УДК 519.63; 519.684

Б. Т. ЖУМАГУЛОВ, К. Ж. ЖУБАТ, А. А. ИСАХОВ, А. К. ХИКМЕТОВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ В РЕЗУЛЬТАТЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ

In the paper simulating of distribution of components of rocket fuel in atmosphere is studied. On the basis of the equations of Navier – Stokes mathematical model of process of impurity carrying in the stratified medium was constructed. The numerical algorithm was worked out with using of scheme of splitting by physical parameters. Simulating of distribution of components of rocket fuel in ground layer of atmosphere and in stratosphere was carried out. Results of simulating are presented in the form of three-dimensional graphs.

Объекты современной ракетно-космической техники, особенно ракетоносители, представляют серьезную экологическую опасность для окружающей среды вследствие значительных запасов высокоэнергетического химического топлива. Так, при запуске ракетоносителя «Протон-М» только плановый выброс в атмосферу остатков неотработанного гептила из 1-й и 2-й ступеней составляет 1,7 т, а в случае аварии ракетоносителя в атмосферу выбрасываются десятки тонн этого высокотоксичного горючего. В приземном слое атмосферы высотой до 1 км выбросы, образующиеся при стартах космических кораблей, могут приводить к выпадению кислотных дождей и изменениям погодных условий в районе старта на территории до 200 км^2. В стратосфере на высоте 40–60 км процессы перемешивания менее существенны, в результате чего загрязнения, образующиеся на этих высотах, носят более долговременный характер. Так, частицы аэрозоля, выброшенные первой ступенью ракетоносителей, могут существовать в стратосфере до года и более, что может сказываться на тепловом балансе атмосферы.

Предметом исследования настоящей работы являются моделирование распространения компонентов ракетного топлива в приземном слое атмосферы и моделирование динамики перемещения и трансформации аэрозольного облака в стратосфере, образовавшегося при дренаже первой ступени ракетоносителя**.**

Для описания процессов переноса, диффузии и трансформации примесей их необходимо рассматривать на базе физически достаточно богатой модели, учитывающей суточный ход изменчивости рассеяния в зависимости от метеорологических полей, орографических, термических неоднородностей подстилающей поверхности, турбулентных характеристик атмосферы [1] и т.п. При математическом моделировании процессов рассеяния примесей очень важным этапом являются разработка и выбор соответствующего вычислительного алгоритма и аппроксимации уравнения переноса.

Математическая модель. Крупномасштабные движения в приземном слое атмосферы приближенно описываются системой уравнений, включающей уравнения движения, уравнения неразрывности и уравнение концентрации. Эта модель позволяет выполнить расчет полей скорости и концентрации. Рассматривается развитое пространственное турбулентное течение [2, 3]. Уравнения имеют следующий вид:

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_j}\,\overline{u_i}}{\partial x_j} = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{1}{\mathrm{Re}}\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j}\right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_i} = 0 \quad (i = 1, 2, 3), \quad (2)$$

где $\tau_{ij} = \overline{u_i u_j} - \overline{u_i}\,\overline{u_j}$.

Для моделирования распространения компонентов ракетного топлива в приземном слое атмосферы используется уравнение

$$\frac{\partial C}{\partial t}+\frac{\partial u_j C}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\left(D+\alpha_T\right)\frac{\partial C}{\partial x_j}\right), \quad (3)$$

где u_{i} – компоненты скорости; D – коэффициент диффузий; $\alpha_T=\nu_t/\Pr$.

В качестве модели турбулентности используется динамическая модель Смагоринского [4]. Для применения динамической модели проводится двойное осреднение с длиной фильтра $\overline{\Delta}=2\Delta$, тогда

$$\frac{\partial \overline{\overline{u}}_i}{\partial t}+\frac{\partial \overline{\overline{u_j u_i}}}{\partial x_j}=-\frac{\partial \overline{\overline{p}}}{\partial x_i}+\frac{1}{\mathrm{Re}}\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial \overline{\overline{u}}_i}{\partial x_j}\right)-\frac{\partial \overline{\tau_{ij}}}{\partial x_j}-\frac{\partial(\overline{\overline{u_j u_i}}-\overline{\overline{u}}_j\overline{\overline{u}}_i)}{\partial x_j}. \quad (4)$$

