

РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА MSRO С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОДОВ NERAT-2D И NERAT-3D

С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1
Московский физико-технический институт (ГУ),
141700, Долгопрудный, пер. Институтский 9
surg@ipmnet.ru*

Аннотация

Аэротермодинамика модели космического аппарата Mars Sample Return Orbiter (MSRO) изучается с использованием двумерного и трехмерного компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D (Non-Equilibrium Radiative AeroThermodynamics). Выполнен анализ влияния конфигурации многоблочных двумерных сеток на топологию поля течения в двумерном случае. Представлены результаты сравнения расчетных данных по конвективному нагреву поверхности модели MSRO с имеющимися экспериментальными данными ЦАГИ. Приведены результаты исследования влияния химических реакций в CO_2 на конвективный нагрев этой модели для условий эксперимента. Представлены и обсуждаются результаты трехмерного численного моделирования по обтеканию модели MSRO под углом атаки $\alpha = 15^\circ$.

CALCULATION OF AEROTHERMODYNAMICS OF SPACE VEHICLE MSRO WITH CODES NARAT-2D AND NERAT-3D

Aerothermodynamics of model of space vehicle Mars Sample Return Orbiter (MSRO) has been studied with two- and three- dimensional calculation codes NERAT-2D and NERAT-3D (Non-Equilibrium Radiative AeroThermodynamics). Analysis of influence of configuration of multi-block 2D grids on flow field topology for 2D calculation case is presented. Results of comparison of convective heating of model of MSRO with available experimental data performed in TSAGI are considered. Investigation of influence of chemical reactions in CO_2 on convective heating of the model of space vehicle has been performed and discussed. Numerical simulation results for 3D calculation cases of flow field around model of MSRO at angle of attack $\alpha = 15^\circ$ are presented and analyzed.

1. ВВЕДЕНИЕ

Аэротермодинамика модели космического аппарата Mars Sample Return Orbiter (MSRO, рис.1) исследовалась несколькими группами специалистов по компьютерному моделированию [1–10]. В частности, в ряде указанных работ было предсказано распределение конвективного и радиационного теплового потока по поверхности данной модели. После нескольких лет совместных усилий было достигнуто приемлемое согласие этих результатов. Однако до настоящего времени остается ряд нерешенных задач, что тормозит достоверное предсказание аэротермодинамики космических аппаратов в новых условиях полета.

Недавно в ЦАГИ (в сотрудничестве с CNES) были выполнены экспериментальные исследования конвективного нагрева модели космического аппарата MSRO, что дает возможность дополнительного тестирования существующих программных кодов. Пример такого исследования показан на рис.2 (данные результаты опубликованы в трудах 3-го Европейской конференции по излучению высокотемпературных газов).

В данной работе представлены некоторые результаты такого тестирования компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D, разработанных в ИПМех РАН. Исходные данные таких расчетов отвечают условиям экспериментальных данных.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Компьютерные коды NERAT-2D и NERAT-3D реализуют метод и алгоритм численного моделирования,

изложенные в [1,6,9,10]. Как уже отмечалось, исходные данные расчетов отвечают условиям выполненных экспериментов: $V_{x,\infty} = 1.907 \times 10^5$ cm/s, $\rho_\infty = 1.03 \times 10^{-6}$ g/cm³, $T_\infty = 110$ K, $p_\infty = 214.0$ erg/cm³, $\gamma = 1.21$, $M = 12.07$, $\text{Re}_\infty = 2.8 \times 10^5$.

Экспериментальные данные ЦАГИ позволяют получить представление о конфигурации поля течения для различных углов атаки (см., например, рис.2). В экспериментах измерен продольный размер области возвратного течения в следе, распределение конвективных потоков вдоль всей поверхности модели MSRO. Некоторые из этих данных показаны на рис.3 и 4.

Численное моделирование обтекания модели космического аппарата выполнялось с использованием двумерного и трехмерного компьютерных кодов NERAT-2D и NERAT-3D.

На первом этапе было выполнено исследование влияния используемых расчетных сеток на конфигурацию течения и на конвективный поток к поверхности. Размеры космического аппарата MSRO показаны на рис.1. Эти размеры были уменьшены в 28.33 раз, так что радиус Миделя модели составлял $R_m = 6$ cm.

На втором этапе рассчитанные конвективные потоки к поверхности сравнивались с экспериментальными данными.

Затем анализировалось влияние химических реакций в исследованном газе (CO_2) на поле течения и на величину конвективных тепловых потоков.

Типичная конфигурация расчетной сетки для двумерного случая показана на рис. 5.

