

Численное моделирование газодинамических процессов в каналах воздухозаборников СПВРД

Ю.И. Димитриенко, А.А. Захаров, М.Н. Коряков

14 марта 2012 г.

Течения газа в каналах воздухозаборников прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) летательных аппаратов, выполняющих полет на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях являются многомерными, нестационарными (при дросселировании каналов процессы установления скачков могут идти достаточно продолжительное время), а при некоторых режимах работы и неустойчивыми (режимы помпажа) [1, 2]. Области течения в каналах, как правило, являются сложными геометрическими областями с криволинейными границами, длина которых может в несколько раз отличаться от остальных размеров. Указанные особенности предъявляют достаточно высокие требования к качеству решения, которое должен обеспечивать численный метод, и к возможностям существующих программных комплексов.

Для моделирования данного типа течений в работе используется разработанный авторами численный метод ленточных адаптивных сеток [3, 4] и программный комплекс “Сигма”, которые предназначены для исследования двумерных, осесимметричных и трехмерных течений газа в областях сложной криволинейной формы, учитывают комбинированное (внутреннее и внешнее) течение, позволяют вести расчет с заранее неизвестной формой ударных волн и условий на скачках и исследовать нестационарные неуставливающиеся режимы. Программный комплекс включает в себя модули трехмерного геометрического моделирования, модуль задания свойств, параметров и начальных данных, генератор адаптивной сетки (препроцессор), расчетный модуль (процессор) и визуализатор расчетов (постпроцессор).

Проводилось моделирование дроссельного эксперимента в канале осесимметричного сверхзвукового воздухозаборника, которое заключалось в проведении серии расчетов течений с последовательным увеличением противодавления p_g (давления в выходном сечении воздухозаборника, рис. 1) вплоть до режима, когда прямой скачок выходил из входного сечения канала. При этом предполагалось, что в начальный момент времени $t = 0$ в выходном сечении воздухозаборника располагается заглушка в виде разрушаемой мембраны. Разрушение мембраны происходило после того, как давление в канале превосходило двукратное значение начального давления. Также

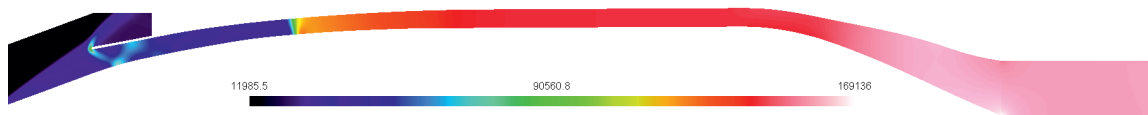


Рис. 1: Распределение давления в канале в режиме дросселирования ($t = 92,4$ мс)

Рис. 2: Распределение давления в канале в режиме без дросселирования ($t = 17$ мс)

был рассмотрен режим свободного выхода потока из канала, когда выходное давление не фиксировалось, и предполагалось, что течение в камере сгорания не оказывает влияние на течение в воздухозаборнике (режим без дросселирования, рис 2). Расчеты проводились при числе Маха набегающего потока $M_H = 2.6$.

Процессы установления параметров и стабилизации положения замыкающего прямого скачка на расчетных режимах носили колебательный характер, затухание которых происходило тем медленнее, чем больше было заданное противодавление в выходном сечении воздухозаборника. В режиме свободного выхода потока установление наступало через 26.7 мс; в режимах $p_g/p_H = 9, 10$ время увеличивалось до 33–35 мс; а в режимах $p_g/p_H = 11, 12$ установление происходило через 70–75 мс. Наконец, в режиме $p_g/p_H = 13$ момент установления наступал через 92.4 мс. Таким образом, времена установления газодинамических параметров в канале при расчетных режимах могут возрастать в несколько раз по сравнению с временами установления режимов с малым дросселированием или при отсутствии дросселирования.

При дальнейшем повышении противодавления в выходном сечении канала на режиме $p_g/p_H = 14$ прямой скачок выходил из канала в область внешнего обтекания. Далее течение носило колебательный характер с возрастающей амплитудой колебаний. Выхода на установившийся режим не происходило, наблюдался эффект помпажа.

По результатам численного моделирования для каждого режима дросселирования были найдены значения полного давления и коэффициента восстановления полного давления σ . Для нахождения коэффициента расхода f строились линии тока, приходящие на острие обечайки воздухозаборника. По найденным значениям f и σ была построена дроссельная характеристика воздухозаборника и проведено сравнение с экспериментальными данными, которое показало, что относительная погрешность в определении коэффициента расхода f составила не более 2%, а угловая точка дроссельной характеристики (максимальное значение σ до наступления помпажа), полученная в расчетах, превышала экспериментальную менее чем на 12%.

Исследование выполнено при поддержке грантов Президента РФ МК-2498.2011.8,

МК-3150.2012.8.

Результаты расчетов были получены с использованием суперкомпьютера СКИФ МГУ "Чебышев".

Список литературы

- [1] Рычков А.Д. Математическое моделирование газодинамических процессов в каналах и соплах. Новосибирск: Наука. 1988. 223 с.
- [2] Яцкевич Н.С. Вязкие турбулентные течения в сверхзвуковых воздухозаборниках на режимах дросселирования // Математическое моделирование. 2000. Т. 12, № 6. С. 39-46.
- [3] Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике. М.: Физматлит. 2011. 280 с.
- [4] Численное моделирование обтекания перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов газовыми потоками / Ю.И. Димитриенко [и др.] // Материалы XVII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам. М., 2011. С. 533-535.