

Исследование зависимости интенсивности скачка уплотнения и волны разрежения от температуры с применением модифицированного метода Годунова второго порядка точности.

И.Н. Холин¹

¹Московский физико-технический институт (государственный университет)

В настоящее время экспериментальные исследования являются основным источником получения надежных данных на этапе предварительного проектирования различных типов летательных аппаратов. Основная задача эксперимента состоит в правильном моделировании различных режимов работы исследуемых объектов, например, самолетов или ракет. Известно, что результаты экспериментов в АДТ отличаются от результатов измерений в условиях свободного полета. Для получения правильного результата необходимо выполнение условий подобия. Этому вопросу посвящено множество монографий, например [1,3], где показано, что при выполнении условия равенства числа Рейнольдса обтекание различных тел вязким потоком сжимаемого газа является подобным. Указанным свойством можно воспользоваться при моделировании течений в аэродинамических трубах. Известно, что модели самолетов, как правило, меньше своих оригиналов. Это приводит к необходимости увеличения числа Рейнольдса. В мире существуют аэродинамические трубы, которые увеличивают числа Рейнольдса за счет уменьшения температуры до величины порядка 100°K путем впрыскивания азота в жидком состоянии в рабочий тракт трубы.

Изменение газа и его температуры существенно влияет на такой параметр, как показатель адиабаты, который в свою очередь влияет на газодинамические функции. В обычном случае для подсчетов экспериментальных данных используют в качестве показателя адиабаты постоянную величину. Однако, это не совсем корректно в условиях криогенных труб таких как, например, Европейская трансзвуковая АДТ [2]. Это делает актуальной проверку возможности применения криогенных технологий в случае наличия скачков уплотнения. В данной работе этот вопрос исследован путем изучения влияния показателя адиабаты на интенсивность косоугольного скачка уплотнения и волны разрежения Прандтля-Майера.

Данная задача решалась в два этапа. На первом этапе [5] был произведен численный эксперимент, в котором исследовался перепад статического давления для

скачка уплотнения и волны разрежения в зависимости от температуры с использованием приближенного метода. Данный метод заключается в применении адиабатических формул газовой динамики с вариацией показателя адиабаты. И на основе этих данных был произведен расчет обтекания биплана Буземана. На втором этапе (в данной работе) решена задача Римана о распаде произвольного разрыва с учетом свойств реального газа при криогенных температурах [4] и произведен численный расчет обтекания биплана Буземана в указанных условиях (рис.1). Показано, что метод, использованный на первом этапе работы, приводит к ошибочному выводу о сильном влиянии криогенных температур на интенсивность скачков уплотнения и волн разрежения. Кроме того сделан вывод о том, что в рассмотренном диапазоне параметров интенсивность перепада статического давления на скачке уплотнения мало отличается от соответствующей величины, рассчитанной для воздуха при температуре $T=298\text{K}$.

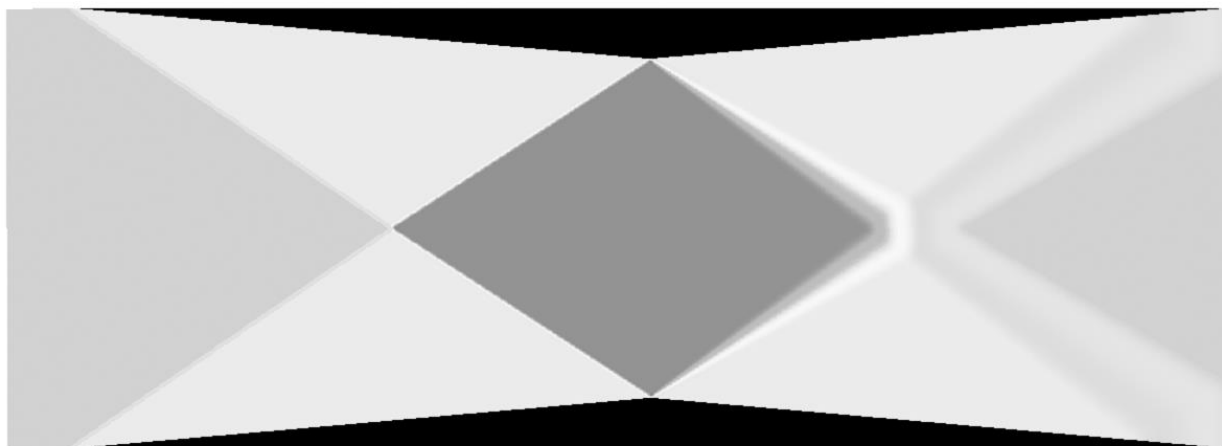


Рис. 1. Обтекание биплана Буземана при криогенной температуре.

Литература

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1973.
2. .Walter U., Hefer G. ETW User's Guide, revision A. – Report number ETW/D/95001/A, Jan. 2004.
3. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1991.
4. Босняков С.М, Нейланд В.Я., Власенко В.В., Курсаков И.А., Матяш С.В., Михайлов С.В. Квест Ю. Опыт применения результатов численного расчета для подготовки и проведения испытаний в аэродинамических трубах. – Математическое моделирование 2013 год, том 25, номер 9
5. Холин И.Н. О влиянии криогенных температур на интенсивность косоугольного скачка уплотнения и волны разрежения Прандтля-Майера. –Труды 57-й научной конференции МФТИ, МФТИ, 2015, С 30-31