Уравнение (1), подвергнутое осреднению с двумя фильтрами длиной $\overline{\Delta}$ и Δ соответственно, имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial t}+\frac{\partial \overline{u_j u_i}}{\partial x_j}=-\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i}+\frac{1}{\mathrm{Re}}\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j}\right)-\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}-\frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j}, \quad (5)$$

где $T_{ij}=\overline{\overline{u_j u_i}}-\overline{\overline{u}}_j\overline{\overline{u}}_i$. Из (4) и (5) следует $T_{ij}=\overline{\tau_{ij}}+\overline{\overline{u_j u_i}}-\overline{\overline{u}}_j\overline{\overline{u}}_i$, тогда T_{ij} имеет следующий вид: $T_{ij}-\frac{1}{3}\delta_{ij}T_{kk}=-2(C_s\overline{\Delta})^2(2\overline{\overline{s}}_{ij}\overline{\overline{s}}_{ij})^{1/2}\overline{\overline{s}}_{ij}$, а напряжения Леонарда:

$$L_{ij}-\frac{1}{3}\delta_{ij}L_{kk}=-2(C_s)^2\left[(\overline{\Delta})^2(2\overline{\overline{s}}_{ij}\overline{\overline{s}}_{ij})^{1/2}\overline{\overline{s}}_{ij}-(\Delta)^2\overline{(2\overline{s}_{ij}\overline{s}_{ij})^{1/2}\overline{s}_{ij}}\right]. \quad (6)$$

Из формулы (6) при использовании метода наименьших квадратов находится значение C_s в виде $C_s{}^2=-\frac{1}{2}\frac{L_{ij}M_{ij}}{M_{lk}M_{lk}}$, где

$$M_{ij}=\left[(\overline{\Delta})^2(2\overline{\overline{s}}_{ij}\overline{\overline{s}}_{ij})^{1/2}\overline{\overline{s}}_{ij}-(\Delta)^2\overline{(2\overline{s}_{ij}\overline{s}_{ij})^{1/2}\overline{s}_{ij}}\right].$$

Граничные условия. Для задачи распространения компонентов ракетного топлива в приземном слое атмосферы ставятся следующие граничные условия:

на верхней границе воздушной массы:

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_3} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_3} = 0\ \text{ при }\ x_3 = H;$$

на поверхности земли:

$$u_1 = 0, \quad u_2 = 0, \quad u_3 = 0, \quad \frac{\partial C}{\partial x_3} = C_0, \quad при\ x_3 = 0,$$

на боковых границах:

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_1} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_1} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_1} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_1} = 0\ \text{ при }\ x_1 = 0, L;$$

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_2} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_2} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_2} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_2} = 0\ \text{ при }\ x_2 = 0, L.$$

Для задачи динамики и перемещения аэрозольного облака, сформировавшегося в результате дренажа первой ступени ракетоносителя в стратосфере, граничные условия выглядят следующим образом:

на верхней границе воздушной массы:

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_3} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_3} = 0\ \text{ при }\ x_3 = H;$$

на нижней границе

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_3} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_3} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_3} = 0\ \text{ при }\ x_3 = 0;$$

на боковых границах

$$u_1 = 1\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_1} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_1} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_1} = 0\ \text{ при }\ x_1 = 0, L;$$

$$\frac{\partial u_1}{\partial x_2} = 0\ ,\ \frac{\partial u_2}{\partial x_1} = 0,\ \frac{\partial u_3}{\partial x_2} = 0,\ \frac{\partial C}{\partial x_2} = 0\ \text{ при }\ x_2 = 0, L.$$

Численный алгоритм. Для решения задачи с учетом предложенной модели используется схема расщепления по физическим параметрам [5]. На первом этапе предполагается, что перенос количества движения осуществляется только за счет конвекции и диффузии. Промежуточное поле скорости находится методом дробных шагов при использовании метода прогонки. На втором этапе, по найденному промежуточному полю скорости устанавливается поле давления. Уравнение Пуассона для поля давления решается методом Фурье в сочетании с методом матричной прогонки, которая применяется для определения коэффициентов Фурье. На третьем этапе предполагается, что перенос осуществляется только за счет градиента давления. Алгоритм задачи распараллелен на высокопроизводительной системе [6, 7]:

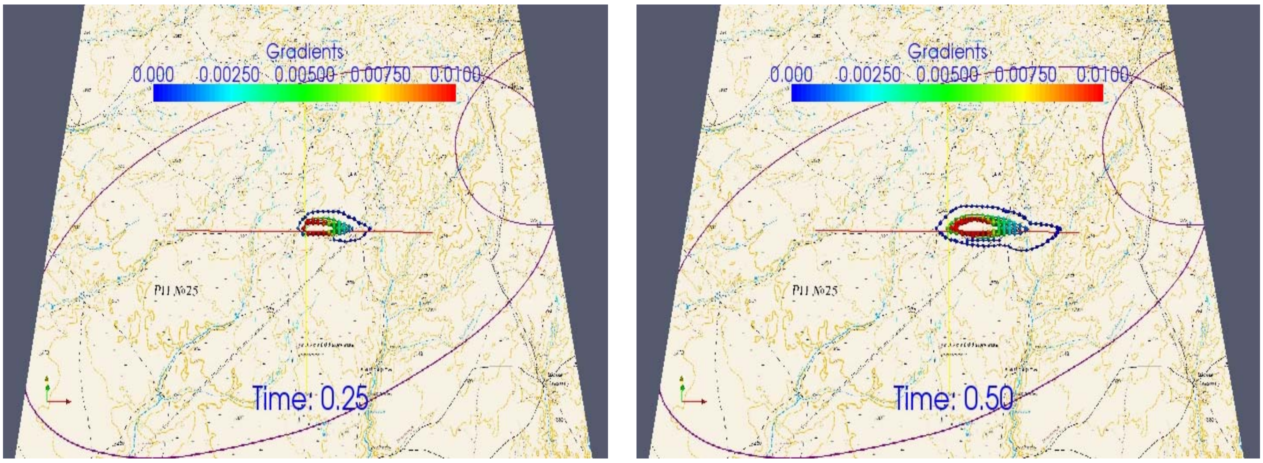
I) $$\frac{\vec{u}^{*}-\vec{u}^{n}}{\tau}=-\left(\nabla\vec{u}^{n}\,\vec{u}^{*}-\nu\Delta\vec{u}^{*}\right);$$

II) $$\Delta p=\frac{\nabla\vec{u}^{*}}{\tau};$$

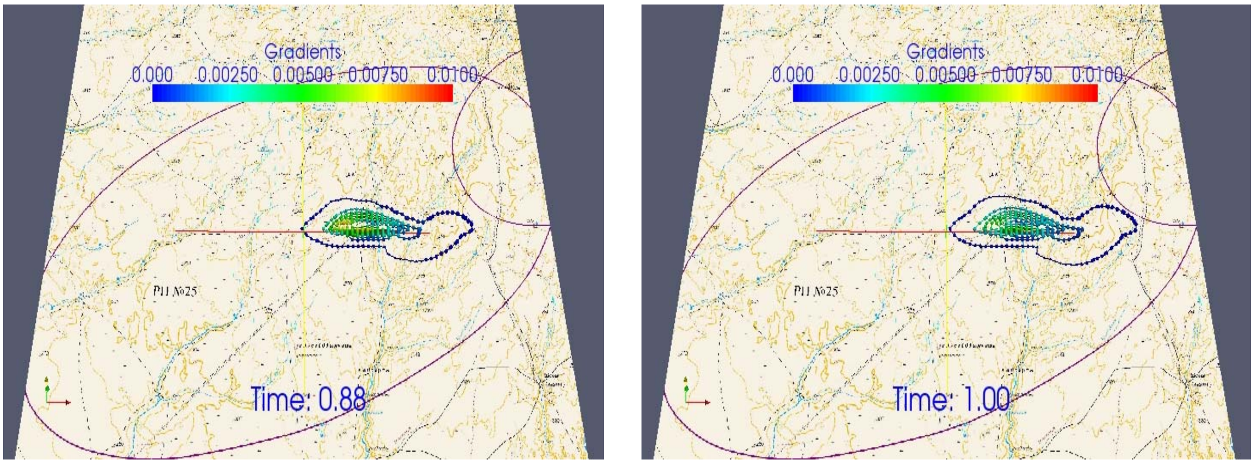
III) $$\frac{\vec{u}^{n+1}-\vec{u}^{*}}{\tau}=-\nabla p.$$

Результаты моделирования. На рис. 1–4 показаны изолинии концентрации токсичных компонентов ракетного топлива (КРТ) при западном ветре после штатного падения 1-й ступени ракетоносителя «Протон-М» в различные моменты времени. Как видно, возмущение, вызванное диффузионно-конвективными потоками, распространяется до границы расчетной области и достигает ее за 12–15 ч. Результаты моделирования переноса КРТ в приземном слое атмосферы показывают, что перенос гептила и степень его распространения зависят от направления и силы ветра. Основным местом загрязнения являются район падения ступени ракетоносителя и прилегающая территория в форме эллипса с шириной 100–120 м и длиной 150–180 м с интегральной концентрацией 0,25 мг/м^2. Ветровые выносы гептила за пределы этой территории не превышают ПДК. Гептил высокой концентрации находится на месте падения ступени ракетоносителя и имеет интегральную концентрацию 1,2–1,5 мг/м^2.

