

УДК 536.629.7

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТОРМОЖЕНИЯ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ ПОТОКАХ

Эдуард Сергеевич Бирюков⁽¹⁾, Юрий Владимирович Жилин⁽²⁾

Аспирант кафедры «Теплофизика»⁽¹⁾, научный консультант, кандидат технических наук, начальник отделения НИО-8 ЦАГИ⁽²⁾

*Научный руководитель: В.Н. Афанасьев,
доктор технических наук, профессор кафедры «Теплофизика»*

Современная авиация стоит на рубеже перехода от околозвуковых и умеренных сверхзвуковых ($1 < M < 3$) скоростей полета к гиперзвуковым скоростям. Ракетная техника и космонавтика изначально имели дело с гиперзвуком (M до 22). Поэтому исследования в этой области науки являются весьма актуальными.

Несмотря на значительные, особенно в последние годы, успехи теоретических, преимущественно численных методов исследования, в разработке конструкций гиперзвуковых летательных аппаратов нельзя обойтись без проведения сложных и дорогостоящих экспериментов.

Большим преимуществом здесь обладают экспериментальные установки импульсного действия с длительностью эксперимента от 1 до 100 миллисекунд. Эти установки значительно дешевле в эксплуатации по сравнению с аэродинамическими трубами длительного действия. Часто в импульсном процессе удается получить существенно более широкий диапазон изменения параметров гиперзвукового течения: давление и температуру торможения, числа Маха, Рейнольдса, Нуссельта и др.

Однако, при столь явных преимуществах, импульсные аэродинамические установки имеют и существенный недостаток: кратковременность процесса предъявляет жесткие требования к инерционности регистрирующей аппаратуры. Если усредненные за время эксперимента значения давления торможения ещё удаётся непосредственно измерить современными малоинерционными датчиками, то температуру торможения приходится определять расчетным путем [1], что существенно снижает ценность эксперимента как такового.

В работе [2] было показано, что классические методы измерения параметров торможения в аэродинамических потоках длительного действия нельзя применить к кратковременным импульсным процессам в силу того, что за время эксперимента ~ 40 мс параметры торможения изменяются во времени и носят неустановившийся характер.

Гиперзвуковая ударная труба УТ-1М, подробное описание которой приведено в [1, 2] много лет используется в ЦАГИ (г. Жуковский) для исследования теплообмена при аэродинамическом нагреве летательных аппаратов. Она может работать в двух режимах: как «классическая» ударная труба (рис. 1), с максимально возможной длительностью эксперимента 5 мс, и как «труба Людвига» (рис. 2), с длительностью эксперимента от 20 до 40 мс.

До сих пор параметры торможения потока определялись исключительно расчётным путём в предположении постоянства температуры по длине и сечению канала высокого давления. Для проверки справедливости этого предположения было разработано и сконструировано устройство, оснащенное термопарами типа «хромель — копель» (рис. 3).