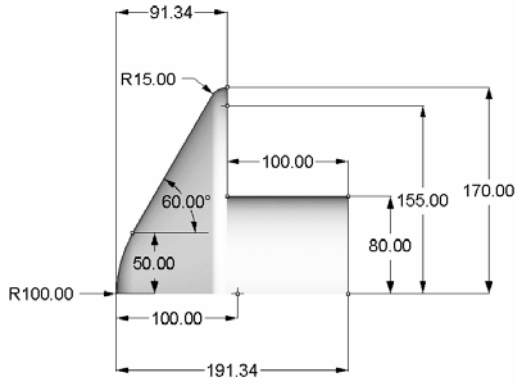


Рис. 1. Геометрия космического аппарата Mars Sample Return Orbiter

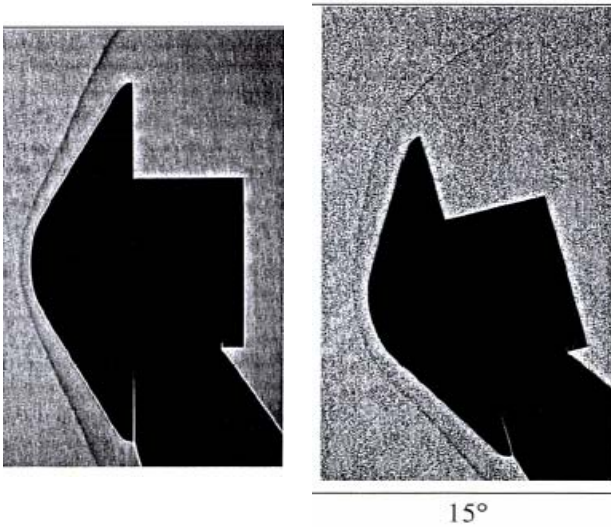


Рис. 2. Конфигурация поля течения в экспериментах ЦАГИ (В.Я.Боровой, А.С.Скуратов)

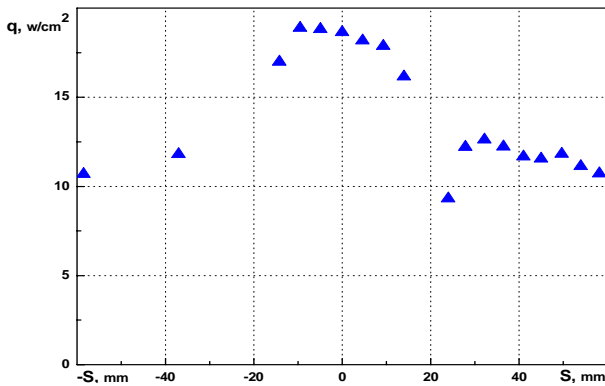


Рис. 3. Распределение конвективных тепловых потоков вдоль наветренной стороны модели MSRO. Экспериментальные данные ЦАГИ (В.Я.Боровой, А.С.Скуратов)

На рис. 6–8 показаны конфигурации поля течения (продольная скорость V_x) для трех, последовательно измельченных расчетных сеток. Распределения плотностей конвективного теплового потока, полученные для соответствующих сеток, показаны на рис. 9. Представленные данные демонстрируют хорошую сходимость сеточных функций на сетках разной подробности.

На рис. 11, 12 показаны распределения чисел Маха, продольной скорости и некоторых линий тока. С использованием этих данных несложно оценить осевой

размер зоны возвратного движения за задней поверхностью модели космического аппарата. В рассматриваемом случае точка разделения потока на оси симметрии имеет координату 9.5 см от основания модели.

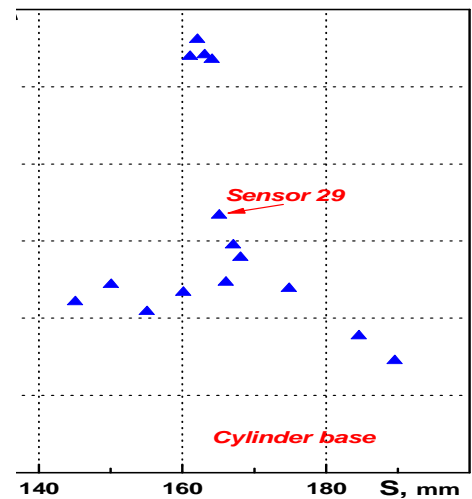
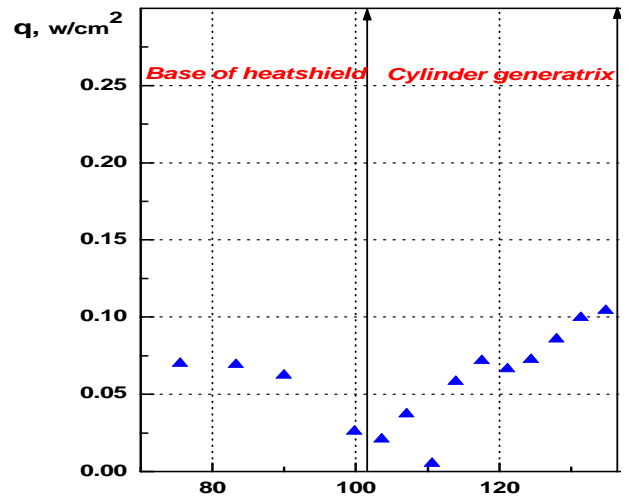


Рис. 4. Распределение конвективных тепловых потоков вдоль подветренной стороны модели MSRO. Экспериментальные данные ЦАГИ (В.Я.Боровой, А.С.Скуратов)

На рис.12 показаны осевые распределения температуры вдоль передней критической линии тока на разных расчетных сетках.

Сравнение распределений конвективных тепловых потоков, измеренных на опыте и рассчитанных по компьютерному коду NERAT-2D, можно выполнить, сопоставив рис. 3 и 9. На наветренной стороне модели вблизи критической линии тока совпадение вполне хорошее. В тоже время, уровень конвективных тепловых потоков, предсказываемый расчетом вблизи задней критической линии тока, превосходит экспериментально измеренную величину в 2–3 раза. Одна из возможных причин такого различия может быть связана с несовершенством расчетной сетки в донной области модели. Другая причина может состоять в отсутствии симметрии потока на задней поверхности в реальных условиях обтекания.

Как уже отмечалось выше, расчеты обтекания модели MSRO в условиях проведения эксперимента проводились не только в приближении совершенного газа, но также с учетом протекания химических реакций.

Были учтены 18 химических реакций в CO_2 [11]. Сопоставление результатов таких расчетов, представленных на рис.6 и 13, а также на рис. 9 и 14, свидетельствует о слабом влиянии химических превращений в данных условиях.

