

ЛИТЕРАТУРА:

1. Ушаков С.Г., Зверев Н.И. Инерционная сепарация пыли.– М.: Энергия. 1974, 168 с.
2. Мизонов В.Е., Ушаков С.Г. Аэродинамическая сепарация порошков. – М.: Химия, 1989. –160 с.
3. Росляк А.Т., Бирюков Ю.А., Пачин В.Н. Пневматические методы и аппараты порошковой технологии.– Томск: Изд-во Томск. ун-та, 1990.– 272 с.
4. Барский Л.А., Плаксин И.Н. Критерии оптимизации разделительных процессов. М.: Наука, 1967. –119 с.
5. Барский М.Д., Ревнивцев В.И., Соколкин Ю.В. Гравитационная классификация зернистых материалов. М., «Недра», 1974. –232 с.
6. Барский М.Д. Фракционирование порошков. М.: Недра, 1980. – 237 с.
7. Справочник по пыле- и золоулавливанию //Под ред. М.И . Биргер, А.Ю. Вальдберг, Б.И. Мягков и др. Под общей ред. А.А. Русанова – 2 изд. М.: Энергоатомиздат, 1983. – 312 с.
8. Справочник по специальным функциям. М.: Наука, 1979.– 832 с.
9. Hukki R.T. and Airaksinen T. A study of the improved pneumatic classification on production of micropowder // Fine Particles Processing. Proceedings of the International Symposium on Fine Particles Processing Las Vegas, Nevada, February 24-28. 1980. V1, p. 181–208.
10. Василевский М.В., Мальцев А.А., Перков В.В., Танков Н.К., Богданов А.Л. Эффективность сепарации частиц в вихревых камерах // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики: Доклады конференции. – Томск: Изд-во Том. ун-та 1998, с. 276 –277.

Научный руководитель: А.С. Разва, к.т.н., доцент каф. ТПТ ЭНИН ТПУ.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ТЕПЛООБМЕНА В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ МОДЕЛЬНОГО ГПВРД ПРИ ОБТЕКАНИИ СВЕХРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

В.В. Мацкевич¹, В.В. Фарапонов¹, Е.А. Маслов^{1,2}

Томский государственный университет
ФТФ, ДП¹

Томский политехнический университет
ЭНИН, ТПТ²

Современные исследовательские интересы требуют синергетического развития междисциплинарных отраслей науки. Не остается в стороне и интерес аэродинамического исследования, включающий в себя, например, нахождение эмпирических констант для верного описания физических процессов в таких прикладных областях как теплоэнергетика, авиа и судостроение.

Целью данной работы поставлено изучение и применение аэродинамического эксперимента в условиях натурального (физического) моделирования обтекания гиперзвуковым потоком прямого воздушного реактивного двигателя (ГПВРД) с использованием экспериментальной установки быстрого действия. Экспериментальное исследование предполагается проводить с учетом накопленного опыта аэродинамических испытаний моделей более простой геометрии. Также, как сравнительный аспект работы, рассматривается численное решение задачи обтекания ГПВРД, как одного из перспективных видов двигателей авиационной промышленности.

По результатам проведенного физического моделирования определено, что безразмерное число Маха потока, измеренное сразу за критическим сечением в проточном тракте ГПВРД осесимметричного исполнения, равняется $M=1.87\pm 0.022$ [1]. В целях проведения сравнительной оценки результатов физического и математического моделирования предлагается построение графической зависимости распределения безразмерного числа Маха по проточной части ГПВРД, которая отражена на рисунке 1.

Как видно из сравнения математического и физического эксперимента, полученные результаты безразмерного числа Маха для точки за критическим сечением осесимметричной модели ГПВРД (точки 5-6 на рисунке 1) согласуются с относительной погрешностью $\Delta M = 8.8\%$. Значения распределения безразмерного параметра M по проточному тракту осесимметричной ГПВРД занесены в таблицу 1 [1, 2].

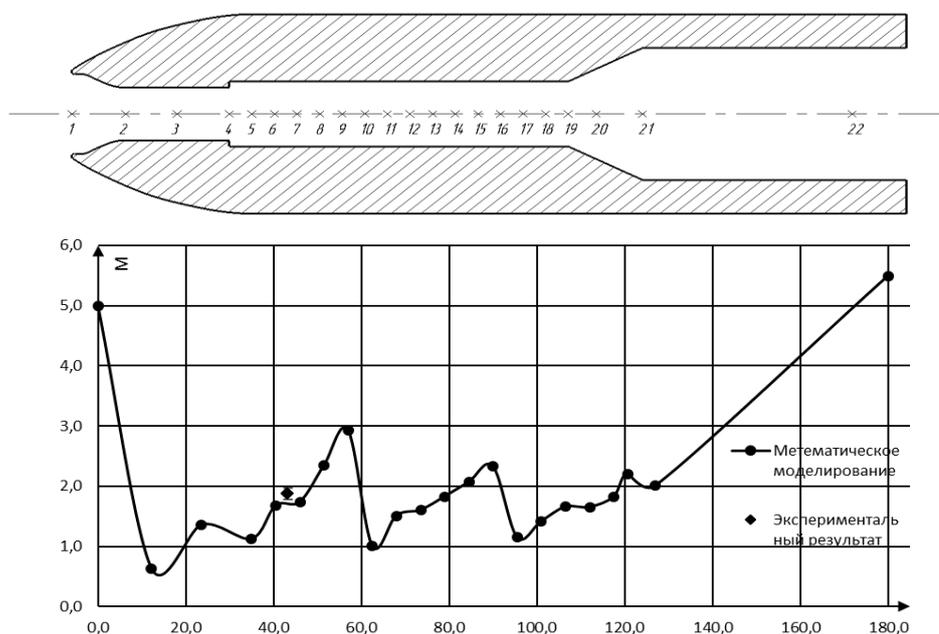


Рис. 1. Сравнение результата математического и физического моделирования распределения числа Маха по проточному тракту ГПВРД.

