

ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЖРДМТ В СВЯЗИ С ПРОБЛЕМОЙ ЕГО РАДИАЦИОННОГО И ЗАГРЯЗНЯЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются исполнительными органами системы управления пространственным положением космических аппаратов (КА) и в значительной степени определяют срок их существования на орбите, надежность, стоимость и функциональные возможности.

Основным направлением совершенствования современных и перспективных ЖРДМТ является увеличение среднемаховой температуры продуктов сгорания за счет совершенствования организации рабочих процессов и использования высокоэнергетичных топлив. Это приводит к росту теплонапряженности элементов конструкции ЖРДМТ, и, следовательно, к росту вредного воздействия ЖРДМТ на элементы КА.

К факторам вредного воздействия ЖРДМТ на элементы КА относится, прежде всего, непосредственное воздействие струи – тепловое и загрязняющее. Кроме того, на установившихся режимах работы существенным является радиационное воздействие от наружной поверхности теплонапряженных участков стенки ЖРДМТ.

Что касается загрязняющего воздействия струи ЖРДМТ на элементы КА, то на установившихся режимах работы источником жидкой фазы являются, в основном, форсуночные головки. На импульсных режимах включений, как показано в [1], дополнительным существенным источником загрязнения является срыв жидкой пленки со стенок сопла. Наличие жидкой пленки зависит от теплового состояния внутренней поверхности стенки, что требует прогнозирования ее температуры при импульсных режимах включений.

Таким образом, прогнозирование радиационного и загрязняющего воздействия ЖРДМТ на элементы КА тесно связано с моделированием его теплового состояния.

Для моделирования теплового состояния используется модель сопряженного теплооб-

мена, основанная на уравнении Фурье для нестационарной теплопроводности, записанном в цилиндрической системе координат

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = \frac{1}{a} \frac{\partial T}{\partial t}$$

где a – коэффициент температуропроводности, с граничными условиями:

- на внутренней границе – конвективный и радиационный теплообмен с продуктами сгорания

$$-\lambda \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial \bar{n}} \right)_w = \alpha \cdot (T_g^* - T_w) + q_{rad}, \quad (1)$$

где w – параметры на стенке, \bar{n} – вектор нормали к стенке, T_g^* – эффективная температура продуктов сгорания в пристенке, q_{rad} – радиационный тепловой поток в стенку от продуктов сгорания; α – коэффициент теплоотдачи; λ – коэффициент теплопроводности стенки;

- на внешней границе радиационный теплообмен при отсутствии теплоизоляционного экрана

$$-\lambda \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial \bar{n}} \right)_w = \sigma \cdot \varepsilon_0 \cdot T_w^4, \quad (2)$$

где σ – коэффициент излучения абсолютно черного тела, ε_0 – степень черноты поверхности стенки,

- отсутствие теплообмена при наличии теплоизоляционного экрана

$$\left(\frac{\partial T}{\partial \bar{n}} \right)_w = 0. \quad (3)$$

Сопряженный характер теплообмена проявляется в постановке граничных условий на внутренней поверхности стенки. Параметры конвективного и радиационного теплообмена с продуктами сгорания определяются внутрикамерными процессами и течением продуктов сгорания в сопле ЖРДМТ, выбор структуры которых основан на анализе экспериментальных исследований, выполненных в лаборатории энергетики летательных аппаратов (ОНИЛ-2) Самарского государственного аэрокосмического университета. Согласно этой структуре, модель сопряженного теплообмена должна включать в себя термогазодинамическую модель высокотемпературных продуктов сгорания, учитывающую особенности внутрикамерных процессов, характерных для ЖРДМТ – неравномерность элюэры соотношения компонентов и неполное тепловыделение; газодинамическую модель течения в сопле ЖРДМТ, учитываю-

шую вязкость, двумерность и неравновесность; модель перехода в пограничном слое; модель конвективного теплообмена для ламинарного турбулентного пограничного слоя

Для численного решения уравнений нестационарной теплопроводности была выбрана разностная схема расщепления по координатам ∂x и ∂r

$$\left. \begin{aligned} \frac{\bar{T}_{kl} - T_{kl}^p}{\tau} &= \Lambda_{zz}(\bar{T}_{kl}) \\ \bar{T}_{kl} \Big|_{\Gamma} &= \varphi(z^k, r^l, t^p) \end{aligned} \right\},$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{T_{kl}^{p+1} - \bar{T}_{kl}}{\tau} &= \Lambda_{rr}(T_{kl}^{p+1}) + \Lambda_r(T_{kl}^{p+1}) \\ T_{kl}^{p+1} \Big|_{\Gamma'} &= \varphi(z^k, r^l, t^{p+1}) \end{aligned} \right\}.$$

где k, l – номера точек сетки вдоль осей ∂x и ∂r соответственно, p – номер шага по времени, вид функции $\varphi(z^k, r^l, t^p)$ зависит от вида конкретных граничных условий (1)-(3). Она является экономичной и абсолютно устойчивой. Каждая из систем разностных уравнений решается методом прогонки вдоль одной из координат при «замороженном» значении второй координаты.

Модель реализована в виде программного модуля ЛТН-СТ и апробирована с привлечением многочисленных экспериментальных и расчетных результатов различных авторов [2,3].