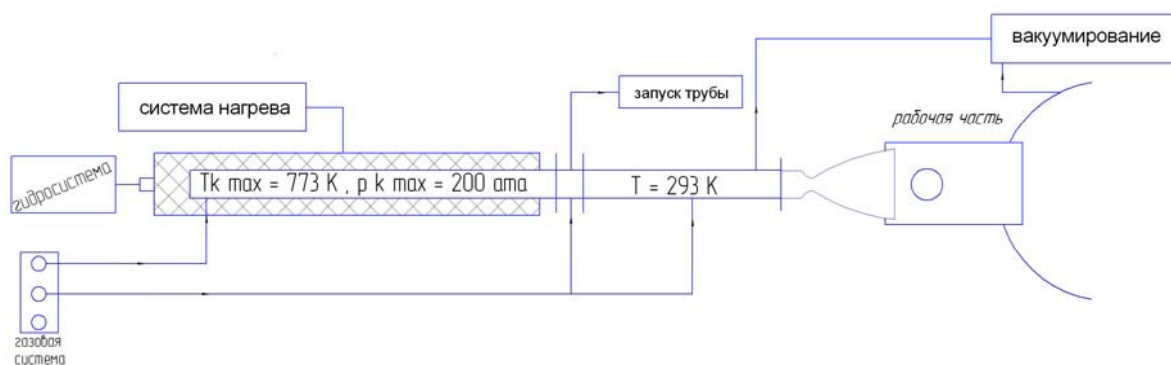


Рис. 1. Схема ударной аэродинамической трубы УТ-1М

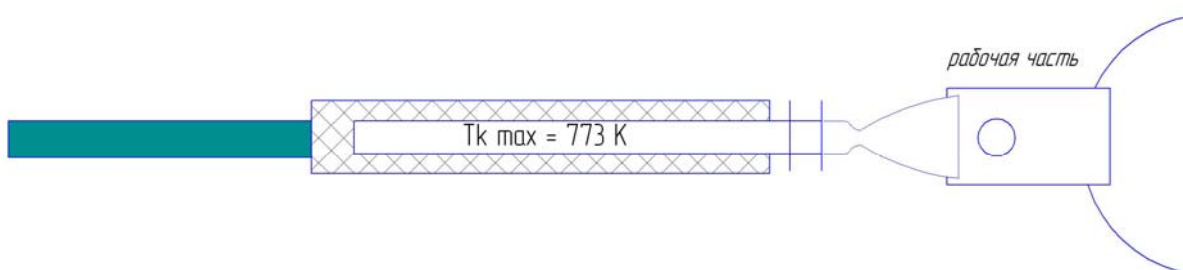


Рис. 2. Аэродинамическая ударная труба УТ-1М в режиме «трубы Людвига»

Камера высокого давления трубы оснащена 6-ю секциями электрических нагревателей по 2м каждая. В семи сечениях (1-7) трубы (рис. 3) установлены фасонные металлические центрирующие крестовины, на каждой из которых закреплены по четыре термопары типа «хромель-копель». Крестовины крепятся на центрирующей «штанге» – нержавеющей трубке диаметром 4 мм, предположительно в самых «горячих», «холодных», а также «промежуточных» сечениях трубы.

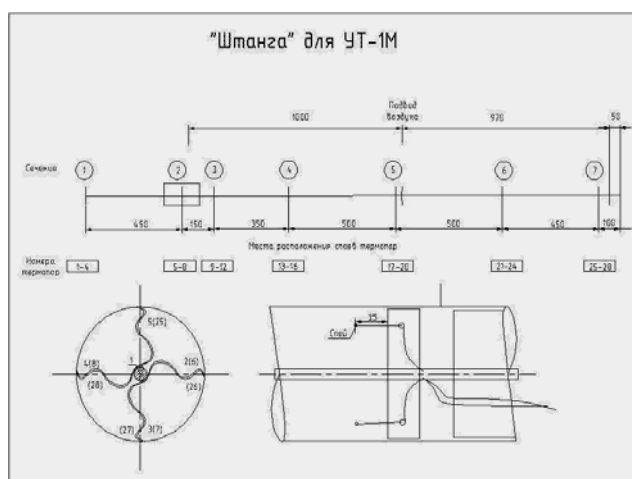


Рис. 3. Устройство для измерения полей температур

Для уменьшения искажения при измерениях температурного поля спаи термопар вынесены за пределы крестовин на 15 мм.

С торца «штанги» установлен цилиндрический керамический теплоизолятор из материала ТЗМК-10 и прочный стальной фланец с гермопроходом для проводов термопар, способный выдержать давление в камере до 200 атм. Жгут термопарных проводов распаян на унифицированный 32-контактный разъем для соединения с

измерительно-вычислительным комплексом (ИВК) ударной трубы. Так как кабель, соединяющий «штангу» с ИВК выполнен медными проводами, на разъеме установлена дополнительная термопара «хромель-копель» для измерения «холодных» спаев всех термопар.

В среднем сечении ударной трубы дополнительно установлена термопара – «свидетель» из сплавов «хромель-копель», выступающая в поток на 20 мм. С помощью этой термопары измеряют температуру газа после удаления устройства.

Результаты, полученные при помощи данного устройства, представлены на рис. 4. Из рис. 4 видно, что имеет место существенно неравномерное распределение температур как по длине, так и по сечению канала. Также было отмечено, что в ожидаемых самых «горячих» сечениях (середина секции) температура не достигает наивысших значений, максимум распределения смещен к «промежуточным» сечениям. Это объясняется тем, что в именно в середине нагреваемой секции осуществляется подвод воздуха при наполнении трубы, привносящий дополнительную неоднородность в распределение температур.

