

УДК 533.6.011

ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ДОЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

А.Г. ГОЛУБЕВ, А.А. МИЧКИН, Е.Г. СТОЛЯРОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Калугиным В.Т.

Приведено описание конструкции модели летательного аппарата (ЛА) для проведения аэродинамических испытаний с использованием установки, обеспечивающей вращение в широком диапазоне угловых скоростей. Описана методика проведения эксперимента, ее особенности, связанные с вращением модели. Представлены результаты измерения аэродинамических характеристик (АДХ), в частности, боковой силы, воздействующей на осесимметричный аппарат с коническим затуплением головной части при его дозвуковом обтекании. Приведено сравнение полученных данных с полуэмпирической методикой.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, вращающаяся модель, боковая сила, сила Магнуса, тензометрический эксперимент.

ВВЕДЕНИЕ

Движение летательного аппарата (ЛА) может сопровождаться вращением относительно продольной оси симметрии. В этом случае главный вектор аэродинамических сил будет включать в себя силу Магнуса. Набегающий поток взаимодействует с пристеночным течением, появляется асимметрия обтекания и возникает боковая сила, величина которой существенно зависит от скорости вращения, характера течения и типа пограничного слоя около исследуемого объекта. В случае наличия в облике летательного аппарата излома образующей на поверхности может возникать отрывное течение, что значительно изменяет величину силы Магнуса [1].

Исследования по влиянию вращения на интегральные аэродинамические характеристики ЛА при дозвуковых скоростях и отрывном их обтекании представляют собой сложную задачу. Численное моделирование требует использования высокопроизводительных вычислительных систем и большого количества машинного времени. Трубные испытания осложняются необходимостью поддерживать заданную угловую скорость вращения модели. Как правило, используются специальные тензометрические установки [2]. Анализ результатов физических экспериментов часто также оказывается затруднен из-за сопутствующих вибраций, вызванных массовой асимметрией вращающейся модели, собственными колебаниями системы, гироскопическими эффектами.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для проведения физических экспериментов в лаборатории кафедры "Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов" МГТУ им. Н.Э. Баумана была создана установка, обеспечивающая вращение в широком диапазоне угловых скоростей. Схема и основные характеристики стенда приведены в статье [3]. Принципиальное отличие данного оборудования от применявшегося ранее [1, 4] заключается в использовании электродвигателя постоянного тока, расположенного внутри самой модели (рис. 1).

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

При проведении испытаний в аэродинамической трубе необходимо учитывать ряд особенностей, вызванных наличием вращения и конструкцией установки.

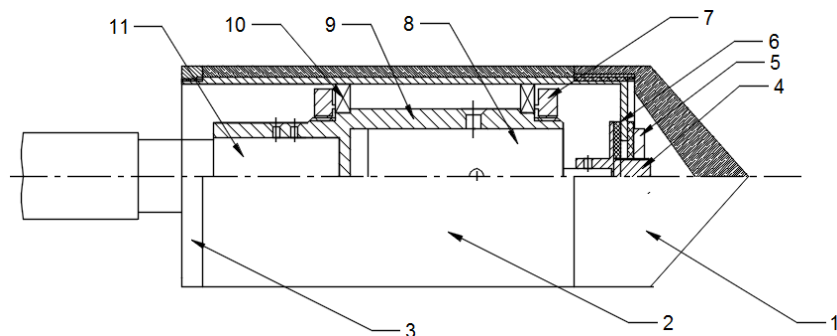


Рис. 1. Конструкция экспериментальной модели: 1 – сменная головная часть; 2 – корпус модели; 3 – гайка для крепления донного стабилизатора; 4 – муфта; 5 – гайка; 6 – шайба; 7 – стопорная гайка подшипника; 8 – электродвигатель; 9 – переходной стакан; 10 – подшипник качения; 11 – поршень тензовесов

Работа электродвигателя в непосредственной близости от измерительного контура весов приводит к появлению наводок на сигнальный тракт, связывающий тензометрические датчики с аналого-цифровым преобразователем. Для уменьшения влияния данных помех линии связи экранировались, все элементы измерительного оборудования имели отдельный контур заземления.

Полученные в ходе эксперимента сигналы дополнительно обрабатывались с помощью полосового фильтра, построенного на основе фильтра Баттерворта второго порядка с затуханием 12 дБ. Поэтому в работе были получены осредненные АДХ без учета нестационарных составляющих.