Возможности использования модели сопряженного теплообмена применительно к прогнозированию вредного радиационного воздействия ЖРМДТ на элементы КА показаны на примере перспективных ЖРМДТ РД200 тягой 2000 Н, входящих в состав перспективной системы управления КА. Эти ЖРМДТ отличаются от штатных на порядок более высоким давлением в камере сгорания и более высокими динамическими характеристиками (минимальная длительность командного сигнала 5-10 мс, частота включений до 100 Гц). Поэтому, с одной стороны, их тепловой режим является более нагруженным из-за повышенных тепловых потоков вследствие увеличения плотности продуктов сгорания, а с другой стороны, более сильным является вредное тепловое воздействие, оказываемое этими ЖРМДТ на окружающие их элементы конструкции КА из-за высоких радиационных потоков, связанных с повышенной допустимой температурой стенки.

Результаты расчетного определения температуры внешней поверхности стенки и радиационного теплового потока с ее поверхности для различных моментов времени по длине

камеры сгорания и сопла ЖРДМТ РД200 приведены на рисунке 1. Как видно из рисунка, максимальные температуры ЖРДМТ на установившемся тепловом режиме имеют следующие значения: в минимальном сечении – 1800 К, на срезе сопла – 1400 К; величина теплового

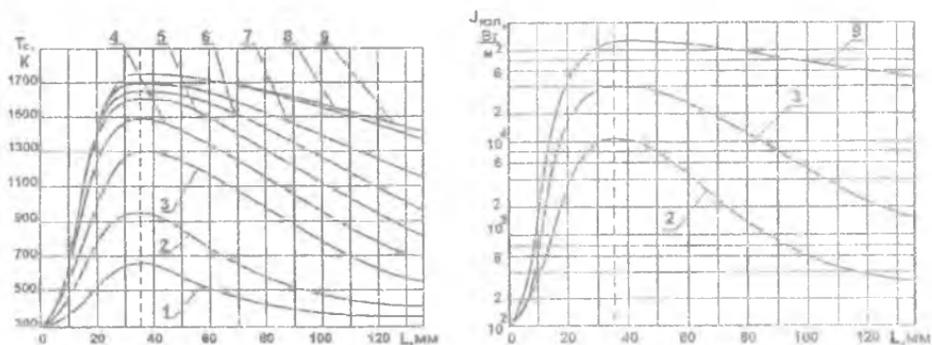


Рис. 1. Изменение температуры и радиационного потока с внешней поверхности стенки для ЖРДМТ РД200

1 – через 1 с после включения; 2 – 2 секунды; 3 – 4 секунды; 4 – 6 секунд; 5 – 8 секунд; 6 – 10 секунд; 7 – 14 секунд; 8 – 30 секунд; 9 – 55 секунд, установившийся тепловой режим

потока к элементам КА составляет порядка $0,1 \text{ МВт/м}^2$, то есть сравнима с прямым тепловым воздействием струи ЖРДМТ.

Численное исследование теплового состояния внутренней поверхности стенки ЖРДМТ на импульсных режимах работы в целях прогнозирования наличия жидкой пленки проводилось на примере штатной циклограммы из десяти включений с длительностью каждого включения 200 мс, паузы – 800 мс. Результаты этого исследования сводятся к следующему. Прогрев за единичный импульс зависит от положения точки на контуре ЖРДМТ, наибольший прогрев характерен для минимального сечения сопла и составляет порядка 10-12 К за импульс. Для среза сопла эта величина составляет порядка 1-2 К. Остывание за время паузы для минимального сечения составляет порядка 1-3 К, а для среза сопла – 0,1-1 К. Максимальная температура за 10 включений в области минимального сечения составляет порядка 420 К, на срезе сопла – порядка 330 К.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о сохранении жидкой пленки на основной части стенки сопла вследствие слабого ее прогрева при импульсной работе ЖРДМТ, что и обуславливает дополнительный выброс жидкой фазы за счет взаимодействия газового потока с пленкой. Этот вывод согласуется с результатами эксперимента [1].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Шустов С.А. Экспериментальное Исследование загрязняющего воздействия ЖРДМТ на собственную внешнюю атмосферу и элементы космического аппарата. (В данном сборнике).
2. Безменова Н.В. Компьютерное моделирование газодинамики конвективного теплообмена ЖРДМТ систем управления пространственным положением КЛА //Вестник Российской Академии космонавтики Сборник трудов 9-го Всероссийского научно-технического семинара по управлению и навигации летательных аппаратов Часть 2 – Самара, 1999. – с. 240-243.
3. Безменова Н.В., Иванов И.Э., Кулябин К.П., Пирумов У.Г., Шустов С.А. Моделирование газодинамических и теплообменных процессов в ЖРДМТ.// Математическое моделирование. М.:РАН, 2001. – Т. 13. – №6. – С 5-10.

УДК 629.7.

Калмыков А.А.

ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТНЫХ РЕЖИМОВ АВТОЖИРА, ИМЕЮЩЕГО ЗАДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЦЕНТРА МАСС

На технику пилотирования автожира на взлете основное влияние оказывает поведение ротора, имеющего нелинейные аэродинамические характеристики (особенно в области малых скоростей полета). Чем больше частота вращения ротора, тем при меньшей поступательной скорости произойдет подъем аппарата. Чтобы раскрутить набегающим потоком ротор до достаточной для взлета частоты вращения за минимальное время, нужно создать большой расход воздуха через него, т.е. разбежаться с большим углом атаки ротора. Вместе с тем сильно увеличивается сопротивление НВ и уменьшается продольное ускорение, что приводит к медленному набору скорости и увеличению длины разбега. При недостаточной тяговооруженности автожира при разбеге с большим углом атаки НВ может установиться равенство тяги двигателя силам сопротивления и дальнейшее увеличение скорости прекратится. Можно сделать