

УДК 533.6,519.6, 629.01

Сохацький А.В. д.т.н, проф.
УМСФ, м. Дніпро, Україна

Комп’ютерне та експериментальне моделювання аеродинаміки високошвидкісних транспортних засобів типу maglev

Анотація. Проведено експериментальні дослідження та комп’ютерне моделювання аеродинаміки високошвидкісного транспортного засобу типу Maglev. Досліджено аеродинамічні характеристики транспортного засобу поблизу шляхової структури. Розроблено комплекс програмного забезпечення для дослідження аеродинаміки транспортних засобів з використання осереднених рівнянь Нав’є-Стокса. Для замикання осереднених Нав’є-Стокса використано диференціальні моделі турбулентності. В доповіді обговорюється розвиток та стан математичного моделювання турбулентності. Аналізуються результати проведених досліджень.

Ключові слова: аеродинамічне моделювання, аеродинамічні характеристики, числове моделювання, аеродинаміка транспортних засобів, числове моделювання, рівняння Нав’є-Стокса.

Створення наземних високошвидкісних транспортних засобів типу MAGLEV є перспективним напрямком розвитку транспортної системи. Високі швидкості руху висувають вимоги конструктивного забезпечення оптимальних параметрів динаміки руху та аеродинамічних характеристик. Їх реалізація можлива при комплексному проведенні наукових досліджень динаміки руху та аеродинаміки транспортних засобів на надпровідних магнітах з використанням фізичного та математичного моделювання.

Більшість відомих досліджень, пов’язаних з проблемою розробки високошвидкісних магнітолевітуючих транспортних засобів, присвячено аналізу систем підвісу та тяги. Транспортний засіб рухається під дією магнітних, аеродинамічних та гравітаційних сил. При підвищенні швидкості руху транспортних засобів важливу роль відіграють аеродинамічні сили. Проблема вибору раціональної аеродинамічної форми транспортного засобу стає надзвичайно актуальною [1-4]. При виборі аеродинамічної форми необхідно враховувати вплив фізичних процесів: відрив потоку, вплив шляхової структури, течію в сліді і т.інше.

Для оцінки впливу шляхової структури на аеродинамічні характеристики перспективного транспортного засобу проведено експериментальні дослідження аеродинамічної труби Т-500. Модель транспортного засобу (рис.1) закріплювалась на донній тензодержавці в робочій частині аеродинамічної труби Т-500 і за допомогою координатного пристрою установлювалась під необхідним кутом атаки.

Досліджувались: величина лобового опору, підйомна сила, поздовжній момент. Коефіцієнт поздовжнього моменту та безрозмірна координата центру тиску $\bar{x}_d = x_d / L$ розраховувались відносно передньої крайки транспортного засобу. За характерні розміри, відносно яких розраховувались аеродинамічні характеристики C_x , C_y та m_z приймалась довжина моделі $L=0,53\text{м}$ та площа міделя $S=0,0014\text{м}^2$.

Вагові дослідження моделі транспортного засобу при відсутності опорної поверхні проводились на швидкості набігаючого потоку $V_\infty=30\text{м/с}$ в діапазоні кутів атаки від -6° до 6° з кроком -2° .

Досліджувались: величина лобового опору, підйомна сила, поздовжній момент. Коефіцієнт поздовжнього моменту та безрозмірна координата центру тиску $\bar{x}_d = x_d / L$ розраховувались відносно передньої крайки транспортного засобу. За характерні розміри, відносно яких розраховувались аеродинамічні характеристики C_x , C_y та m_z приймалась довжина моделі $L=0,53\text{м}$ та площа міделя $S=0,0014\text{м}^2$.

Вагові дослідження моделі транспортного засобу при відсутності опорної поверхні проводились на швидкості набігаючого потоку $V_\infty=30\text{м/с}$ в діапазоні кутів атаки від -6° до 6° з кроком -2° .

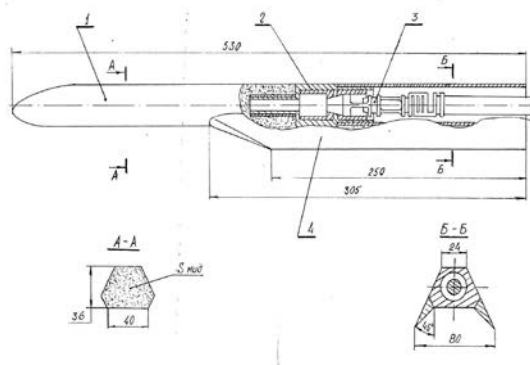


Рис. 1 – Модель перспективного швидкісного транспортного засобу

Досліджувалися залежності коефіцієнтів підйомної сили, лобового опору та поздовжнього моменту моделі швидкісного транспортного апарата як функції кута атаки та відстані до профільованої опорної поверхні.

