

## ОТЗЫВ

на автореферат диссертации «Тепло-массообмен при взаимодействии струй в режиме газодинамического управления летательным аппаратом» Платонова Ивана Михайловича, представленный на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 01.04.14 – Теплофизика и теоретическая теплотехника

Боеготовность и эффективность авиационных управляемых ракет в значительной степени зависит от системы управления их полетом.

Существующие системы используют принципы газодинамического управления внутрикамерным потоком продуктов сгорания, что приводит к потере удельного импульса и снижению надежности из-за сложности реализующих систем и устройств.

В рамках диссертационной работы Платонов Иван Михайлович приводят результаты исследования принципов, новой более совершенной газодинамической системы управления авиационных боевых ракет, что обуславливает научную ценность представленной работы. Метод аппроксимации дифференциальных уравнений течения – метод контрольных объектов, который в сравнении с другими характеризуется наиболее соответствующим физической сути задачи.

Результаты численного эксперимента сравниваются с экспериментальными данными потоков: обтекающей в аэродинамической трубе, истекающего из камеры результатами термодинамического расчета, который многократно подтвержден при натурном испытании двигателей на стенде.

Исходные данные решаемых задач, элементы базы (краткость аппроксимации и др.) и точность, получаемых результатов вполне обоснованны в тестовых вариантах и достоверны.

ОБЩИЙ ОТДЕЛ МАИ  
Вх. № 26 / 12 . 2019

Достоверность результатов численность эксперимента получена в сравнении результатами физических опытов, с расхождением, соответствующим инженерной практике механических опытов.

Сравнение расчетов существующих газодинамических систем с предлагаемой математической моделью, при одних и тех же исходных данных, показало преимущество авторской методики.

Новая газодинамическая система управления без деформации потока протекающих продуктов сгорания использует в качестве управляющей силы реакцию истекающего в окружающую среду потока продуктов сгорания, отбираемых из камеры двигателя через радиальное отверстие к продольной оси отверстия.

При этом решаются задачи воздействию потока обтекающего корпуса ракеты на управляющий поток, температурное поле корпуса в окрестностях отверстия управляющего потока и взаимодействия параллельных истечений продуктов сгорания из камеры двигателя и управляющим потоком, повернутым и прижатым к корпусу обтекающим потоком.

Характеристики взаимодействия получаются численным анализом, в основе которого используются классические уравнения Навье-Стокса, дополненные уравнениями турбулентной модели Спаларта-Алламареса, которая показала соответствие результатам эксперимента, с достаточной точностью и простотой по сравнению с другими рассматриваемыми автором моделями турбулентности.

Из этого можно заключить, что предлагаемая система управления теоритически обоснованная и научно новая.

В работе имеется недостаток, связанный с определением характеристик управляющего потока на различных расстояниях от среза сопла двигателя. Отмеченное замечание, однако, не носит принципиальный характер и не снижает в целом научную и практическую значимость работы.

В результате диссертационной работы автор получил важные для практики научно-новые результаты, которые могут рекомендоваться с целью