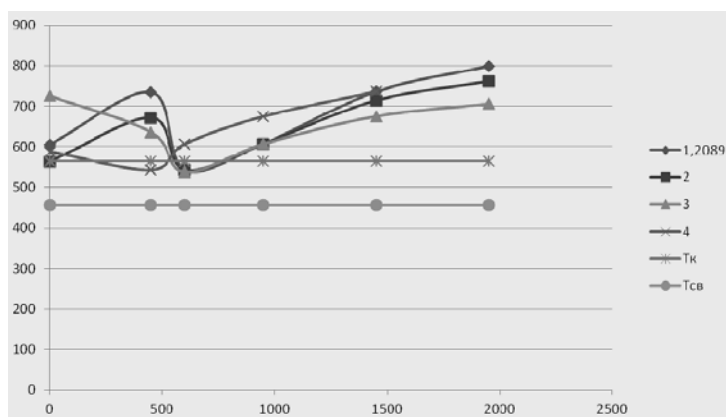


Рис. 4. Распределение поля температур в ударной трубе УТ-1М

На основании приведенных измерений подтвердилось предположение, что выявленная в [3, 4] неоднородность по времени температуры торможения потока во время пуска обусловлена неоднородностью распределения температуры воздуха в камере высокого давления перед пуском [2].

Результаты, полученные в ходе измерений полей температур в ударной трубе УТ-1М, позволили доказать необходимость создания нового метода и устройства для измерения параметров торможения (давления и температуры) в импульсных быстропотекающих процессах.

Авторами работы [5] был предложен новый метод измерения быстроменяющейся температуры торможения газового потока. Данный метод основан на предположении, что для рядом стоящих датчиков теплового потока значения α и T_0 в каждый момент времени одинаковы. Сами же датчики имеют разную температуру вследствие нагрева одного из них при помощи специального спирального нагревателя. Преимущество данного метода заключается в том, что он не зависит от чисел Маха и Рейнольдса и может быть использован при исследовании нестационарных тепловых потоков. Также в работе [5] была предложена модель датчика для измерения тепловых потоков, основанного на эффекте Зеебека, т.е. на возникновении ЭДС в электрической цепи, состоящей из последовательно соединённых разнородных проводников, контакты между которыми находятся при различных температурах. Температурный градиент обеспечивался за счет того, что на разной глубине датчик прогревается до разной температуры. Однако описанный в [5] высокотехнологичный датчик теплового потока оказался крайне ненадежным, что не позволило использовать его в экспериментах.

В рамках работы по измерению параметров торможения в импульсных гиперзвуковых потоках сконструировано устройство (рис. 5) для непосредственного измерения параметров течения в импульсной гиперзвуковой аэродинамической установке УТ-1М ЦАГИ, имеющей характерную длительность эксперимента от 5 до 40 миллисекунд.

Устройство оснащено двумя пьезодатчиками давления [6] и двумя датчиками теплового потока (поверхностные термопары) [7]. Применение поверхностных термопар стало возможным ввиду того, что был разработан новый метод обработки их сигналов, позволивший снизить инерционность с 1 секунды до 1 миллисекунды. Разработанное устройство позволяет измерять не только средние за время эксперимента значения параметров торможения, но и их пульсационную составляющую, по крайней мере, в акустическом диапазоне частот. Теоретические исследования показывают, что именно пульсационная составляющая параметров течения существенно влияет на аэродинамику и теплообмен на поверхности гиперзвуковых летательных аппаратов, в частности, на условия ламинарно – турбулентного перехода.



Рис. 5. Устройство для измерения параметров торможения
в импульсных гиперзвуковых потоках

Для повышения точности определения температуры торможения T_0 необходимо знать точные значения коэффициентов тепловой активности ε установленных на модели датчиков. Для этого была проведена их индивидуальная тарировка на импульсной тепловой градуировочной установке ИТГУ.

Тепловой градуировочный импульс установки создается струей нагретого воздуха 4 (рис. 6) из сопла 1, направленной перпендикулярно к активной поверхности преобразователя 3. Диаметр струи соизмерим с диаметром его активной поверхности. Струя нагретого воздуха 4, направленная на градуируемый преобразователь 3 до подачи теплового импульса отклоняется в сторону струей ненагретого воздуха 5 из сопла 2. При этом температура калориметра градуируемого преобразователя примерно равна комнатной. Для подачи импульса отклоняющаяся струя прерывается на некоторое время? и тогда струя нагретого воздуха направляется на калориметр. Амплитуда плотности теплового потока измеряется. Отсечение струи холодного воздуха осуществляется с помощью отсечного клапана.