Трехмерные расчеты с использованием компьютерного кода NERAT-3D сначала проводились для условий аналогичных двумерной осесимметричной задаче (угол атаки $\alpha = 0^\circ$). После этого проводились расчеты обтекания модели под углом атаки $\alpha = 15^\circ$.

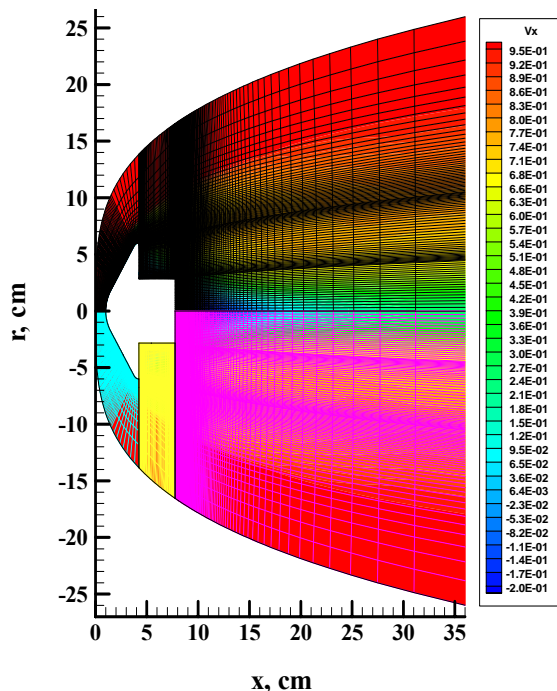


Рис. 5. Расчетная сетка (показана наиболее грубая сетка из $41 \times 61 \times 91$, $81 \times 121 \times 181$, $161 \times 241 \times 361$)

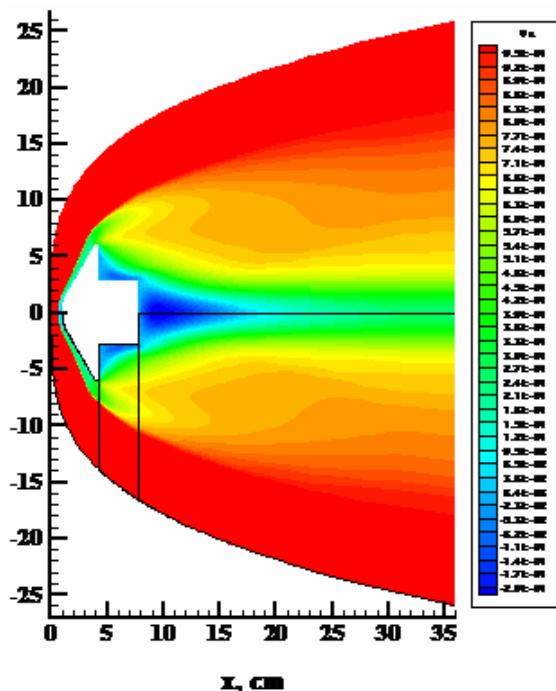


Рис. 6. Продольная скорость V_x для сетки $41 \times 61 \times 91$

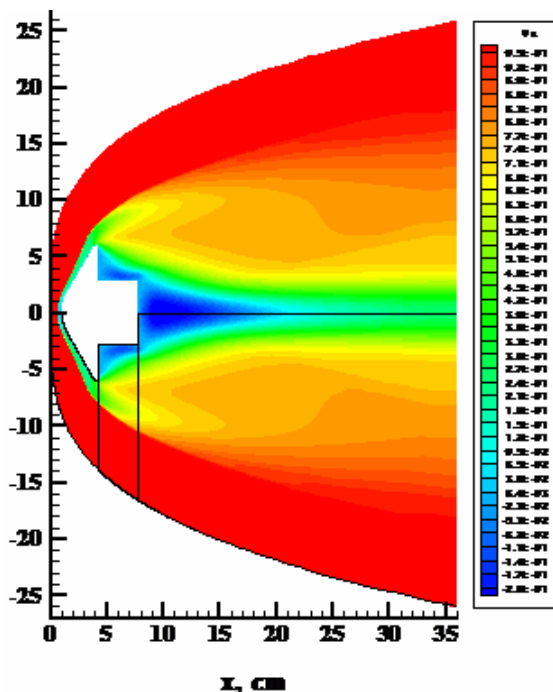


Рис. 7. Продольная скорость V_x для сетки $81 \times 121 \times 181$

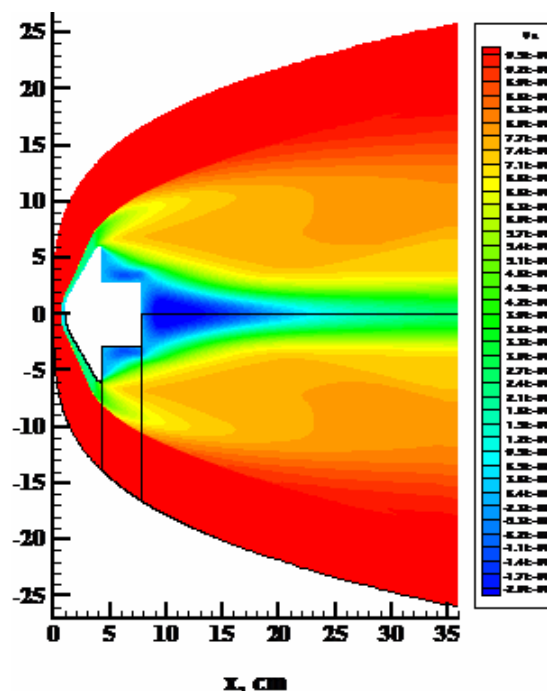


Рис. 8. Продольная скорость V_x для сетки $161 \times 241 \times 361$

На рис. 15 и 16 показаны примеры конфигураций трехмерных сеток, которые использовались в расчетах (в плоскости $x-y$). Поле продольной скорости, полученное с использованием кода NERAT-3D при нулевом угле атаки, показано на рис.17. Как видно, расчетные сетки, использовавшиеся в двухмерном и трехмерном случаях, были весьма различными. Тем не менее, рассчитанные поля функций по кодам NERAT-2D и NERAT-3D весьма близки (сравните рис.6 и рис.17). Отметим также, что размеры области возвратного течения в следе за моделью остались практически неизменными. Вместе с тем, имеются и отличия в распределении сеточных функций, которые объясняются, в первую очередь, различиями в используемых сетках.

