ТРУБА ЛЮДВИГА – ЛУЧШИЙ ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ

В.Я. Боровой, **В.Е. Мошаров**, В.Н. Радченко
ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский М.О., vladimir.mosharov@tsagi.ru

Существующие гиперзвуковые аэродинамические трубы (ГАДТ) не могут обеспечить моделирование необходимого диапазона условий полета летательных аппаратов (ЛА). Числа Рейнольдса в существующих ГАДТ, как правило, значительно меньше натурных. Для моделирования реальных свойств газа необходимо обеспечивать натурный скоростной напор и натурную температуру торможения (от 2000К при М=5 и выше). А из-за неравновесного течения газа в сопле некоторые течения не могут быть смоделированы в АДТ ни при каких условиях.

Наряду со строительством новых уникальных ГАДТ всегда есть путь совершенствования расчетных методов проектирования ЛА. Первый путь требует создания новых материалов и новых измерительных технологий, а также огромных расходов на строительство и эксплуатацию таких установок. Для движения по второму пути, кроме наращивания вычислительных мощностей, необходимо накопление тестовых случаев для валидации расчетов.

Тестовый случай может отличаться от промышленного эксперимента не только простой геометрией, но и меньшим числом Рейнольдса, Маха и меньшей температурой торможения, можно также использовать одноатомный газ. Задача состоит в воспроизведении топологии течения и получения в эксперименте точных и полных данных. Под полными данными подразумевается получение полей физических величин (которые можно сравнивать с расчетом) в потоке вокруг обтекаемого тела или, лучше, на поверхности тела. Именно на поверхности тела рождаются силы и тепловые нагрузки, действующие на летательный аппарат.

Гиперзвуковая АДТ схемы Людвига является идеальным инструментом для накопления тестовых случаев. Краткое (не более 200мс), но достаточное для исследования отрывных течений, время существования потока определяет низкую стоимость пуска и

небольшой нагрев поверхности модели во время пуска. Импульсный запуск и стабильные параметры потока упрощают экспериментальные методики и повышают точность измерений.

Небольшой нагрев поверхности модели во время пуска расширяет выбор материалов для изготовления моделей, в том числе возможно использование прозрачных материалов, что важно для верификации внутренних течений. Также при нагреве поверхности модели до 100^0C можно применять глобальные оптические методы: люминесцентные преобразователи давления (ЛПД) и температуры (ЛПТ), метод визуализации предельных линий тока. Кроме того теплофизику материала модели можно считать постоянной, что важно для измерения тепловых потоков.

Омический подогреватель, который обычно используется в трубах Людвига, позволяет вести исследования до числа Маха M=9-10 (ограничение определяется, с одной стороны, конденсацией азота и кислорода, а с другой стороны, термической прочностью канала высокого давления). Использование гелия снимает ограничение по числу Маха. Конструкция АДТ (выхлоп в вакуумную емкость) позволяет повторно использовать гелий, что может уменьшить стоимость пусков с гелием. Несложно в трубе Людвига организовать охлаждение модели перед пуском и, таким образом, исследовать влияние температурного фактора.

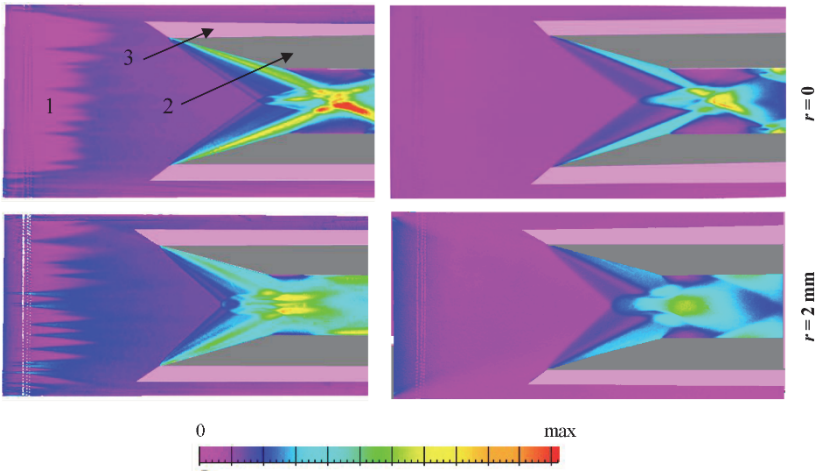
В ЦАГИ по схеме Людвига работает АДТ УТ-1М [1]. Продолжительность стационарного течения 40 мс. Инициализация пуска осуществляется путем разрыва двойной диафрагмы. При этом время запуска составляет не более 1 мс.

Сформирована тестовая задача для валидации расчета теплового потока в области отрывного течения, которое возникает на поверхности острой пластины с установленным на ней острым клином при числе Маха набегающего потока M = 5. Клин находится на некотором расстоянии от передней кромки пластины, что оказывается достаточным для турбулизации потока в условиях естественного перехода.

Течение описанного типа возникает в окрестности щеки плоского сверхзвукового воздухозаборника, а также в местах сопряжения консоли крыла или киля с фюзеляжем.

Развитием этой тестовой задачи будет теплообмен на затупленной пластине с установленным на ней клином, а также на

пластине с установленными двумя клиньями. Задачу можно еще усложнять затуплением клиньев и установкой сверху обечайки.



а) Число Стантона St б) Коэффициент давления C_p

1–пластина, 2-клин, 3-тень клина

Рис. 1. Поля теплового потока (а) и поля статического давления (б) на плоской острой (r = 0) и на затупленной (r = 2мм) пластинах с установленными на них двумя острыми клиньями при M=5, Re_∞=27x10^6

Для примера на рис. 1 представлены поля теплового потока (рис. 1а) и поля статического давления (рис. 1б) на плоской острой ($r = 0$) и на затупленной (радиус затупления $r = 2$мм) пластинах с установленными на них двумя острыми клиньями [2]. Поля представлены в псевдоцвете, в соответствии с цветами радуги. Изображаемая величина возрастает от фиолетового к красному, как показано на шкале, представленной на рисунке. Шкалы теплового потока (числа Стантона) различаются ровно в два раза и, таким образом, видно, что затупление с радиусом $r = 2$мм более, чем в 2 раза снижает максимумы теплового потока. Шкала давления (C_p) для затупленной кромки на 20% меньше шкалы для пластины с острой кромкой. Затупление пластины влияет на распределение давления значительно меньше, чем на распределение теплового потока.

Часть представленных результатов получена при финансовой поддержке РНФ (грант №23-19-00041).

Литература

1. Безменов В.Я., Колочинский Ю.Ю. Конструкция и характеристики гиперзвуковой ударной трубы УТ-1 ЦАГИ. Труды ЦАГИ. 1969. №9152.
2. Borovoy V., Egorov I., Mosharov V., Radchenko V., Skuratov A., and Struminskaya I. Entropy-Layer Influence on Single-Fin and Double-Fin/Boundary-Layer Interactions. AIAA J., v.54, 2016, pp.443-457.