Для уменьшения влияния вибраций, вызванных работой аэродинамической трубы Т-500 и вращением моделей, предметный стол и координатник устанавливались с использованием различных виброизоляционных материалов.

При отработке методики эксперимента была проведена оценка величины сил, вызванных появлением гироскопического эффекта. В соответствии с элементарной теорией гироскопа возникающее воздействие прямо пропорционально моменту инерции тела, а также векторам угловых скоростей движения вокруг продольной оси аппарата и перемещения самой оси [5].

Поскольку при исследовании не предполагалось изменение положения модели, то угловая скорость движения оси вращения аппарата θ практически равнялась нулю, а значит и возникавший гироскопический момент был невелик. При создании установки была проведена серия поверочных испытаний. К державке тензовесов, на которых подвешивалась вращающаяся модель, прикладывались известные силы и моменты. Скорость набегающего потока V_∞ при этом была равна нулю. Результаты представлены на рис. 2.

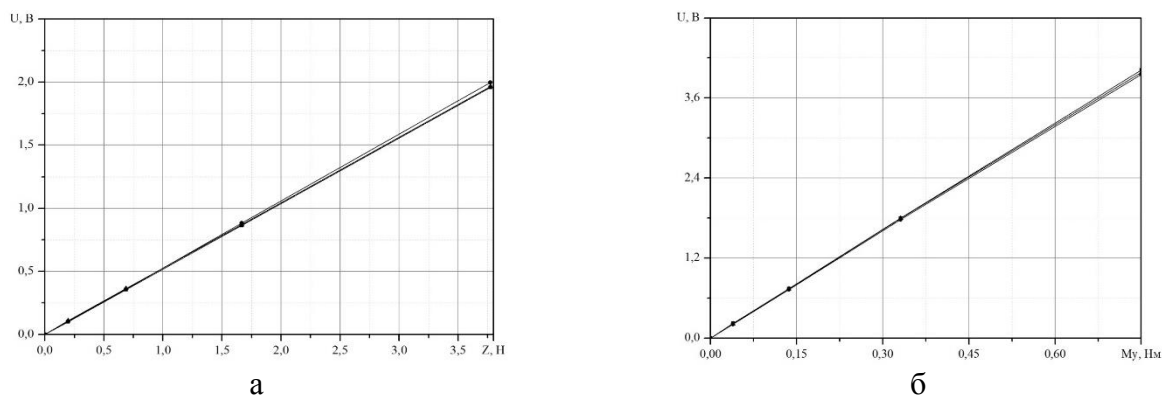


Рис. 2. Нагружение тензовесов при различных скоростях вращения модели:
 ■ – скорость вращения $\omega_x = 0$ рад/с; ● – скорость вращения $\omega_x = 418,88$ рад/с;
 ▲ – скорость вращения $\omega_x = 753,98$ рад/с: а – канал Z; б – канал M_y

Как видно из представленных графиков, возникающий при работе установки гироскопический момент не оказывает существенного влияния на показания тензочувствительных датчиков. Показания датчиков зависят исключительно от приложенной нагрузки.

ТОЧНОСТЬ ЭКСПЕРИМЕНТА

Измерительное оборудование аэродинамической лаборатории, использовавшееся в эксперименте, состояло из шестикомпонентных тензометрических весов, усилителя МГС производства фирмы НВМ (Германия) класса точности 0,03 % с полосой пропускания от 0 Гц до 19200 Гц и аналого-цифровым преобразователем класса точности 0,1 %, а также строботахометра.

Оценка погрешностей проводилась на основе методов, изложенных в работах [6, 7]. Систематические погрешности учитывались введением поправок. Случайные – включали в себя погрешность ухода нуля измерительной системы, различные шумы, погрешность квантования; неточность установки угла атаки и скорости вращения модели; погрешность, обусловленную нестационарностью набегающего потока. Погрешность определения боковой силы не превышала 1,5 %.