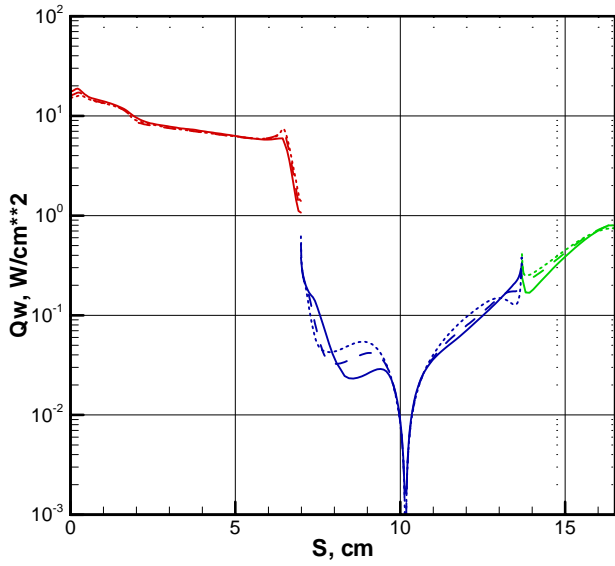


Рис.9. Распределения конвективного теплового потока вдоль поверхности модели MSRO (41×61×91 (сплошная линия), 81×121×181 (длинные штрихи), 161×241×361)