Во второй задаче моделируется запуск ракетоносителя при наличии попутного ветра со скоростью 2 м/с. Расчеты проводились в прямоугольной области с размерами по обоим горизонтальным направлениям 20 км, а по высоте от 40 до 60 км. Результаты этих расчетов приведены на рис. 2 и 3. Рис. 2 отображает изолинии концентраций КРТ (вид сверху) после дренажа 1-й ступени ракетоносителя «Протон-М». На рис. 3 показаны изоповерхности концентраций КРТ после дренажа 1-й ступени ракетоносителя «Протон-М» на высоте 50 км в различные моменты времени. Полученные результаты второй задачи позволяют отметить, что концентрация продуктов горения распространяется на большую площадь, чем динамическое поле возмущения. Со временем динамическое поле затухает, а поле концентрации переходит в состояние пассивной примеси и еще долго мигрирует в стратосфере. Проследить дальнейший путь концентраций в стратосфере после их переноса из расчетной области также проблематично, так как необходимо будет моделировать большие масштабы.

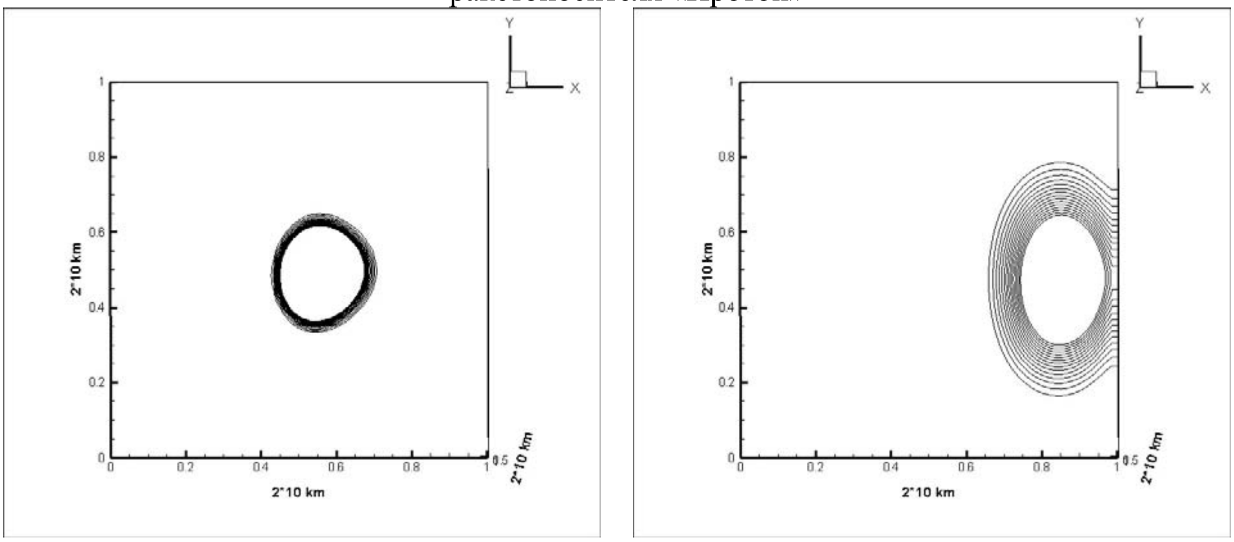


а б



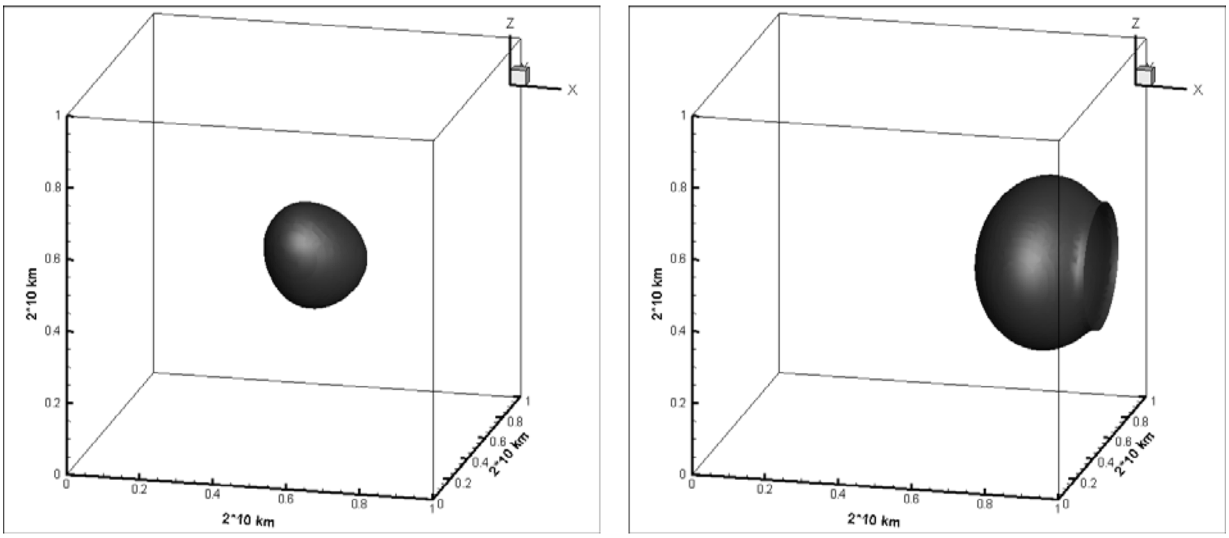
в г

Рис. 1. Изолинии концентраций токсичных КРТ при западном ветре на 180-й мин (*а*), 360-й мин (*б*), 663-й мин (*в*) и 720-й мин (*г*) после штатного падения 1-ой ступени ракетоносителя «Протон»



а б

Рис. 2. Изолинии концентраций КРТ (вид сверху) через 1 ч (*а*) и 6 ч (*б*) после дренажа 1-й ступени ракетоносителя «Протон-М». Высота 50 км, ветер попутный, скорость ветра 2 м/с



а б

Рис. 3. Изоповерхность концентраций КРТ через 1 ч (*а*) и 6 ч (*б*) после дренажа 1-й ступени ракетоносителя «Протон-М». Высота 50 км, ветер попутный, скорость ветра 2 м/с