ВЕРИФИКАЦИЯ ПОЛУЧАЕМЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

В работах [1, 8] изложена полуэмпирическая методика определения величины поперечной силы для осесимметричных вращающихся изделий, конструктивно состоящих из цилиндрического корпуса, головной части конического или оживального затупления, а также кормовой части в виде усеченного конуса. Коэффициент поперечной силы определяется по зависимости:

$$C_z = \frac{-\frac{\pi}{4} h \rho \omega_x v_\infty \sin \alpha (1 - 1,52 |\sin \alpha|) \frac{15,6}{Re_L^{0,5}} k \int_0^L x m_n r_b dx}{0,5 \rho v_\infty^2 \pi \left(\frac{D}{2}\right)^2}, \quad (1)$$

где $h = \left[\frac{1,3}{k} + 0,04 + (1 - 0,23 \varepsilon^2 \lambda^2 + 0,016 \varepsilon^4 \lambda^4) \right] \frac{1,24}{k}$; $k = |1 - M_\infty^2|^{0,5}$ – поправка на сжимаемость;

$k = 2 + 0,1224 M_\infty^2$ – поправка на сжимаемость по Эккерту; v_∞ , M_∞ – скорость и число Маха набегающего потока; ρ – плотность набегающего потока; ω_x – угловая скорость вращения; α – угол атаки; Re_L – число Рейнольдса посчитанное по длине ЛА; r_b – текущий радиус рассматриваемого тела; $m_n = 1$ для цилиндрической части и $m_n = \frac{1}{\sqrt{3}}$ для конической части ЛА; x – текущее

расстояние от носка аппарата; L – длина ЛА; $\lambda = \frac{L}{D}$ – удлинение ЛА; D – характерный диаметр;

$\varepsilon = \frac{\omega_x D}{2 v_\infty}$ – безразмерная скорость вращения.

Данная зависимость позволяет сделать оценку для случаев отрывного и безотрывного обтекания при изменении безразмерной скорости вращения в интервале $\varepsilon = 0 \div 0,55$.

Для проведения верификации была выбрана модель, изображенная на рис. 1, представляющая собой цилиндр с конической головной частью (угол полураствора $\beta_k = 35^\circ$) и удлинением $\lambda = 2,07$. Результаты эксперимента представлены на рис. 3.

При малых скоростях вращения, как видно из графика, представленного на рис. 3, полученные результаты согласуются с зависимостью (1). В работе [8] отмечается, что с увеличением

безразмерной угловой скорости вращения действительные значения поперечной силы превышают величины, получаемые по полуэмпирической методике. Эта же тенденция подтверждается данными настоящего исследования.

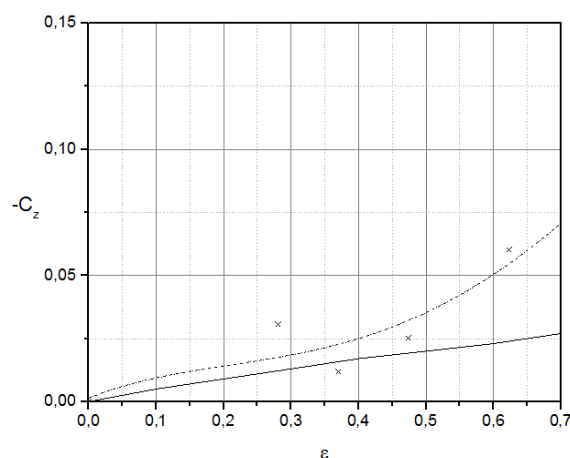


Рис. 3. Зависимость коэффициента поперечной силы от безразмерной скорости вращения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$: \times – результаты эксперимента; - - - аппроксимация экспериментальных данных; — — зависимость (1)

Таким образом, созданная установка позволяет определить интегральное значение поперечной силы на вращающемся ЛА с приемлемой для инженерных целей точностью.

ЛИТЕРАТУРА

1. Vaughn H.R., Reis G.E. A magnus theory //AIAA Journal. 1973. V. 11. №. 10. PP. 1396 – 1403.
2. Ringel M., Levin D., Seginer A. A modified experimental system for measurement of Magnus loads. Experiments in fluids. 1985. V. 3. №. 4. PP. 209 – 214.
3. Калугин В.Т., Мичкин А.А. Физическое моделирование отрывного обтекания вращающихся летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. №. 151. С. 12 – 16.
4. Бычков Н.М. Исследование аэродинамических сил на вращающихся осесимметричных телах: дисс. на соискание уч. степ. канд. техн. наук. – Новосибирск. 1982. – 200 с.
5. Никитин Е.М. Теоретическая механика для техникумов. – М.: Наука. 1988. – 338 с.
6. ОСТ 92-4500-84 Отраслевая система метрологического обеспечения качества. Методика выполнения измерений при определении аэродинамических характеристик моделей и их элементов в аэродинамических трубах и газодинамических барокамерах.
7. Гордиенко Е. А. Экспериментальное исследование распределения случайных ошибок весовых испытаний модели / Е.А. Гордиенко, В.Ф. Луньков, К.А. Стекениус // Космонавтика и ракетостроение. 2007. № 1. С. 63 – 71.
8. Козлов В.П. Вопросы аэродинамики вращающихся осесимметричных тел: дисс. на соискание уч. степ. канд. физ.-мат. наук. – М.: 1995. – 179 с.