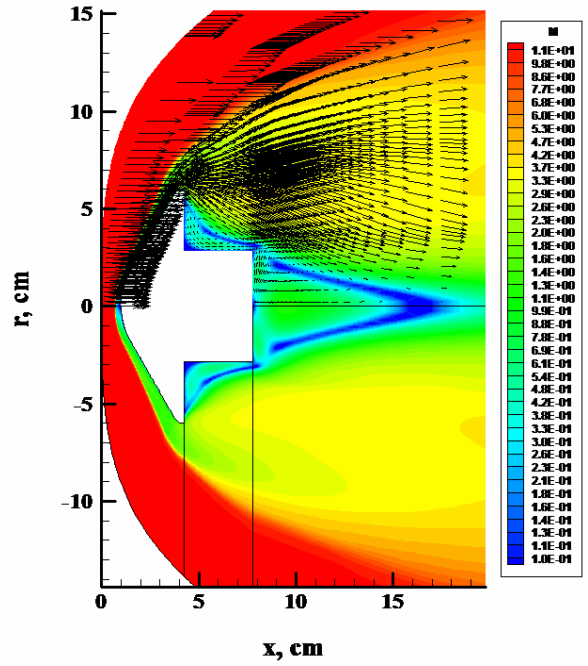


Рис.11. Распределение чисел Маха и векторное поле скоростей на сетке 41×61×91

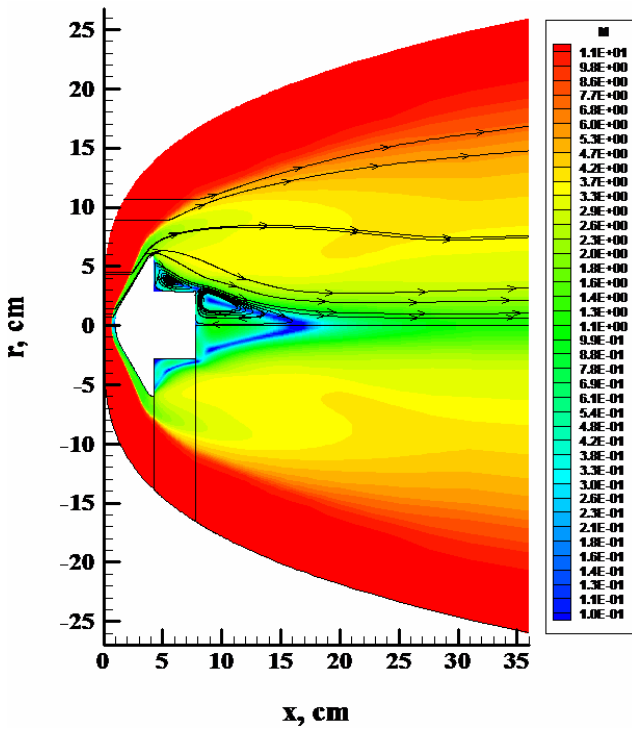


Рис.10. Распределение чисел Маха и линии тока на сетке 41×61×91

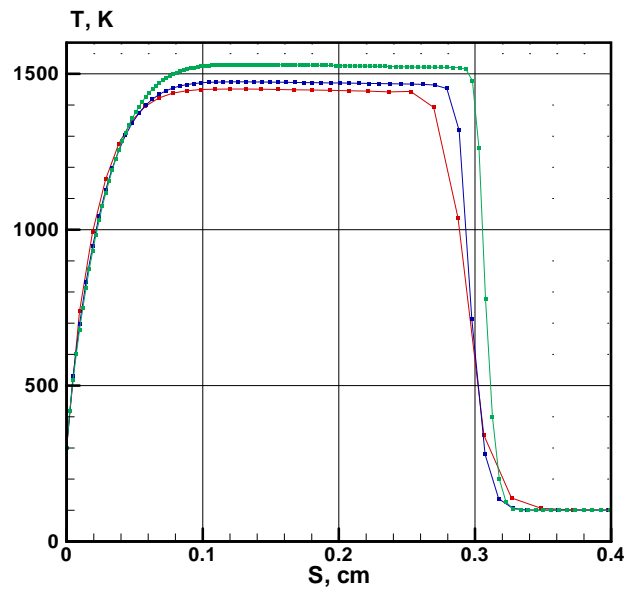


Рис.12. Распределение температуры вдоль передней критической линии тока (41×61×91, 81×121×181, 161×241×361)

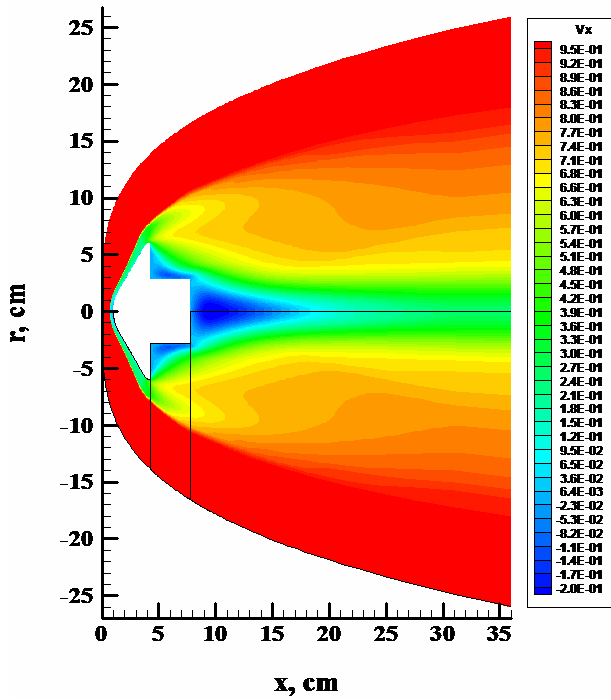


Рис.13. Продольная скорость V_x на сетке 41x61x91. Реальный газ

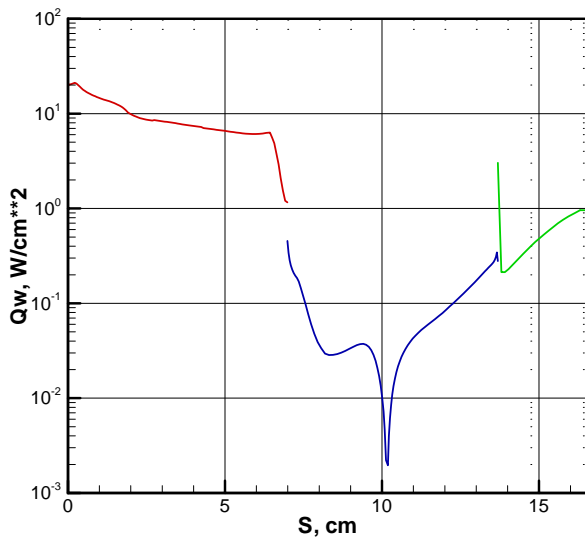


Рис.14. Распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности модели MSRO для реального газа (сетка 41x61x91)

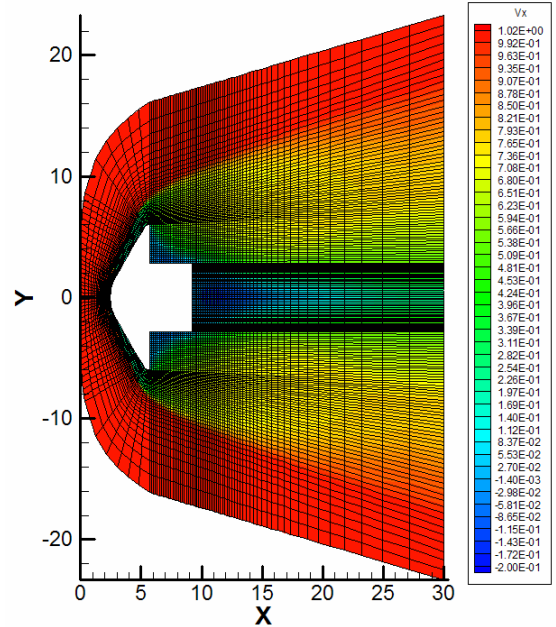


Рис.15. Топология трехмерной расчетной сетки в плоскости x-y

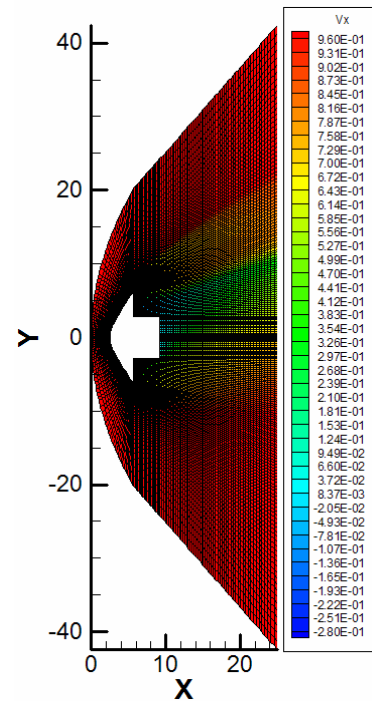


Рис.16. Топология трехмерной расчетной сетки в плоскости x-y

На рис.18–21 показаны линии тока (рис.18), температура (рис.19), продольная скорость (рис.20), и чисел Маха (рис.21) при обтекании модели MSRO под углом атаки $\alpha = 15^\circ$. На рис. 22 показано векторное поле скоростей в нижней области течения. Из рис. 21 и 22 видно, насколько усложняется поле течения за моделью сложной формы при ее обтекании под углом атаки. Этот факт необходимо принимать в учет при интерпретации имеющихся экспериментальных данных. В частности, несложно себе представить, что державка модели вносит заметное искажение поля течения в этой области.

