

разогрев. Эти факторы многократно усиливаются при космических скоростях движения, например, для возвращаемых космических аппаратов, что требует принятия мер по их сохранности.

Преодоление лобового сопротивления не является проблемой для ротора ОТС, поскольку лобовая часть по существу отсутствует. Однако возможные технологические выступы, выходящие за пределы пограничного слоя, могут стать источником значительного аэродинамического сопротивления до 10^7 – 10^8 Па и порождать ударные волны большой интенсивности. По этой причине технологические выступы на поверхности устройства должны быть минимальными.

Более важна для обсуждаемого варианта системы ОТС без защитной вакуумной оболочки проблема аэродинамического разогрева поверхности [1, 12], который вызывается вязким трением поверхности о воздух и его сжатием на лобовых частях, а в случае ОТС – на технологических выступах. При этом температура воздуха может достигать значений, близких к температуре торможения:

$$T_{\text{торм}} = T_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right), \quad (5.1)$$

где T_{∞} – температура набегающего потока; M – число Маха; γ – отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянных давлении и объеме.

Применительно к ОТС согласно (5.1) температура торможения составляет около 27 500 °К. Температура выступающей части несколько ниже вследствие теплообмена с окружающей средой и соседними элементами конструкции.

В литературе при рассмотрении вопросов аэродинамического нагрева конструкций обычно предполагается наличие лобовой части устройства. Плотность подводимого теплового потока q_r оценивают по формуле [16]:

$$q_r = C_* \rho_a^n V^m,$$

где ρ_a – плотность воздуха; V – скорость набегающего потока; n, m – показатели степени; C_* – коэффициент, зависящий от многих факторов, в том числе от местного угла атаки рассматриваемой точки на обтекаемой поверхности.

Применительно к расчету параметров аэродинамического нагрева ротора ОТС, не имеющего лобовой части, непосредственно использовать известные результаты затруднительно. Это связано еще с тем, что аэродинамическая техника имеет, как правило, максимальную скорость в наименее плотных слоях атмосферы; наоборот, ротор ОТС достигает максимальной скорости в наиболее плотных слоях атмосферы.

Близким аналогом являются трансатмосферные летательные аппараты (ТЛА) [16, 17]. При подъеме такого аппарата максимальная равновесная температура в критической точке и на передней кромке крыла может достигать 3000–4000 °К. Для этих частей аппарата, вероятно, требуется активная тепловая защита, например, с помощью сублимирующих покрытий. При спуске аппарата температура ожидается примерно на 1500 °К ниже.

На средней линии такого аппарата с наветренной стороны максимальная температура составляет 1300–1500 °К как при подъеме, так и при спуске, поэтому большая часть поверхности ТЛА может достаточно эффективно охлаждаться посредством излучения.

При скорости 7,2 км/с на высоте 75 км лобовое сопротивление составит величину порядка $10^4 \div 10^5$ Па, а тепловой поток, подводимый к поверхности ТЛА, – $10^3 \div 10^4$ кВт/м². Отметим, что тепловой поток, подводимый к поверхности космических летательных аппаратов многоразового использования (КЛАМИ), имеет величину того же порядка [13].

Приведенные данные, естественно, не могут быть непосредственно перенесены на случай ротора ОТС, но дают представление об ожидаемых значениях температур и тепловых потоков на поверхности ротора и позволяют оценить результаты, полученные в следующих разделах непосредственно для ОТС.

Отметим два возможных направления тепловой защиты аэрокосмической техники. Первое – использование жаропрочных покрытий [17], при этом реализуется лучевой механизм теплообмена с окружающей средой. Второе направление основано на применении сублимирующих, плавящихся и других специальных покрытий, защитный эффект которых связан с уносом их массы [1, 12, 20]. Допустимо, по-видимому, комбинированное использование сублимирующих покрытий, формируемых на оболочках из жаропрочных материалов.

При движении аппарата в атмосфере возникает также проблема защиты его поверхностей при высокой температуре от взаимодействия с атомарным кислородом. Перфторные полимеры типа тефлона и силоксановые полимеры наименее активны при их взаимодействии с атомарным кислородом [7]. Тефлон может быть использован и в качестве материала для сублимирующего покрытия.

5.2. Постановка задачи

Для количественной оценки температурного поля в окрестности ротора ОТС на начальной, наиболее неблагоприятной с точки зрения разогрева конструкции стадии запуска, рассмотрим нестационарную задачу о разогреве воздуха вследствие вязкого трения. Точная постановка