FEATURES OF THE SUBSONIC WIND TUNNEL EXPERIMENT WITH ROTATING MODELS OF AIRCRAFT

Golubev A.G., Michkin A.A., Stolyarova E.G.

Paper contains description of the construction of aircraft model for aerodynamic experiment in subsonic wind-tunnel, during it rotation. The technique of the experiment, and features associated with rotation

were mentioned. Provided the results of measuring Magnus force and it comparing with analytical methodology.

Key words: wind tunnel, rotate the model, the lateral force, the Magnus force, strain gauge-cal experiment.

REFERENCES

1. **Vaughn H.R., Reis G.E.** A magnus theory //AIAA Journal. 1973. V. 11. №. 10. PP. 1396 – 1403.
2. **Ringel M., Levin D., Seginer A.** A modified experimental system for measurement of Magnus loads. Experiments in fluids. 1985. V. 3. №. 4. PP. 209 – 214.
3. **Kalugin V.T., Michkin A.A.** Fizicheskoe modelirovanie otrivnogo obtekaniya vrathayuthikhhsya letatelnykh apparatov. Nauchniy Vestnik MGTU GA [Physical simulation of separated flow around a rotating aircrafts. Scientific Bulletin MSTUCA] Moscow. Ser. Aehromekhanika i prochnostj. 2010. №. 151. PP. 12 – 16. (In Russian)
4. **Bihchov N.M.** Issledovanie aehrodinamicheskikh sil na vrathayuthikhhsya osesimmetrichnykh telakh: Diss. na soiskanie uch. step. kand. tekhn. nauk. [Investigation of aerodynamic forces on the rotating axisymmetric bodies: Diss.] Novosibirsk. 1982. 200 p. (In Russian)
5. **Nikitin E.M.** Teoreticheskaya mekhanika dlya tekhnikumov. [Theoretical mechanics for technical schools] Moscow. Nauka. 1988. 338 p. (In Russian)
6. OST 92-4500-84 Otravlevaya sistema metrologicheskogo obespecheniya kachestva. Metodika vihpolneniya izmereniy pri opredelenii aehrodinamicheskikh kharakteristik modeley i ikh ehlementov v aehrodinamicheskikh trubakh i gazodinamicheskikh barokamerakh [Industry Standard: Industry metrology system for quality assurance. Methods of measurement in determining the aerodynamic characteristics of models and their elements in wind tunnels and gas dynamic pressure chambers] (In Russian)
7. **Gordienko E. A.** Ehksperimentaljnoe issledovanie raspredeleniya sluchaynykh oshibok vesovikh ispihtaniy modeli. Kosmonavtika i raketostroyeniye [Experimental study of the distribution of random errors of weight model tests. Space and Rocket Science] Moscow. 2007. № 1. PP. 63 – 71. (In Russian)
8. **Kozlov V.P.** Voprosih aehrodinamiki vrathayuthikhhsya osesimmetrichnykh tel: diss. na soiskanie uch. step. kand. fiz.-mat. nauk. [Aerodynamics questions of rotating axisymmetric bodies: Diss.] Moscow. 1995. 179 p. (In Russian)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Голубев Алексей Геннадьевич, 1961 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (1984), старший преподаватель кафедры баллистики и аэродинамики МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 25 научных работ, область научных интересов – отрывные, струйные течения и управление процессами обтекания летательных аппаратов, электронный адрес: alexeygg@mail.ru.

Мичкин Андрей Алексеевич, 1984 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2007), аспирант кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, область научных интересов – отрывные течения и управление процессами обтекания летательных аппаратов, электронный адрес: michkin_a@mail.ru.

Столярова Елена Глебовна, окончила МАИ (1971), кандидат технических наук, доцент кафедры баллистики и аэродинамики МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 60 научных работ, область научных интересов – нестационарная аэродинамика, отрывные и струйные течения, электронный адрес: stoliarova48@mail.ru.