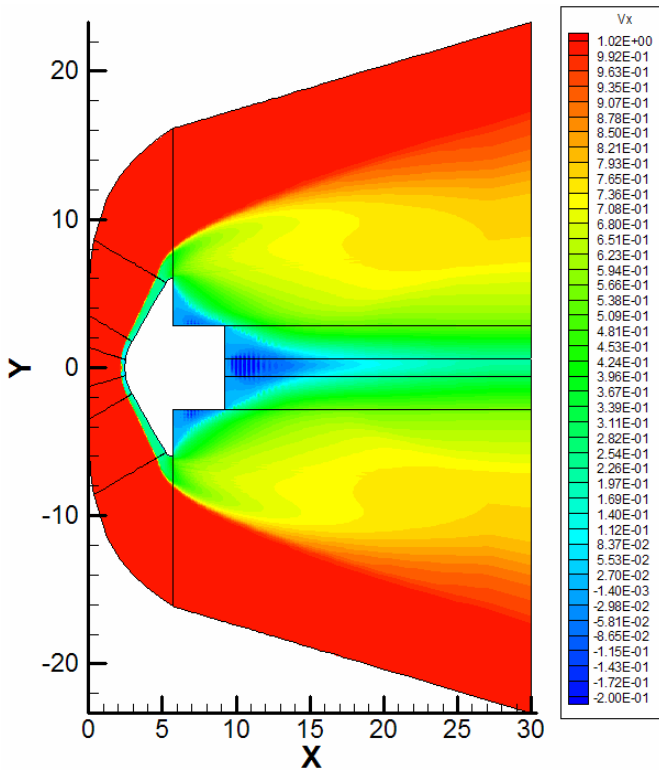


Рис. 17. Продольная скорость V_x . NERAT-3D

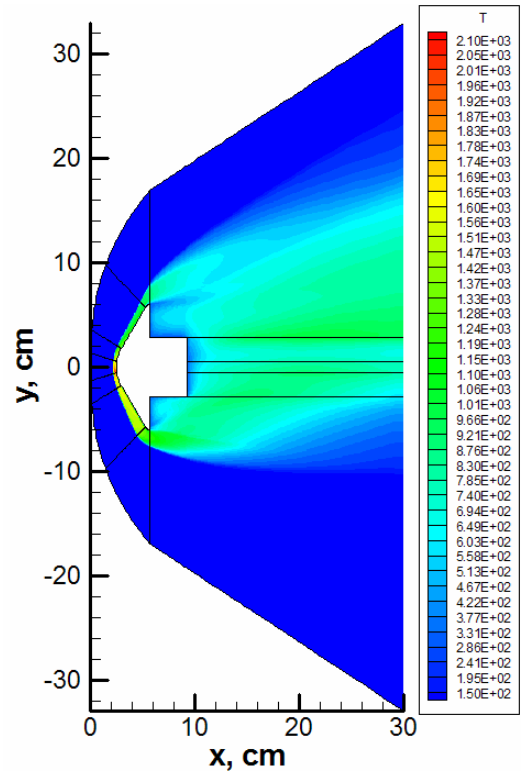


Рис. 19. Температура. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

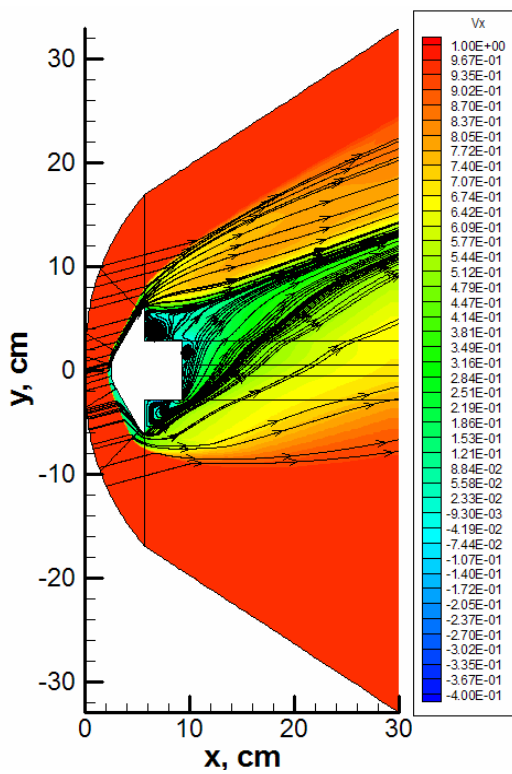


Рис.18. Продольная скорость V_x и линии тока. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

