

Оптические исследования особенностей обтекания моделей с местными сверхзвуковыми зонами в промышленной АДТ Т – 128

Горбушин А.Р.¹, Глазков С.А.¹, Кравцов А.Н.¹, Ступак Д.С.¹, Тенина А.В.¹, Фомин В.М.¹, Хозяенко Н.Н.¹
gorbushin@tsagi.ru|glazkov@tsagi.ru|kravcow-an@rambler.ru|mr.strong.filipov@mail.ru|
tenina.n@yandex.ru|sergin55@mail.ru|hozko@rambler.ru

¹ Федеральное государственное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», (ФГУП «ЦАГИ»), г. Жуковский, Россия

В работе рассматриваются результаты эффективного применения метода пространственной визуализации обтекания моделей в промышленной аэродинамической трубе (АДТ) Т – 128, совмещенные со стандартными весовыми испытаниями. Проведена визуализация обтекания модели путем управления уровнем влажности и температуры потоков рабочей части. Представлены результаты согласованного стандартного весового эксперимента и физического исследования особенностей обтекания аэродинамической модели в промышленной АДТ Т - 128. В стандартных весовых испытаниях методами видеосъемки исследована сложная структура течения, возникающая при обтекании аэродинамической модели при дозвуковых и трансзвуковых скоростях. Результаты согласованного весового эксперимента и визуализация особенностей обтекания аэродинамической модели в промышленной АДТ Т - 128 позволили получить физическую информацию о структуре течения (возникновение ударно-волновой структуры, отрывы потока, «тряску» крыла, деформацию консоли крыла, образование асимметричных вихрей). Это в значительной мере позволяет расширить информативность экспериментальных исследований, повысить их надежность и давать правильную интерпретацию получаемых результатов.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, физический и весовой эксперимент, пространственная визуализация потока, ударные волны, отрыв потока, асимметрия образования вихрей, информативность исследований, интерпретация экспериментальных данных.

OPTICAL RESEARCH OF THE PECULIARITIES OF THE FLOW AROUND MODELS WITH LOCAL SUPERSONIC ZONES IN INDUSTRIAL ADT T – 128

Gorbushin A.R., Glazkov S.A., Kravtsov A.N., Stupak D.S., Tenina A.V., Fomin V.M., Khozyenko N.N.
gorbushin@tsagi.ru|glazkov@tsagi.ru|kravcow-an@rambler.ru|mr.strong.filipov@mail.ru|
tenina.n@yandex.ru|sergin55@mail.ru|hozko@rambler.ru

¹Federal state unitary enterprise "Central Aerohydrodynamic Institute named after professor N.E. Zhukovskiy", (FGUP TSAGI), Zhukovskiy, Russia

The paper discusses the results of the effective application of the method of spatial visualization of the flow around models in industrial ADT T - 128, combined with standard weight tests. Visualization of flow over the model was performed by varying humidity and temperature of the flow in test section. The results of a consistent standard weight experiment and a physical study of the characteristics of the flow around an aerodynamic model in an industrial ADT T - 128 are presented. In standard weight tests using video methods, the complex flow structure arising from the flow around an aerodynamic model at subsonic and transonic speeds is investigated. The results of balance measurements with simultaneous application of the method of spatial flow visualization around model in industrial T - 128 wind tunnel allowed to obtain physical information on the flow structure - a shock-waves, flow separation, wing vibration and deformation, the onset of asymmetric vortices. This greatly allows to expand the information content of experimental studies, to increase their reliability and to give a correct interpretation of the results obtained.

Keywords: aerodynamic wind tunnel, physical and weight experiment, spatial visualization of the flow, shock waves, flow separation, asymmetry of vortices, informativity of research, interpretation of experimental data.

1. Введение

В промышленных аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ используются различные методы для визуализации течения вблизи поверхности моделей летательных аппаратов (ЛА). Описание этих методов приведено в работах [1-6].

В промышленной АДТ Т-128 разработан и экспериментально проверен метод пространственной визуализации обтекания моделей одновременно с проведением стандартных весовых измерений путем управления уровнем влажности и температуры потока [7-10]. В данной работе экспериментально проведена пространственная визуализация обтекания модели одновременно с выполнением программы стандартных весовых измерений. Основное внимание уделено исследованию особенностей обтекания аэродинамической компоновки, визуализации физической картины обтекания крыла модели, образованию газодинамических

особенностей и деформации консоли крыла. Анализ представленных материалов исследований по углам атаки с одновременно измеряемыми АДХ позволил определить и объяснить различные особенности в изменении АДХ. Выявить режимы перестройки обтекания, связанные, например, с возникновением ударно-волновой структуры, отрывом потока, «тряской» крыла, деформацией консоли крыла, а также образование асимметричных вихрей.