На рис. 7 показано разработанное устройство, установленное на ИТГУ для проведения тарировок. Примеры сигналов, зарегистрированных с помощью ИВК установки ИТГУ, показаны на рис. 8 и 9. Было определено, что коэффициенты

тепловой активности ε обоих датчиков слабо зависят от начальной температуры и равняются $\varepsilon=875$. Из рис. 8 и 9 видно, что сигнал «горячего» датчика, имевшего начальную температуру $t_n = 150^\circ\text{C}$ меньше сигнала «холодного» датчика ($t_n = 20^\circ\text{C}$) примерно в 1,5 раза. Соответственно, так же различаются и тепловые потоки в оба датчика (рис. 10). Обработка результатов измерений по уравнению (1), проведенная на интервале времени от 0 до 40 мс (рис. 11), дала значение температуры потока $\sim 300^\circ\text{C}$, что соответствует показаниям контрольной термопары, установленной на ИТГУ.

$$T_0 \approx \frac{q_1 T_1 - q_2 T_2}{q_1 - q_2} ; \quad \alpha(\tau) = \frac{q_1(\tau) - q_2(\tau)}{T_1(\tau) - T_2(\tau)}, \quad (1)$$

где: T_0 – температура торможения;
 T_1 – температура первого датчика;
 T_2 – температура второго датчика;
 q_1 – тепловой поток в первый датчик;
 q_2 – тепловой поток во второй датчик.

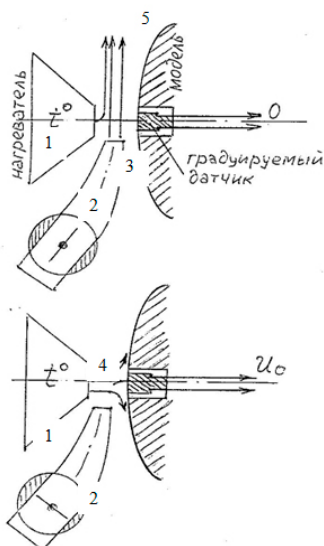


Рис. 6. Принцип действия установки ИТГУ



Рис. 7. Разработанное устройство на ИТГУ

Таким образом, можно сделать вывод, что разработанные метод и устройство позволяют измерять параметры торможения газовых потоков за интервалы времени, измеряемые несколькими миллисекундами при соизмеримых значениях температуры торможения и начальной температуры «горячего» датчика. Кроме того, указанное устройство может применяться и при измерениях высокочастотной пульсационной составляющей в аэродинамических трубах длительного действия, если его на короткое время вводить в поток с помощью быстродействующего механизма.

Также необходимо отметить, что в ходе тарировки были предложены меры по усовершенствованию как разработанного устройства, так и самой импульсной тепловой градуировочной установки ИТГУ.

Разработанное устройство было испытано на ударной аэродинамической трубе УТ-1М ЦАГИ при различных давлениях и числах Маха. Так, диапазон давлений составил от 30 до 80 атмосфер. Для изменения скорости потока использовались сменные гиперзвуковые сопла, которые позволили испытать устройство при числах Маха, равных 5, 6 и 8. В настоящее время проводится обработка результатов, полученных в ходе серии экспериментов на ударной трубе УТ-1М.