Дослідження проводилися для швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби $V = 30\text{м/с}$. Діапазон кутів атаки складав: -2° ; $-1,5^\circ$; -1° ; 0° ; 1° ; $1,5^\circ$; 2° . Модель транспортного засобу продувалась на відстанях до шляхової структури 0,01м; 0,02м; 0,04м; 0,06м; 0,08м; 0,2м.

В результаті проведених експериментальних досліджень отримано залежності коефіцієнтів лобового опору, підйомної сили та поздовжнього моменту від кута атаки. Аналіз цих результатів показує, що в дослідженому діапазоні кутів атаки модель транспортного засобу має коефіцієнт лобового опору, який лежить в межах $0,4\div 0,42$. Коефіцієнт підйомної сили та поздовжнього моменту мають нелінійну залежність від кута атаки на малих відстанню до шляхової структури.

Проте експериментальні дослідження зіштовхуються зі значними труднощами. Моделювання руху транспортного засобу поблизу шляхової структури важко реалізувати, оскільки у аеродинамічній трубі складно відтворити реальні фізичні умови. Використання електронно-обчислювальних машин дозволяє реалізувати умови руху. Розвиток комп'ютерної техніки та її широке розповсюдження створює сприятливі умови для проведення таких досліджень.

На сьогодні можна виділити чотири основних рівня розрахункових моделей аеродинаміки.

- I. Інженерні, емпіричні методики.
- II. Модель нев'язкого газу (рівняння потенціала та Ейлера).
- III. Модель в'язкого газу з осередненням турбулентних характеристик (осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса – RANS).
- IV. Моделі в'язкого газу з урахуванням нестационарних турбулентних характеристик (DES, LES, DNS).

[1]. Перші два рівні моделей на сьогоднішній день складають основу проектно-конструкторських робіт при проектуванні літальних апаратів. Практичне застосування для

розрахунку реальних просторових конфігурацій моделей третього та четвертого рівня тільки розпочинається.

[2]. Вибір моделі турбулентності для розрахунку обтікання транспортного засобу складає окрему проблему. Незважаючи на суттєвий прогрес у моделюванні турбулентності великими (LES) та від'єднаними (DES) вихорами, прямим чисельним моделюванням (DNS) при розв'язку практичних задач широко застосовуються моделі на основі осереднених за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса (RANS). При замиканні RANS застосовуються алгебраїчні, одно- та двохпараметричні моделі турбулентної в'язкості. Широко популярною є однопараметрична модель Спаларта-Аллмараса в реалізації (DES).

[3]. Для математичного моделювання аеродинамічних характеристик високошвидкісних транспортних засобів розроблено методику, чисельний алгоритм та комплекс програм.

Шляхом застосування перетворення координат загального вигляду до рівнянь Нав'є-Стокса, одержимо наступне рівняння

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} = \hat{H}, \quad (1)$$

де $\hat{E}_v = \xi_x E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v$, $\hat{F}_v = \eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v$, $\hat{G}_v = \zeta_x E_v + \zeta_y F_v + \zeta_z G_v$, $\hat{H} = 1/j H$, $\hat{Q}, \hat{E}, \hat{F}, \hat{G}, E_v, F_v, G_v$ - Вектори конвективних та дифузійних потоків.

[4]. При побудові дискретного аналогу рівнянь Нав'є-Стокса застосовувався метод контрольних об'ємів. Нестационарні рівняння Нав'є-Стокса стисливого газу записуються у векторній інтегральній формі:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{1}{V} \oint_{\Omega} (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}} - \mathbf{F}_v \cdot \hat{\mathbf{n}}) d\Omega = 0, \quad (2)$$

Де \mathbf{q} - вектори стану, V – об'єм комірки, Ω - площа її поверхні, $\mathbf{F} \cdot \mathbf{n}$, $\mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n}$ - конвективний та дифузійний потоки.

Система рівнянь (2) доповнюється рівнянням стану

$$p = (\lambda - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right]. \quad (3)$$

Для замикання системи рівнянь використовувалася однопараметрична модель Спаларта-Аллмараса в реалізації DES.