2. Экспериментальная установка

Аэродинамическая труба Т-128 – крупнейшая в в России трансзвуковая аэродинамическая труба переменной плотности с компрессорным приводом. Построена в 1982 г. и сдана в эксплуатацию в 1983 г.

Аэродинамическая труба Т-128 относится к классу больших трансзвуковых компрессорных установок переменной плотности (изменение плотности воздуха

внутри оболочки трубы обеспечивается изменением давления). В настоящее время в мире существует всего 11 установок этого класса. Из них две трубы в мире имеют рабочие части большего



Рис. 1. Модель пассажирского самолета в рабочей части

размера по сравнению с Т-128: 16Т центра имени Арнольда (AEDC) и 11фт НИЦ имени Эймса NASA. Т-128 – единственная промышленная установка в мире с секционно - регулируемой перфорацией стенок рабочих частей.

Аэродинамическая труба Т-128 является трубой постоянного действия и переменной плотности. Для Т-128 было спроектировано пять сменных рабочих частей (РЧ). Наличие сменных РЧ позволяет проводить трудоемкую подготовку эксперимента вне контура трубы, что увеличивает её производительность. Размер поперечного сечения РЧ на входе составляет $2,75 \times 2,75$ м, на выходе $2,75 \times 3,5$ м. Длина рабочей части составляет 12 м. Боковые стенки состоят из двух участков: перфорированных панелей и створок камеры смещения. Фотография рабочей части с установленной в ней моделью приведена на рис. 1.

Боковые перфорированные стенки РЧ имеют приводы и могут перемещаться как в сторону сужения сечения РЧ, так и в сторону расширения. В случае сведения концы боковых панелей перемещаются до размера 2,6 м, а при расширении до размера 3,25 м. Установка их в разные положения зависит от вида эксперимента и необходима для компенсации нарастания толщины пограничного слоя на стенках рабочей части.

Регулируемая перфорация РЧ выполнена в виде круглых ступенчатых отверстий, секционирована по длине и ширине (высоте). 128 приводов позволяют установить различную степень проницаемости по поясам и секциям в диапазоне от 0 до 18%. Это позволяет обеспечить равномерный поток в зоне расположения модели и минимальное влияние стенок рабочей части на обтекание моделей ЛА.

Автоматическая система управления аэродинамической трубы обеспечивает точность поддержания числа Маха набегающего потока $\Delta M = 0,0005 \div 0,001$. Уровень пульсаций коэффициента статического давления на оси рабочей части представлен на рис. 2 в сравнении с зарубежными трубами.

3. Метод пространственной визуализации обтекания моделей

В АДТ Т-128 экспериментально проверена возможность пространственной визуализации обтекания моделей одновременно с выполнением программы стандартных весовых измерений путем управления уровнем влажности и температуры потока [7 - 10]. Для этого, как показали исследования, необходимо ограничить осушку воздуха в

тракте АДТ перед началом программы весовых испытаний. Например, для визуализации течения за элементами модели самолёта с источниками образования мощных вихревых структур (наплывы на фюзеляже и крыле, стреловидные кромки крыла и оперения) на режиме $M=0,9$ требуется обеспечить, регулируя процесс осушки воздуха в контуре АДТ, сочетание влажности и температуры торможения в пределах $G=(4,5 \div 8,0) \text{ г/м}^3$ и $T_0=(20 \div 35)^\circ\text{C}$.

