

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОПРОСОВ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТРАНСПОРТНЫХ ЗАДАЧАХ

Качурина Е.С.

Омский государственный технический университет, Омск,

Российская Федерация

E-mail: kachurina705@bk.ru

*В рамках работ по спуску отработанных ступеней ракет космического назначения развиваются исследования направленные на научно-методическое обеспечение проектирования средств стабилизации на основе теории пограничного слоя.*

Современные транспортные средства нуждаются в увеличении управляемости при общем уменьшении расхода топлива. Данной проблеме мировое научное сообщество уделяет большое внимание. Множество институтов занимаются исследованием влияния пограничного на аэродинамические характеристики летательных аппаратов (ЛА) маневрирующих в плотных слоях атмосферы.

Исходя из результатов проведенного патентно-информационный поиска было обнаружено более 50 патентов и выбрано пять направлений по способам воздействия на пограничный слой:

- использование электромагнитных устройств.
- использование вибрационных устройств на поверхности обтекания.
- использование систем изменяющих границы геометрии поверхности обтекания.
- использование систем отсоса пограничного слоя с поверхности обтекания.
- использование систем вдува в пограничный слой рабочего тела.

Пример электромагнитных устройств представлен в [1], в котором способ уменьшения поверхностного трения при движении тела в воде заключается в создании электрического поля в пограничном слое, окружающем поверхность тела. На поверхности тела создают проводящие участки, разделенные изолятором, и прикладывают к ним электрическое напряжение. Величина напряжения достаточна для возникновения разложения воды. Полярность приложенного напряжения и его величину меняют в соответствии со скоростью движения тела в воде и условиями ми-

нимизации энергозатрат для создания газовой прослойки скольжения.

Пример вибрационных устройств представлен в [2], в котором устройство для формирования подъемной силы аппарата содержит расположенную на выпуклой или конической поверхности ступенчатую регулярную активную поверхность формируемую пьезоэлектрическими ленточными активаторами, способными посредством приложенного управляющего электрического воздействия совершать маховые колебательные движения, вызывающие смещение частиц окружающей среды и формирующие область пониженного давления, обеспечивающую создание подъемной силы.

Пример систем изменяющих границы геометрии представлен в [3], в котором устройство для управления обтеканием гиперзвукового ЛА. В носовой части которого выполнены каналы для хранения и подачи аэродинамических игл. Один канал расположен на оси симметрии, а другие на расстоянии от оси симметрии и равномерно по окружности с центром на оси симметрии. Каждый канал снабжен механизмом подачи аэродинамических игл навстречу набегающему потоку с возможностью выдвигания каждой из игл на определенную длину для составления специальной конфигурации набора аэродинамических игл, необходимой для совместной их работы по управлению обтеканием гиперзвукового ЛА

Пример систем отсоса пограничного слоя представлен в [4], в котором описано воздействие путем отсоса пограничного слоя с поверхности ступени. При повышении скорости воздуха в приповерхностной области верхней образующей

профиля, набегающий поток направляют в канал, образованный на верхней поверхности крыла, и ускоряют тяговым двигателем ЛА, установленным в канале в кормовой части профиля, при этом равномерно, вдоль верхней образующей поверхности профиля, всасывают дополнительные потоки воздуха.

Пример систем вдува в пограничный слой в [5], в котором предлагается сдувать пограничный слой. Технический результат изобретения достигается тем, что в способе получения газа для обдува поверхностей ЛА используется тепловая энергия двигательной установки, обеспечивающая превращение воды в пар, который и обдувает требуемые поверхности. Некоторые внешние поверхности двигателей ЛА нагреваются и тепловая энергия от них уносится воздушным потоком в пространство, т.е. не используется. Эту энергию авторы предлагают использовать для образования водяного пара.

Исходя из результатов изучения и анализа патентной базы, основываясь на таких критериях как надежность, простота конструкции, относительно небольшая масса и эффективность системы, были сравнены направления и выбрано наиболее приоритетное.