Для розрахунку вектора конвективного потоку в рівнянні (2) застосовується метод розщеплення Ван-Ліра. Вектори потоків записуються в залежності від нормального до грані числа Маха $M_n = U/a$. Для надзвукової течії у напрямку ($M_n \geq 1$)

$$\hat{\mathbf{F}}^+ = (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}})^+ = \mathbf{F}, \quad \hat{\mathbf{F}}^- = (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}})^- = 0, \quad (4)$$

а для надзвукової течії в протилежному напрямку ($M_n \leq -1$)

$$\hat{\mathbf{F}}^- = (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}})^- = \mathbf{F}, \quad \hat{\mathbf{F}}^+ = (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}})^+ = 0. \quad (5)$$

Для дозвукової течії ($|M_n| < 1$) конвективні потоки розщеплюються на два вектори \hat{F}^+ і \hat{F}^- , подібно тому, як матриця Якобі \hat{F}^+ має позитивні власні значення, а матриця Якобі \hat{F}^- – від’ємні власні значення. Потоки визначаються за допомогою співвідношення

$$\hat{F}^\pm = (\mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}})^\pm = \begin{bmatrix} f_{\text{mass}}^\pm \\ f_{\text{mass}}^\pm \{ [n_x(-U \pm 2a)/\gamma] + u \} \\ f_{\text{mass}}^\pm \{ [n_y(-U \pm 2a)/\gamma] + v \} \\ f_{\text{mass}}^\pm \{ [n_z(-U \pm 2a)/\gamma] + w \} \\ f_{\text{energy}}^\pm \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де

$$f_{\text{mass}}^\pm = \pm \rho a (M_n \pm 1)^2 / 4, \quad (7)$$

$$f_{\text{energy}}^\pm = f_{\text{energy}}^\pm \left[\frac{(1-\gamma) U^2 \pm 2(\gamma-1) Ua + 2a^2}{\gamma^2 - 1} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \right]. \quad (8)$$

Нев’язка \mathbf{R} розраховується інтегруванням, з використанням методу трапецій, потоків через кожну грань контрольного об’єму. Нев’язка конвективного потоку розраховується за допомогою співвідношення

$$\mathbf{R} = -\oint_{\Omega} \mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}} d\Omega = -\sum_{i=1}^{i=4} [\hat{F}^+(q_i^-) + \hat{F}^-(q_i^+)] l_i, \quad (9)$$

Тут $\hat{F}^\pm(q^\pm)$ представляє собою конвективні потоки через грані контрольного об’єму. Для побудови схеми першого порядку точності значення змінних приймаються сталими в контрольних об’ємах, що розділяються гранню. Для побудови схеми більш високого порядку точності змінні екстраполюються на поверхні комірки з застосуванням спеціальних інтерполяційних співвідношень, що надають алгоритмам TVD властивості.

Для одержання неявного алгоритму система рівнянь (2) лінеаризується за допомогою рознесення векторів потоків в ряд Тейлора

$$[\mathbf{A}]^n \{\Delta \mathbf{q}\}^n = \{\mathbf{R}\}^n, \quad (10)$$

де

$$[\mathbf{A}]^n = \frac{S}{\Delta t} \mathbf{I} + \frac{\partial \mathbf{R}^n}{\partial \mathbf{q}}. \quad (11)$$

На кожному кроці за часом вихідні рівняння розв’язуються за допомогою методу ітерацій Гауса–Зейделя або методом спряжених градієнтів.

Верифікацію та тестування розроблених методик, алгоритмів та програм виконано на задачах про розвиток течії у каверні, обтікання циліндра та крила.

Зменшення відстані від корпусу транспортного засобу до шляхової структури приводить до перерозподілу параметрів поля течії. Над корпусом параметри течії змінюються незначно. Під днищем потік прискорюється в результаті зменшення зазору. В нижній половині носової частини зростає розрідження, що приводить до зміни поздовжнього моменту. В результаті порушується балансування транспортного засобу. Зростання швидкості течії призводить до збільшення позитивного градієнту тиску в кормовій частині. При цьому відбувається розширення площі відриву на кормовій поверхні транспортного засобу.

Формування максимальної швидкості потоку між корпусом транспортного засобу та шляховою структурою пояснюється наростанням примежового шару на поверхні

транспортного засобу та шляховій структурі. В результаті наближення транспортного засобу до шляхової структури відбувається зростання лобового опору.

Таким чином, наявність шляхової структури вносить істотний вплив на формування кінематичних та динамічних параметрів транспортного засобу.

Список використаних джерел

1. *Приходько А.А., Сохацький А.В.* Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамики транспортных систем вблизи земли. - Днепропетровск: Наука и образование, 1998. - 154с.
2. *Приходько А.А.* Компьютерные технологии в аэрогидромеханике и тепломассообмене. - Киев: Наукова думка, 2003. - 382 с.
3. *Prykhodko O., Sokhatsky A.* On the aerodynamic calculation of high-speed ground transport vehicles // 17th international conference on magnetically levitated systems and linear drives. Swiss Federal Institute of technology.- Lausanne, 2002. N PP05201. - 11 pp.
4. *Prykhodko O.A., Sokhatsky A.B., Polevoy O.B., Mendriy A.V.* Computational and wind tunnel experiment in high-speed ground vehicle aerodynamics // Proceedings of 19th International Conference on Magnetically Levitated Systems and Linear Drives. 2006. N 118. - 10 pp.