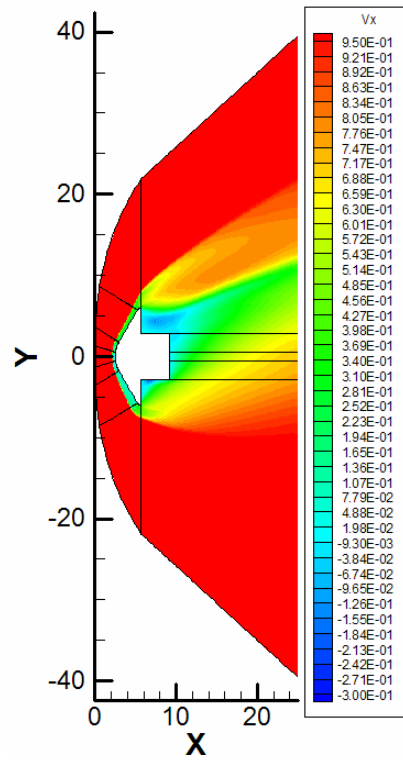


Рис. 20. Продольная скорость V_x . NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

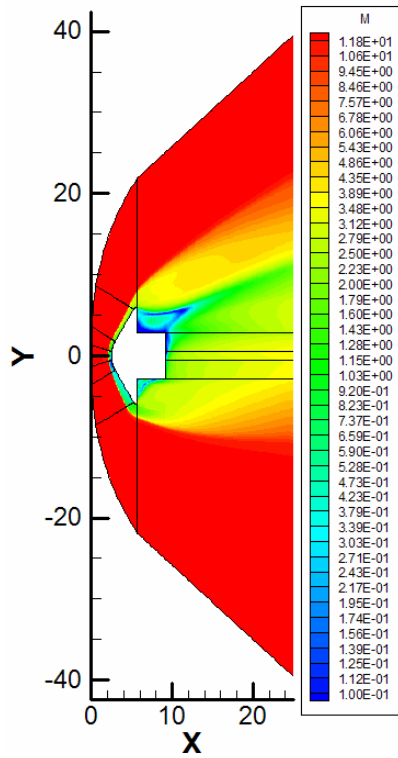


Рис. 21. Числа Маха. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

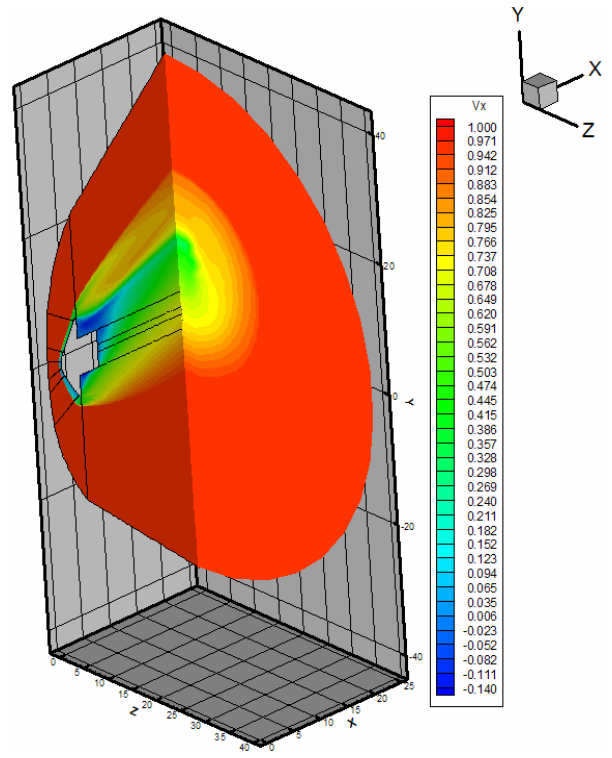


Рис. 23 Продольная скорость V_x . NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

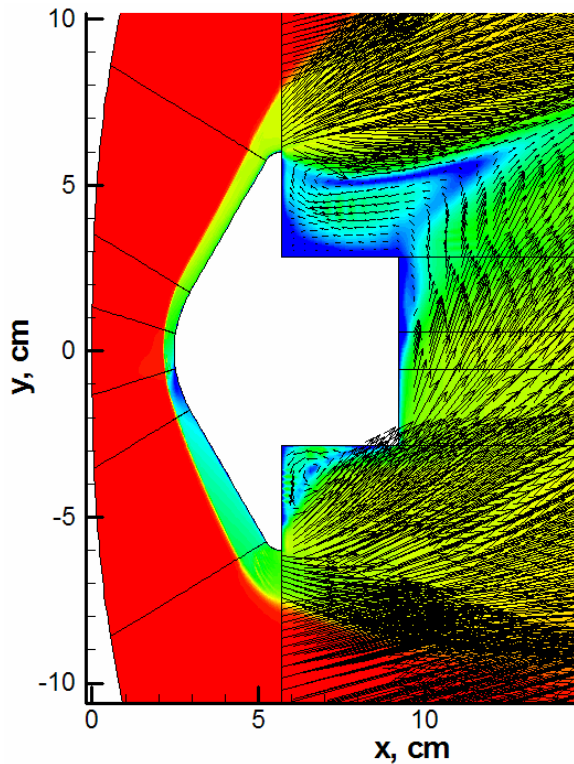


Рис. 22. Распределение чисел Маха и векторное поле скоростей. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