Таким направлением стало исследование систем использующих в качестве управляющего воздействия отсос пограничного слоя и вдув в него рабочего тела. Объединение двух направлений было обусловлено тем, что не малая часть из найденных патентов рассматривало именно такую систему

Математически аэродинамические силы и моменты в связанной системе координат можно представить в виде:

$$\left. \begin{aligned} X_a &= C_{xa} \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi}, & M_x &= m_x \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi} \cdot L \\ Y_a &= C_{ya} \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi}, & M_y &= m_y \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi} \cdot L \\ Z_a &= C_{za} \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi}, & M_z &= m_z \cdot q_\infty \cdot S_{\Pi} \cdot L \end{aligned} \right\}$$

где  $X_a, Y_a, Z_a$  – сила лобового сопротивления, подъемная и боковая аэродинамические силы соответственно;  $C_{xa}, C_{ya}, C_{za}$  – коэффициенты лобового сопротивления, аэродинамической подъемной силы и боковой силы соответственно;  $q_\infty = 0.5 \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2$  – скоростной поток напор;  $S_{\Pi}$  – характерная площадь, можно выбрать произвольную поверхность, например площадь наибольшего (миделевого) сечения корпуса и др.;  $L$  – характерный геометрический размер;  $M_x$  – момент крена;  $M_y$  – момент рысканья;  $M_z$  – момент тангажа;  $m_x, m_y, m_z$  – коэффициенты аэродинамических моментов.

Вдуваемый газ внесет вклад в формирование силы лобового сопротивления и подъемной силы:

$$\begin{aligned} X &= X_{\text{осн}} + X_{\text{доп}} \\ Y &= Y_{\text{осн}} + Y_{\text{доп}} \end{aligned}$$

Исследование находится на стадии НИР. Полученные результаты позволяют:

- провести разработку алгоритма расчета и проведения численных экспериментов на разработанной математической модели;
- проведение уточнения математической модели (учет тепловой энергии потока и рабочего тела);
- провести численный эксперимент с использованием программного комплекса ANSYS с сравнением с результатами использования математической модели;
- разработать требования к физическому эксперименту (модель обдуваемой ступени, параметры экспериментальной установки, геометрические параметры макета и экспериментальной установки).

### Литература

1. Пат. 2223195 Российская Федерация. Способ уменьшения поверхностного трения при движении тела в воде / Т. А. Дозоров, Г. В. Смирнов. - № 2002106356/01; заявл. 08.04.2002; опубл. 10.02.2004.
2. Пат. 4516747 США. Method of and apparatus for controlling the boundary layer flow over the surface of a body/Способ и устройство для управления пограничным слоем потока на поверхности тела / Werner Lurz. - № 2452106834/84; заявл. 03.08.1982; опубл. 14.05.1985
3. Пат. 2268847 Российская Федерация. Устройство для управления обтеканием гиперзвукового летательного аппарата / В. В. Типаев, К. В. Никитин, С. Ю. Пирогов, Г. Н. Москалец, А. С. Юрьев. - № 2004116169/11; заявл. 10.09.2001; опубл. 27.01.2006.
4. Пат. 2157777 Российская Федерация. Способ управления пограничным слоем на поверхности крыла толстого профиля и устройство для его реализации / В. А. Коноваленко. - № 96120046/28; заявл. 30.09.1996; опубл. 20.10.2000.
5. Пат. 2414387 Российская Федерация. Способы получения газа и для обдува поверхности летательного аппарата и парогенератор / Г. А. Копылов, В. Д. Ковалев. - № 2009105701/11; заявл. 18.02.2009; опубл. 20.03.2011.
6. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика. Ч.1., Ч. II. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла: учебник для студентов вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. школа, 1980. – 495 с.
7. Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Лемперт Д.Б. Разработка дополнительных бортовых систем космических средств выведения //Полёт. – 2010. - №3. с.3-10
8. Шлихтинг Ф. Р. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.