

*АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ТЕПЛОВИЗИОННОГО ИЗМЕРЕНИЯ
ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА ПЛОСКОЙ МОДЕЛИ В СВЕРХЗВУКОВОМ
ПОТОКЕ В ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ*

Э. ШИЛЕЙН¹, В.М. ТРОФИМОВ²

¹ *Институт аэродинамических технологий,
10, Бунзеништрассе, Гёттинген, Германия, 37073*

² *Кубанский государственный технологический университет,
350075, Российская Федерация, г.Краснодар, ул. Московская, 2
электронная почта: vtrofimov9@yahoo.com*

Импульсные аэродинамические трубы, являясь хорошим инструментом исследования сверхзвуковых течений, накладывают жёсткие требования на скорость измерений параметров течения. В данной работе проведены испытания автоматизированной системы тепловизионного измерения тепловых потоков на поверхности исследуемой аэродинамической конфигурации с углом сжатия и замкнутой отрывной зоной. Метод панорамной тепловой визуализации применялся для фиксирования и измерения продольных вихревых структур, возникающих в области искривления средних линий тока в углах сжатия и последующего развития вихревой структуры вниз по потоку. Синхронизация съёмки рабочего участка модели с моментом запуска импульсной трубы позволила провести тестовые настройки и установить точные времена задержки, необходимые для попадания в окно неискажённого режима течения.

Ключевые слова: тепловизионная съёмка, сверхзвуковое течение, синхронизация, отрывные течения.

Измерение локальных панорамных тепловых потоков в сверхзвуковых потоках представляет важную часть изучения пристенных турбулентных течений в окрестности сложных геометрических конфигураций [1,3,4,5]. При использовании тепловизионных методов существует ряд проблем организации автоматизированного измерения тепловых потоков: чувствительность метода, использование аэродинамических труб краткого действия (импульсные трубы), выбор тестирующих опорных методик для правильной калибровки шкалы тепловых потоков, выбор времён автоматического согласования тепловизионной съёмки с учётом инерционности процессов установления течения.

Аэродинамические импульсные трубы Института аэродинамических технологий DLR Göttingen принадлежат к типу труб Людвига и покрывают диапазон чисел Маха $3 \geq M \geq 7$ и единичных чисел Рейнольдса $5 \times 10^6 \geq Re_l \geq$

$80 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ [1]. Рисунок 1 показывает общую схему оснащения и условия течения в аэродинамической трубе. Особенностью трубы Людвига является использование длинной трубы в качестве резервуара воздуха высокого давления. Этот резервуар запирается воротами с помощью клапана с одного конца, за которым следует сверхзвуковое сопло с рабочим участком для испытаний аэродинамических моделей.

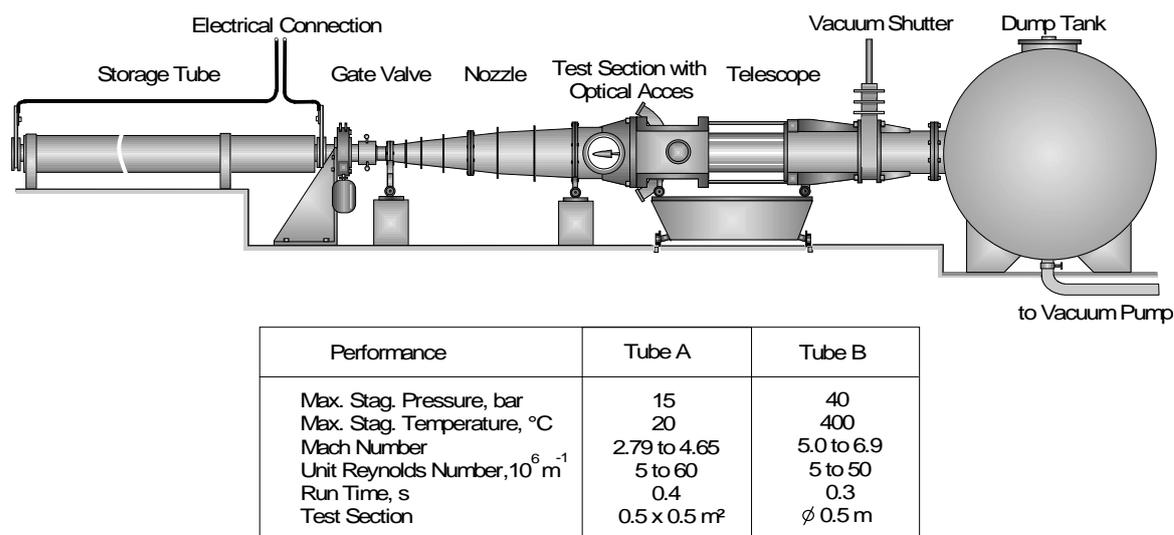


Рис.1 Сверхзвуковая труба Людвига DLR Göttingen

За рабочим участком располагается танк-резервуар для сбора воздуха и подачи его на новый цикл. После нагнетания воздуха высокого давления в резервуар длинной трубы до нужного уровня, следует внезапное открытие клапана, удерживающего ворота трубы. Газ устремляется в сверхзвуковое сопло и разгоняется до сверхзвуковой скорости с фиксированным значением условий торможения. Труба Людвига длиной 80 метров обеспечивает полезное время опыта 0,3 секунды. За это время волна расширения успевает пройти до глухого конца трубы отразиться и вернуться назад. Низкая стоимость проведения опыта, относительно большой рабочий участок для измерений и хорошая оптическая доступность области исследования позволяют применять такой тип оборудования для многих задач с оптическими измерениями, тонкими визуализирующими масляными плёнками и тепловизионными