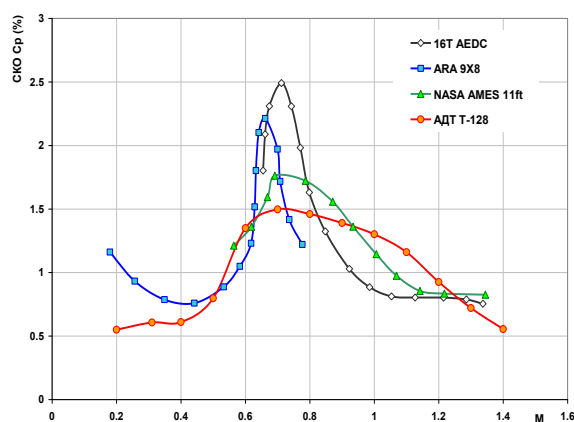


Рис. 2. Пульсации статического давления на оси рабочей части

Даже при рассеянном освещении картина обтекания достаточно хорошо проявляется. Анализ представленных материалов исследований по углам атаки с одновременно измеряемыми АДХ позволяет в этом случае определить и объяснить различные особенности в изменении АДХ. Выявить режимы перестройки обтекания, связанные, например, с образованием асимметричного развития вихрей. При этом, визуализация процесса формирования и развития вихревых структур на модели самолета была получена при выполнении обычной программы определения аэродинамических сил и моментов на весах.

4. Экспериментальные результаты

В данной работе рассматриваются результаты эффективного применения метода пространственной визуализации обтекания моделей в промышленной АДТ Т-128 совмещенные со стандартными весовыми испытаниями. Представлены результаты согласованного стандартного весового эксперимента и физического исследования особенностей обтекания аэродинамической модели в промышленной АДТ Т - 128. Исследование особенностей обтекания аэродинамической компоновки проводилось при помощи видеокамеры Sanyo VCC-6572P (скорость съёмки 25 кадров/сек, разрешение: по горизонтали – 520, по вертикали – 400 телевизионных линий). Это позволило провести интерпретацию измеряемых аэродинамических сил и моментов, связав их изменения со структурой течения возле ЛА.

На рис. 3 представлены результаты пространственной визуализации обтекания модели, совмещенные со стандартными весовыми испытаниями. Показаны зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 0,5, 0,7$ и $0,9$, а также соответствующие им поля течения возле модели.

Во всем рассмотренном диапазоне углов атаки $\alpha = -4^\circ \div 10^\circ$ при $M_\infty = 0,5$ возле модели наблюдается дозвуковое поле течения. Данному режиму обтекания соответствует практически линейная зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки. На рисунке 3 показано поле течения возле модели при $M_\infty = 0,5$ и $\alpha = 7,7^\circ$.

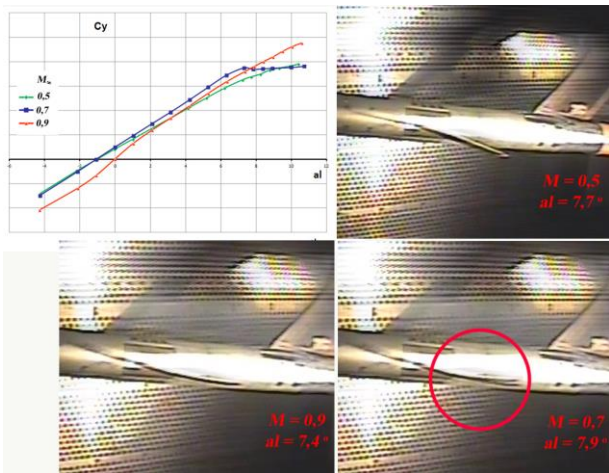


Рис. 3. Пространственная визуализация обтекания модели, совмещенная со стандартными весовыми испытаниями

При $M_\infty = 0.7$ и угле атаки α равном примерно $4^\circ - 5^\circ$ на верхней поверхности крыла появляется сверхзвуковая зона с замыкающим скачком уплотнения. С увеличением угла атаки из-под скачка уплотнения начинаются отрывы пограничного слоя ($\alpha > 7^\circ$). Наблюдается “тряска” крыла. На рис. 3 показано характерное поле течения для рассматриваемого случая обтекания возле модели с особенностью обтекания в виде “тряски” при $M_\infty = 0.7$ и $\alpha = 7.9^\circ$.

На отрицательных углах атаки при $M_\infty = 0.9$ на нижней поверхности крыла появляется сверхзвуковая зона с замыкающим скачком уплотнения, что приводит к резкому снижению коэффициента подъемной силы C_y на отрицательных и небольших положительных углах атаки. При $\alpha > 2^\circ$ имеет место скачок уплотнения только на верхней поверхности крыла. Во всем рассмотренном положительном диапазоне углов атаки при $\alpha > 2^\circ$ наблюдается практически линейная зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки. На рис. 3 показано поле течения возле модели при $M_\infty = 0.9$ и $\alpha = 7.4^\circ$.

Зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 с соответствующими комментариями, полученными на основе пространственной визуализации обтекания модели и связанными со структурой течения возле ЛА показаны на рис. 4.

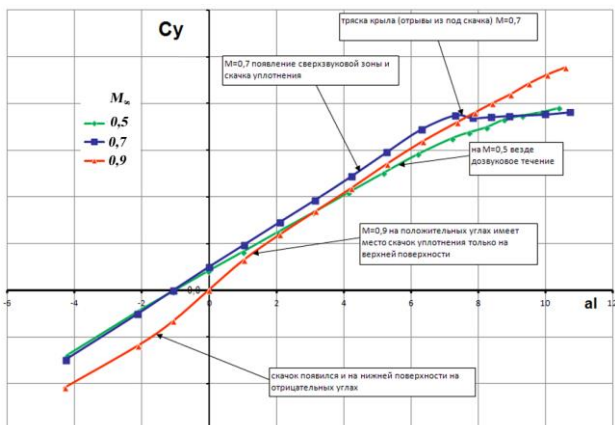


Рис.4. Зависимости коэффициента подъемной силы C_y (α) при $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 с соответствующими особенностями обтекания модели

Изложенные выше особенности обтекания модели хорошо прослеживаются на характере зависимостей

коэффициента момента тангажа m_z от угла атаки α при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 . Зависимости коэффициента момента тангажа m_z от угла атаки α при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 с соответствующими комментариями, полученными на основе пространственной визуализации обтекания модели и связанными со структурой течения возле ЛА показаны на рис. 5.

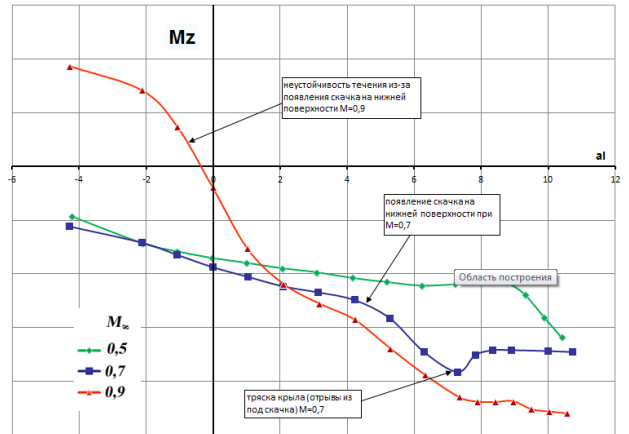


Рис. 5. Зависимости коэффициента момента тангажа m_z (α) при $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 с соответствующими особенностями обтекания модели

Характерной особенностью обтекания рассмотренной модели является образование асимметричных вихрей на углах атаки $\alpha > 7^\circ$. При больших значениях числа Маха набегающего потока M_∞ асимметрия обтекания по углам атаки наступает раньше (рис. 6).

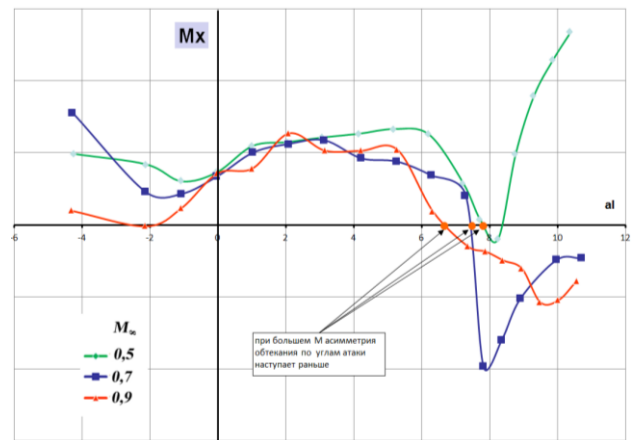


Рис. 6. Зависимости коэффициента момента тангажа m_x (α) при $M_\infty = 0.5, 0.7$ и 0.9 с соответствующими особенностями обтекания модели.

