

# ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ АКТИВНОГО СТАРТА С ФОРМИРУЕМЫМ НА БАЗЕ ПОЛЕТНОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Дикшев А. И., Костяной Е. М.

ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет», г. Тула, Россия

Работа посвящена оценке возможности радикального увеличения дальности полета летательного аппарата (ЛА) с активным принципом старта за счет использования ракетно-прямоточного двигателя (РПД) в условиях жестких габаритно-массовых ограничений.

Объектом исследования является перспективный ЛА активного старта, на который наложены габаритно-массовые ограничения, соответствующие имеющимся на настоящий момент времени образцам ЛА данного класса. В работе проанализированы современные тенденции развития и характерные особенности рассматриваемых объектов исследования. По итогам проведенного анализа сделаны выводы об актуальности увеличения дальности полета ЛА активного старта и об исчерпании резервов по повышению дальности полета со стороны классических решений. В качестве нетривиального для рассматриваемого класса ЛА способа увеличения дальности стрельбы предложено использовать в качестве бортовой энергетической установки РПД. С учетом функциональных особенностей рассматриваемого объекта исследования и наложенных ограничений обозначены основные трудности, связанные с использованием РПД на ЛА данного класса. Они обусловлены, прежде всего, существенно нестационарными условиями функционирования и малыми размерами, отводимыми на РПД. Для формирования камеры дожигания достаточного объема предложено использовать избыточный на полетных режимах запас прочности корпуса ЛА, наличие которого продиктовано высокими перегрузками в ходе активного старта. В роли механизма, реализующего переход избыточного запаса прочности корпуса в его новое качество, использован принцип полетной трансформации.

В результате, цель работы сформулирована следующим образом: увеличение дальности полета ЛА активного старта за счет использования РПД с камерой дожигания, формируемой в процессе полета.

Со схемно-компоновочной точки зрения принцип полетной трансформации реализован в виде составной обечайки, включающей в себя две соосные обечайки, имеющие возможность осевого перемещения друг относительно друга. В ходе активного старта обе обечайки совместно воспринимают осевую перегрузку, после чего в процессе полета наружная обечайка сдвигается назад относительно внутренней и формирует тем самым камеру дожигания.

Для исследования приращения дальности полета, обеспечиваемого за счет использования предложенного решения, разработан программный комплекс, позволяющий совместно описывать в многовариантной и оптимизационной постановках движение ЛА по траектории и функционирование РПД в нестационарных внешних условиях. Основные соотношения математической модели, положенной в основу программного комплекса, представлены в работе. С использованием разработанного инструментария исследования рассмотрены различные вариации проектных параметров предлагаемой конструкции и алгоритмы функционирования ЛА на траектории.

По итогам исследования представлены рекомендации о рациональных с точки зрения максимальной дальности полета значениях проектных параметров и алгоритмах функционирования ЛА. Сделано заключение о возможности увеличения дальности полета по сравнению с ЛА, использующими классические решения, на 47 %.

С целью подтверждения технической реализуемости идеи формирования РПД в процессе полета проведена эскизная проработка одного из вариантов с учетом рекомендаций к проектным параметрам и алгоритмам функционирования, позволяющим максимизировать дальность полета. Для данного варианта рассмотрена траектория с

участком программного полета, который в сочетании с РПД позволил достичь итогового значения дальности 98 км, что на 60% выше, чем у лучших из существующих аналогов, выполненных в тех же габаритно-массовых ограничениях.