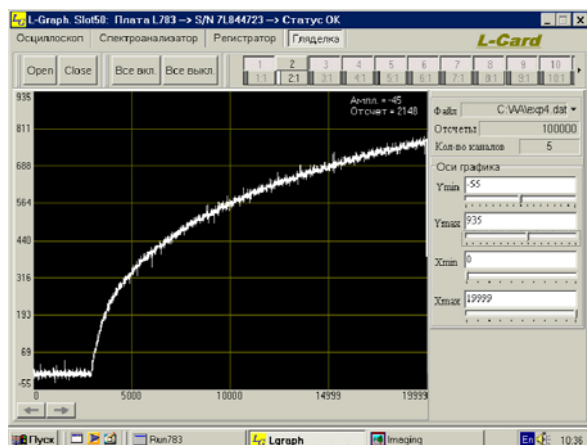


Рис. 8. Сигнал «холодного» датчика

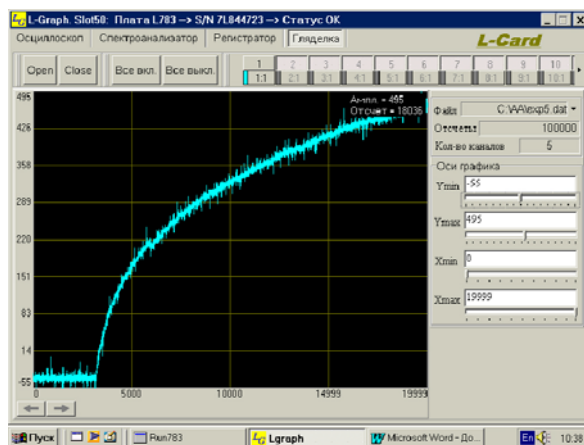


Рис. 9. Сигнал «горячего» датчика

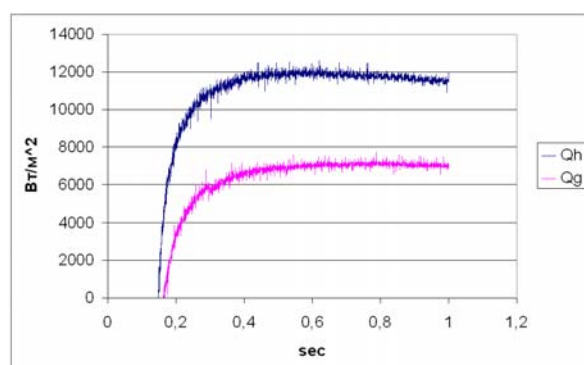


Рис. 10. Обработка сигналов датчиков
в тепловых потоках

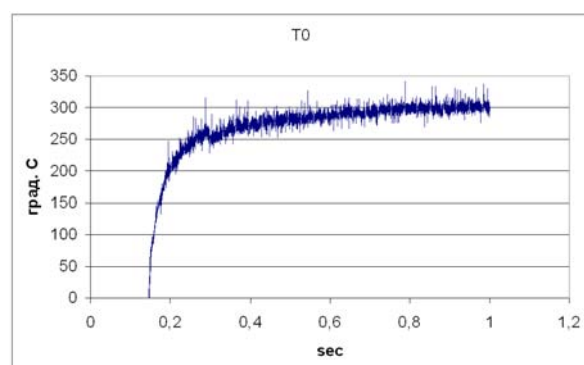


Рис. 11. Обработка сигналов датчиков
в температурах

Литература

1. А.Н. Иванов. Параметры течения газа перед соплом ударной трубы УТ-1М в режиме импульсной трубы. - НТО НИО-8 ЦАГИ. - №10276, 2000г.
2. Ю.В. Жилин, Н.И. Евсеев. Разработка методики и средств для измерения концентрации твердой фазы в двухфазном потоке и параметров торможения потока. - НТО НИО-8 ЦАГИ. - №10693, 2003г.
3. В.Н. Афанасьев, Э.С. Бирюков. Студенческий научный вестник // «Измерение параметров торможения в гиперзвуковом высокосопляном потоке». Том X, часть 3, Москва 2010.
4. Э.С. Бирюков сб. тр. Всероссийской конференции молодых учёных и специалистов Будущее машиностроения России // «Тарировка модели для измерения параметров торможения в импульсных гиперзвуковых потоках». МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2010.
5. H. Knauss, U. Gaisbauer, A. Maslov, B. Smorodsky. International Conference on the Methods of Aerophysical Research // «Calibration Experiments of a New Active Fast Response Heat Flux Sensor to Measure Total Temperature Fluctuations», Novosibirsk Publishing House "Nonparel", 2002. p.86-113.
6. Л.Г. Гвоздева, Ю.В. Жилин. Пьезоэлектрический датчик давления. – ПТЭ. - №, 1977.
7. В.Я. Боровой, Ю.Ю. Колочинский. Труды ЦАГИ // «Поверхностные термодатчики – средство исследования теплообмена на моделях в аэродинамических трубах периодического действия». Выпуск 2340, Москва 1987.