $\partial E_0 / \partial K$, $\partial E_0 / \partial c_x$, $\partial E_0 / \partial m_x^\gamma$, $\partial E_0 / \partial m_x^\gamma$, $\partial E_0 / \partial m_y^\beta$,

$\partial E_0 / \partial m_z^\alpha$ необхідно використовувати аналітичні, числові та експериментальні методи.

Повну стартову масу транспортного апарата розраховуємо за формулою

$$m_0 = m_{\text{порож.}} + m_{\text{кор.нав.}} + m_{\text{сис.маг.лев.}} + m_{\text{служ.}} + m_{\text{дод.}}, \quad (6)$$

де m_0 – повна стартова маса транспортного апарата;

$m_{\text{порож.}}$ – маса порожнього транспортного апарата без системи магнітної левітації;

$m_{\text{кор.нав.}}$ – маса корисного навантаження;

$m_{\text{сис.маг.лев.}}$ – маса системи магнітної левітації;

$m_{\text{служ.}}$ – маса службового навантаження;

$m_{\text{дод.}}$ – маса додаткового обладнання.

Енергетичні затрати визначаємо, виходячи з виконаної роботи

$$E_0 = \frac{dA}{dt} = \mathbf{R} + F \frac{ds}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} mV^2 \right). \quad (7)$$

Відомо, що покращання одних технічних характеристик транспортного апарата може відбуватися за рахунок погіршення інших [6]. Тому дві величини вважатимемо еквівалентними за дією, якщо одночасна їх зміна приводить до рівного за величиною, але протилежного за знаком зміни критерію оцінки досконалості аеродинамічної якості

$$\sum_{i \geq 2} \Delta a_i = 0. \quad (8)$$

Під час проведення проектних робіт щодо покращання аеродинамічних характеристик може зростати маса конструкції транспортного апарата. Вагові та енергетичні еквіваленти аеродинамічних параметрів запишуться так:

$$\begin{aligned} \Delta a_m + \Delta a_K &= 0; \\ \Delta a_m + \Delta a_{x_0} &= 0; \\ \Delta a_m + \Delta a_{c_{x0}} &= 0; \\ \Delta a_m + \Delta a_{m_x^\gamma} &= 0; \\ \Delta a_m + \Delta a_{m_y^\beta} &= 0; \\ \Delta a_m + \Delta a_{m_z^\alpha} &= 0; \\ \dots\dots\dots & \\ \Delta a_m + \Delta a_{i_n} &= 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Задача визначення вагового або енергетичного еквівалента аеродинамічного параметру полягає в знаходженні раціональної зміни аеродинамічного параметру, за якої величина критерію транспортного апарата залишається незмінною.

$$\begin{cases} \Delta m_{0\text{м}} + \Delta m_{0\text{і}} = 0, \\ \Delta E_{0\text{м}} + \Delta E_{0\text{і}} = 0. \end{cases} \quad (10)$$

Співвідношення (10) можна записати у вигляді

$$\begin{cases} \Delta m_0 = \kappa_m \Delta m_{\text{додат}} + \kappa_i \Delta i, \\ \Delta E_0 = \kappa_m \Delta E_{\text{додат}} + \kappa_i \Delta i \end{cases} \quad (11)$$

Припустимо, що $\Delta m_{0\text{м}} = \kappa_E \Delta m_{\text{додат}}$, $\Delta E_{0\text{м}} = \kappa_m \Delta E_{\text{додат}}$; $\Delta m_{0\text{і}} = \kappa_i \Delta i$, $\Delta E_{0\text{і}} = \kappa_i \Delta i$.

Тоді еквівалент покращання аеродинамічного параметра запишеться

$$\begin{cases} \Delta m_{0\text{додат}} = -\kappa_i / \kappa_m \Delta i, \\ \Delta E_{0\text{додат}} = -\kappa_i / \kappa_E \Delta i. \end{cases} \quad (12)$$

Умова доцільності покращання аеродинамічного параметра за рахунок збільшення маси вузлів і деталей

$$\begin{cases} \Delta m_{0\text{додат}} \leq -\kappa_i / \kappa_m \Delta i, \\ \Delta E_{0\text{додат}} \leq -\kappa_i / \kappa_E \Delta i. \end{cases} \quad (13)$$

Формування раціональних параметрів транспортного апарата проводиться на основі методів багатопараметричної оптимізації та ідей прямих варіаційних методів. Прорахунок певної кількості варіантів дозволить отримати масиви стартових мас транспортного апарата й енергетичних затрат на його переміщення. Відповідно до технічного завдання обирається раціональний варіант аеродинамічного компонування.

Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку. Виконані дослідження показують:

1. Для створення перспективних транспортних апаратів недоцільно застосовувати таке аеродинамічне компонування, яке забезпечує оптимальні аеродинамічні характеристики й параметри статичної та динамічної стійкості.

2. Проведення розрахунків на ЕОМ необхідно виконувати в декілька етапів. Спочатку на простих моделях рівня, а потім на складніших, урахувуючи більшу кількість фізичних параметрів моделей.

3. Необхідно обов'язково розв'язувати зв'язані задачі аеродинаміки, динаміки руху та аеропружності. Сучасний рівень обчислювальної техніки дозволяє використовувати моделі аеродинаміки на основі ідеальної рідини.

Список використаних джерел:

1. Белоцерковский С. М. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике / С. М. Белоцерковский, И. К. Лифанов. – М. : Наука, 1985. – 306 с.

-
2. Приходько А. А. Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамики элементов транспортных систем вблизи экрана / А. А. Приходько, А. В. Сохацкий. – Днепропетровск : Наука и образование, 1998. – 160 с.
 3. Beauvais F. N. Problems of ground simulation in automotive aerodynamics / F. N. Beauvais, S. C. Tignor, T. R. Turner // Soc. Automot. Eng. (SAE). – 1968. – № 680121.
 4. Панченков А. Н. Оптимальное проектирование несущих комплексов летательных аппаратов вблизи экрана / А. Н. Панченков, М. Н. Борисюк // Доклады НАН Украины. – 1999. – № 8. – С. 61–64.
 5. Гил Ф. Практическая оптимизация : пер. с англ. / Гил Ф., Мюрей У., Райт М. – М. : Мир, 1985. – 509 с.
 6. Проектирование самолетов / [Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. и др.] ; под. ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
 7. Бабенко В. В. Методика проведения буксировочных испытаний в опытовом бассейне с помощью двух моделей глиссирующего судна / В. В. Бабенко, Александр И. Кузнецов, Анатолий И. Кузнецов, В. В. Мороз // Прикладна гідромеханіка. – 2003. – Т. 5 (77). – № 4. – С. 5–11.
 8. Басин М. А. Гидроаэродинамика крыла вблизи раздела сред / М. А. Басин, В. П. Шадрин. – Л. : Судостроение, 1980. – 304 с.
 9. Белавин Н. И. Экранопланы / Белавин Н. И. – Л. : Судостроение, 1977. – 240 с.
 10. Белецкая С. Б. Анализ экстремальных моделей аэродинамического проектирования экранопланов / С. Б. Белецкая, М. Н. Борисюк, А. Н. Панченков // Восточно-Сибирский авиационный сборник. – Иркутск : Иркутский государственный университет, 2001. – Вып. 1. – С. 99–107.
 11. Биркгоф Г. Гидродинамика: методы, факты, подобие / Биркгоф Г. – М. : Изд-во иностранной литературы, 1963. – 244 с.
 12. Егер С. М. Основы автоматизированного проектирования самолетов / Егер С. М., Лисейцев Н. К., Самойлович О. С. – М. : Машиностроение, 1986. – 232 с.
 13. Елизаров А. М. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики / Елизаров А. М., Ильинский Н. Б., Поташев А. В. – М. : Наука, 1994. – 440 с.
 14. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов / Кюхеман Д. – М. : Машиностроение, 1983. – 378 с.
 15. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов / Петров К. П. – М. : Машиностроение, 1985. – 272 с.
 16. Проектирование самолетов / [Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др.] ; под. ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
 17. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике / Седов Л. И. – М. : Наука, 1987. – 443 с.
 18. Седов Л. И. Механика сплошной среды / Седов Л. И. – М. : Наука, 1983. – Т. 1. – 528 с. ; Т2. – 560 с.
 19. Davenport A. G. Some aspects of wind loading / A. G. Davenport // Transactions of the institute of Canada. – 1963. – N EIC'63-CIV-3.
 20. Eriksson L. E. Generation of boundary-conforming grids around wing-body configurations using transfinite interpolation / L. E. Eriksson // AIAA J. – 1995. – Vol. 20. – № 10. – P. 1313–1320.