Визуализация процесса обтекания сверхзвуковым потоком по проточному тракту ГПВРД показана на рисунке 2.

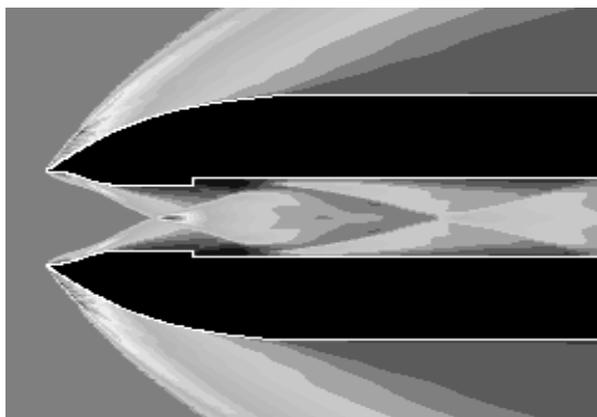


Рис. 2. Визуализация течения сверхзвукового потока по проточному тракту ГПВРД с набором косых скачков уплотнения

Важнейшей целью моделирования гиперзвукового обтекания модели данного типа, как указывалось выше, является получение численных значений параметров рабочего тела (воздуха) по сечениям внутренней проточной части, так как натурным экспериментом получение адекватных полей температур, скоростей не представляется возможными или является трудно выполнимым. Ввиду того, результаты (значение числа Маха за критическим сечением) численного и экспериментального исследования показали приемлемую точность, то последующее определения необходимых параметров по проточной части ГПВРД целесообразно определять посредством более дешевого и менее энергоемкого численного метода.

Поэтому по результатам численного моделирования было предложено измерение параметров рабочего тела ($T_{\text{стат}}$, $P_{\text{стат}}$, $P_{\text{дин}}$, M) в проточной части, в наиболее характерных сечениях. Численные значения фиксировались по оси симметрии. Все определенные численным методом параметры заносятся в сводные таблицы 1.

Табл. 1. Параметры по оси потока осесимметричного случая.

№ точки	x , мм	M	T , К	P' , МПа	P , МПа
1	0,0	5,00	300,0	1,77	0,10
2	12,2	0,60	1721,9	0,76	2,70
3	23,6	1,40	1342,7	1,48	1,15
4	35,0	1,10	1525,4	1,52	1,72
5	40,5	1,67	1388,9	1,60	1,24
6	46,0	1,74	1124,6	1,28	0,60
7	51,5	2,30	872,9	0,90	0,23
8	57,0	2,90	699,2	0,67	0,11
9	62,5	1,00	1778,7	0,90	1,27
10	68,0	1,50	1372,0	1,25	0,78
11	73,5	1,60	1233,8	1,06	0,59
12	79,0	1,80	1165,4	0,97	0,42
13	84,5	2,10	1111,3	0,93	0,31
14	90,0	2,30	1028,0	0,88	0,23
15	95,5	1,10	1859,3	1,28	1,39

№ точки	x , мм	M	T , К	P' , МПа	P , МПа
16	101,0	1,40	1461,8	0,91	0,64
17	106,5	1,70	1279,5	1,06	0,55
18	112,0	1,70	1264,4	0,95	0,49
19	117,5	1,80	1161,4	0,96	0,41
20	120,6	2,20	1010,5	1,15	0,33
21	127,0	2,00	976,5	0,76	0,10
22	180,0	5,50	283,8	0,10	0,048

В результате визуализации процесса физического моделирования, в условиях гиперзвукового обтекания прямого двигателя, показано, что течение потока по проточному тракту диффузор-камера сгорания происходит с набором косых скачков уплотнения. Вывод подкрепляется результатами математического моделирования. Сравнение результатов физического и математического моделирования показало достаточную точность в определении безразмерного числа Маха за критическим сечением проточного тракта ГПВРД, что в свою очередь означает возможность дальнейшего исследования, в частности моделирования, процессов более сложного характера (например, подвод тепловой энергии в результате сгорания твердого топлива в камере сгорания ГПВРД).

ЛИТЕРАТУРА:

1. Е.А. Maslov. V.V. Klochikhin. I.K. Zharova. Experimental research of supersonic flow around simulating rocket-ramjet. MATEC Web of Conferences 23.01026 (2015)
2. Е.А. Maslov. V.V. Faraponov. N. N. Zolotorev. A.V. Chupashev. V.V. Matskevich. S.Yu. Chizhov. MATEC Web of Conferences 92. 01056 (2017)

Научный руководитель: Е.А. Маслов. к.ф.-м.н.. доцент каф. ТПТ ЭНИН ТПУ.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО МЕТОДА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНО-СКОРОСТНОГО РЕЖИМА ОХЛАЖДЕНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

К.К. Назаров, Л.Ф. Кадырова
Дагестанский государственный технический университет

В последние десятилетия электроника стала неотъемлемой частью окружающего нас мира. В наше время, с увеличением количества микросхем, их надежность стала ключевой проблемой. Отказ новой музыкальной аппаратуры, может быть терпимым, однако проблема в сложных компьютерах, которые поддерживают жизненно важные системы бизнеса, здравоохранения и обороны