5. Заключение

В стандартных весовых испытаниях методами видеосъемки исследована сложная структура течения, возникающая при обтекании аэродинамической модели при дозвуковых и трансзвуковых скоростях. Результаты согласованного весового эксперимента и визуализация особенностей обтекания аэродинамической модели в промышленной АДТ Т-128 позволили получить физическую информацию о структуре течения (возникновение ударно-волновой структуры, отрывы потока, «тряску» крыла, деформацию консоли крыла, образование асимметричных вихрей) одновременно с

измерением аэродинамических сил и моментов на весах в стандартном темпе их проведения. Это в значительной мере расширяет информативность экспериментальных исследований, повышает их надежность и дает возможность проводить правильную интерпретацию получаемых результатов.

6. Благодарности

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (грант № 19-01-00671 а).

7. Литература

- [1] Mosharov V.E., Orlov A.A., Radchenko V.N. Application of Correlation Analysis in Surface Flow Visualization with Oil Film // Proc. of SPIE /Ed. by Y.N. Dubnitshev, B.S. Rinkevichyus. Bellingham: SPIE, WA. 2006. V.6262. P. 62620B.
- [2] Kulesh V.P., Mosharov V.E., Orlov A.A., Ostroukhov S.P., Radchenko V.N. Application of Pressure Sensitive Paint for Determination of Aerodynamic Loads and Moments on Propeller Blade // Proc. Of SPIE / Ed. By Y.N. Dubnitshev, B.S. Rinkevichyus. Bellingham: SPIE, WA. 2006. V.6262. P.62620K.
- [3] Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры // Ученые записки ЦАГИ, 2007, Т. XXXVIII, №1-2, С.94-101.
- [4] Crowder J.P. Handbook of flow visualization. Tufts / Ed. by Wen Jei Yang. N.Y.: Taylor & Francis, 2001. P. 131.
- [5] Бражко В.Н. Способ визуализации линий тока на поверхности моделей в аэродинамических трубах // Труды ЦАГИ, вып.1749, 1976.
- [6] Carlomango G.M., Cardone G., Meola C. Astarita T. Infrared Thermography as a Tool for Thermal Surface Flow Visualization // Journal of Visualization. V.1 No 1, 1998.
- [7] Горбушин А.Р., Фомин В.М., Шиповский Г.Н. Методы визуализации течений на поверхности моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах и примеры их приложения в промышленности // Труды восьмой международной научно-технической конференции "Оптические методы исследования потоков" (ОМИП – 2005). – М., 28 июня – 1 июля 2005.
- [8] Горбушин А.Р., Фомин В.М., Хозяенко Н.Н., Шиповский Г.Н., Чевагин А.Ф., Чернышева С.М. Методика совмещения физических исследований со стандартным весовым экспериментом в промышленных аэродинамических трубах // Труды девятой международной научно-технической конференции. Оптические методы исследования потоков (ОМИП – 2007). – М., 26-29 июня, 2007.
- [9] Горбушин А.Р., Фомин В.М., Хозяенко Н.Н., Шиповский Г.Н. Исследование аэродинамических эффектов при совмещении физических и весовых испытаний в промышленной АДТ ЦАГИ Т-128 // Труды десятой юбилейной международной научно-технической конференции "Оптические методы исследования потоков (ОМИП – 2009). - М, 23-26 июня, 2009.
- [10] Fomin V.M., Gorbushin A.R., Khozyaenko N.N., Morozov A.N., Shipovsky G.N. // Flow visualization techniques used in TsAGI's industrial wind tunnels. PSFVIP-8: The 8th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing. – М., August 21st-25th, 2011.

Об авторах

Горбушин Антон Роальдович, к.т.н., доцент Московского физико-технического института, начальник лаборатории Федерального государственного предприятия

«Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: gorbushin@tsagi.ru.

Глазков Сергей Александрович, к.т.н., начальник сектора Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: glazkov@tsagi.ru.

Кравцов Александр Никифорович, к.т.н., доцент по специальности «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов», доцент Московского авиационного института, начальник сектора Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: kravcov-an@rambler.ru.

Ступак Дмитрий Александрович, инженер Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: mr.strong.filipov@mail.ru.

Тенина Анастасия Владимировна, инженер Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: tenina.n@yandex.ru.

Фомин Владимир Михайлович, к.т.н., доцент Московского авиационного института, ведущий научный сотрудник Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: sergin55@mail.ru.

Хозяенко Николай Николаевич, начальник сектора Федерального государственного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского». E-mail: hozko@rambler.ru.