измерениями. В экспериментах использовалась модификация тепло-визионной камеры, описанной в [4].

В ходе отработки методики автоматизированной панорамной съёмки потребовался алгоритм синхронизации трёх процессов: запуска импульсной трубы, установления исследуемого режима течения и характерного времени восстановления тепловизионной картины [1,4]. Как показали уже первые опыты, точность метода соответствовала выявлению аэродинамических особенностей течения, связанных с продольными вихревыми структурами и их динамикой. Так весьма малые по интенсивности – около 3 – 5 % интенсивности основного потока продольные вихревые структуры давали устойчивую проекцию плотностей тепловых потоков во всей области взаимодействия и далеко вниз по потоку от неё.

Принципиальное значение в подобных панорамных исследованиях тепловых характеристик на поверхности модели имеет установка невозмущённого стандартного равномерного распределения тепловых потоков по поверхности модели. Тепловизионная картина даёт преимущественное цветовое поле с контролируемыми неоднородностями случайной природы. Однако эти случайные флуктуации теплового потока не являются критическими для проявления упорядоченной картины воздействия продольных вихревых структур на распределение тепловых потоков с малыми регулярными отклонениями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Schülein E. Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten Überschallströmungen mit Ablösungen. *DLR IB 224 – 02 A 12*, DLR Göttingen, 2002, 32p. (in German).
2. Schülein E., Zheltovodov A.A. Documentation of Experimental Data for Hypersonic 3-D Shock Waves / Turbulent Boundary Layer Interaction Flows // *DLR IB 223 - 99 A 26*, Göttingen, 2001, 95 p.
3. Schultz D.L. and Jones T.V. Heat-transfer Measurements in Short-duration Hypersonic Facilities. *AGARDograph No.165*, AGARD-NATO, 1973, 149 p.

4. ThermaCAM™ SC500 *Operator's Manual*. FLIR Systems AB – Publ. No.1 557 491 – Rev.B, 2001, 74 p.

5. Schülein E., Trofimov V.M. Steady longitudinal vortices in supersonic turbulent separated flows // *Journal of Fluid Mechanics*. – 2011. – Vol. 672. – P. 451 – 476.

REFERENCES

1. Schülein E. Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten Überschallströmungen mit Ablösungen. *DLR IB 224 – 02 A 12*, DLR Göttingen, 2002, 32p. (in German).

2. Schülein E., Zheltovodov A.A. Documentation of Experimental Data for Hypersonic 3-D Shock Waves / Turbulent Boundary Layer Interaction Flows // *DLR IB 223 - 99 A 26*, Göttingen, 2001, 95 p.

3. Schultz D.L. and Jones T.V. Heat-transfer Measurements in Short-duration Hypersonic Facilities. *AGARDograph No.165*, AGARD-NATO, 1973, 149 p.

4. ThermaCAM™ SC500 *Operator's Manual*. FLIR Systems AB – Publ. No.1 557 491 – Rev.B, 2001, 74 p.

5. Schülein E., Trofimov V.M. Steady longitudinal vortices in supersonic turbulent separated flows // *Journal of Fluid Mechanics*. – 2011. – Vol. 672. – P. 451 – 476.

AUTOMATED SYSTEM FOR INFRA-RED IMAGING FLOW ON A FLAT MODELS IN SUPERSONIC EXPANSION TUBE

E. SCHÜLEIN¹, V.M. TROFIMOV²

¹ *Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
10, Bunsenstrasse, Göttingen, Germany, 37073*

² *Kuban State Technological University,
2, Moskovskaya st., Krasnodar, Russian Federation, 350072
e-mail: vtrofimov9@yahoo.com*

Impulse wind tunnels, being a good tool for the study of supersonic flows, impose stringent requirements on the measurement speed of the flow parameters. In this paper we tested the automated system thermal imaging-tion measurements of heat flux on the surface of the aerodynamic configuration with the angle of the compression and closed tear area. Method panoramic thermal imaging was used to record and measure the vortex structures arising in the field curvature of the average of the current lines in the corners of the compression and the

subsequent development of the vortex structure downstream. Synchronization shooting work area model since the start of the pulse tube enabled a test setup and set the time delay needed to get into the box undistorted flow regime.

Key words: thermal imaging survey, supersonic flow, synchronization, separated flows.