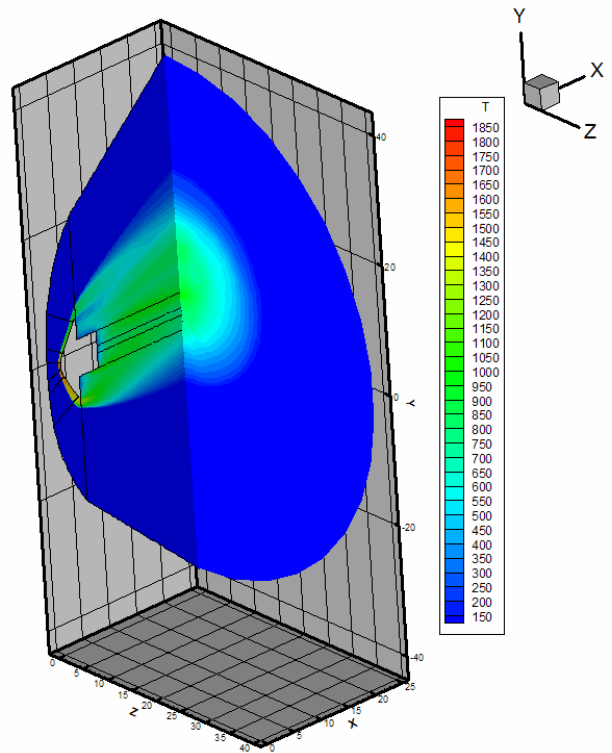
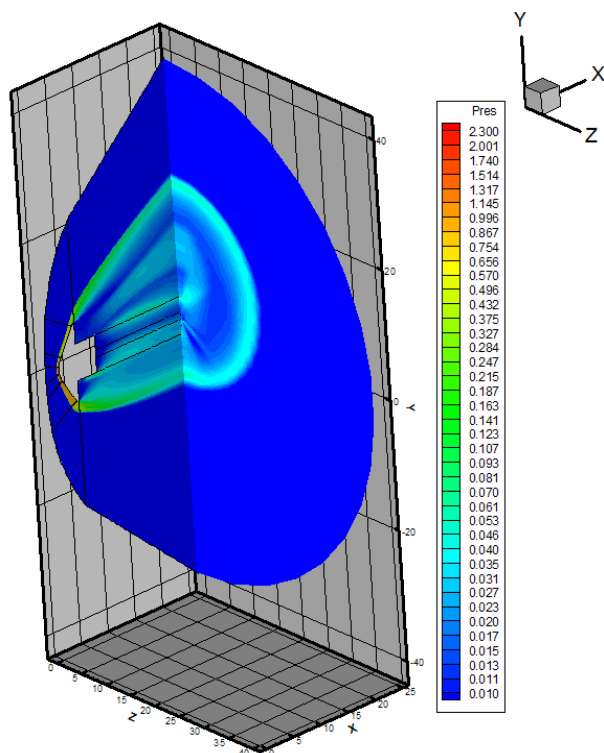


Рис. 24 Температура. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

На рис.23–25 показаны распределения газодинамических функций в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Рис. 25 Давление. NERAT-3D при $\alpha = 15^\circ$

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены результаты численного моделирования обтекания модели космического аппарата MSRO в двухмерном и трехмерном случаях.

Расчеты аэротермодинамики модели MSRO выполнены для условий, реализованных в экспериментах ЦАГИ.

Показано, что компьютерные коды NERAT-2D и NERAT-3D обеспечивают приемлемый для таких расчетов уровень подробности описания аэротермодинамики модели космического аппарата под разными углами атаки.

Обнаружен ряд различий между расчетными и экспериментальными данными.

Представленные в работе результаты расчетов поля течения под углом атаки $\alpha = 15^\circ$ дают общее представление об особенностях обтекания модели сложной формы под углом атаки.

Результаты предварительных расчетов показывают необходимость дальнейшего детального исследования закономерностей пространственного обтекания космических аппаратов сложной формы.

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в рамках проекта РФФИ № 07-01-00133 (разработка пространственной модели движения химически реагирующего газа), а также в рамках Программы фундаментальных исследований РАН (создание моделей физико-химической кинетики высокотемпературных газовых потоков) и Программы министерства образования и науки Российской Федерации РНПВШ 2.1.1/4693 (создание гибридных радиационно-столкновительных моделей аэрофизики).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Surzhikov S.T. 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles. Proc. of the Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. October 2003, Lisbon, Portugal. European Space Agency, SP-533, 2003, pp.95–102.
2. Dieudonne W., Spel M., Charbonnier J.M. Modeling Sensitivity Analysis for TC3. Ibid., pp.161–170.
3. Rouzaud O., Hylkema J., Verant J.-L., Tesse L. Development of the PARAON Platform And ONERA Numerical Solvers For Gas Radiation. Ibid., pp.181–188.
4. Gupta R.N., Lee K.P. An Aerothermal Study of MESUR Pathfinder Aeroshell. AIAA 94-2025. 1994.41 p.
5. Milos F.S., Chen Y.K., Gongdon W.M., et al. Mars Pathfinder Entry Temperature Data, Aerothermal Heating, and Heatshield Material Response. Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. V.36. № 3. pp.380–391.
6. Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating Of MSRO For Simplest Kinetic Models. Proceedings of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. Part II.30 Sept.-1 Oct., 2005. Porquerolles. France.(ESA SP-583, May 2005, pp.55-62)
7. Rouzaud O., Soubre T., Tesse L., et al. ONERA Activity on Testcase TC3. Ibid., pp.75–80.
8. Omaly P., Dieudonne W., Spel M. Synthesis And Analysis For Test Case 3 Second International Workshop On Radiation Of High Temperature Gas In Planetary Atmosphere Entry. Ibid., pp.81–89.
9. Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating Of MSRO, Predicted by Different Kinetic Models. Proceedings of the Second International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. 6–8 Sept., 2006. Rome. Italy (ESA SP-629, November 2006, on CD).
10. Omaly P., Rouzaud O., Surzhikov S.T. Radiation Heat Transfer Models for Re-Entry Aerothermodynamics. 25th Int. Symp. On Rarefied Gas Dynamics. 2006. pp. 909–914.
11. Суржиков С.Т. Двумерная компьютерная модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов. В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. М.: Наука. 2008. С.25–50.