Таким образом, на основе уравнений Навье-Стокса построена математическая модель распространения КРТ, позволяющая моделировать процессы переноса как в приземном слое атмосферы, так и в стратосфере. Полученные результаты можно использовать для мониторинга экологических ситуаций в районах падения ракетоносителей, прогнозирования масштабов загрязнения атмосферы и оценки экологического ущерба, наносимого окружающей среде.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Пененко В.В., Алоян А.Е.* Модели и методы для задач охраны окружающей среды. Новосибирск: Наука, 1985. 256 с.

2. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкостей. В 2 т. М.: Мир, 1991. Т.2. 552 с.

3. *Роуч П.* Вычислительная гидродинамика. М.: Мир, 1972. 612 с.

4. *Lesieur M., Metais O., Comte P.* Large eddy simulation of turbulence. New York: Cambridge University Press, 2005. 219 p.

5. *Яненко Н.Н.* Методы дробных шагов решения многомерных задач математической физике. Новосибирск: Наука, 1967. 197 с.

6. *Антонов А.С.* Параллельное программирование с использованием технологий MPI. М.: МГУ, 2004. 71 с.

7. *Шпаковский Г.И., Серикова Н.В.* Программирование для многопроцессорных систем в стандарте MPI. Минск: БГУ, 2002. 323 с.

Файл: 1_Жумагулов.doc
Каталог: C:\Documents and Settings\Санду\Мои документы
Шаблон: C:\Documents and Settings\Санду\Application Data\Microsoft\Шаблоны\Normal.dotm
Заголовок: УДК 519
Содержание:
Автор: МКМ
Ключевые слова:
Заметки:
Дата создания: 02.11.2009 15:58:00
Число сохранений: 3
Дата сохранения: 02.11.2009 16:07:00
Сохранил: а
Полное время правки: 0 мин.
Дата печати: 07.12.2012 16:17:00
При последней печати
страниц: 8
слов: 1 400 (прибл.)
знаков: 7 981 (прибл.)