

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

Дикшев А.И., Костяной Е.М.

ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет», Тула, Россия (300012, г. Тула, пр. Ленина, 92), e-mail: ekostyanoy@gmail.com

В работе предложен вариант увеличения дальности полета летательного аппарата (ЛА) с активным принципом старта в условиях жестких габаритно-массовых ограничений. Он базируется на использовании ракетно-прямоточного двигателя (РПД), формируемого в полете за счет трансформации корпуса ЛА. Для анализа различных вариантов реализации предложенного решения разработан инструментарий исследования, позволяющий совместно моделировать движение ЛА по траектории и функционирование РПД в переменных внешних условиях. В работе определены рациональные с позиций максимальной дальности полета проектные параметры и алгоритмы функционирования ЛА активного старта с РПД. Для 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. Это на 60% выше, чем у лучших из существующих аналогов, выполненных при тех же габаритно-массовых ограничениях.

Ключевые слова: летательный аппарат, дальность полета, ракетно-прямоточный двигатель, полетная трансформация.

ACTIVE LAUNCH AIRCRAFT WITH RAMJET ENGINE FORMED ON THE BASIS OF FLIGHT TRANSFORMATION

Dickshev A.I., Kostyanoy E.M.

Tula state university, Tula, Russia (300012, Tula, Lenin's avenue, 92), e-mail: ekostyanoy@gmail.com

This paper presents a variant increasing range of the aircraft with active principle of the launch under tight dimensions and weight constraints. It is based on the use of rocket-ramjet engine, which is formed during the flight by transformation the airframe. The research tools that allows you to simulate the movement of the aircraft on the trajectory and the functioning of the ramjet engine in variable external conditions for the analysis of different variants of the proposed decision are developed. In this paper we define the design parameters and algorithms of the active start aircraft with ramjet engine rational from the point of maximum range. Sketch study carried out for one of the variants with the recommended design parameters and operation algorithms that maximize range, to confirm the technical feasibility of the idea to form the ramjet engine during the flight. For this variant it is consider the trajectory with program-controlled path, which together with the ramjet engine allowed to reach the final value range 98 km. This is 60% higher than the best of the existing analogue made with the same dimensions and weight constraints.

Key words: aircraft, flight range, ramjet engine, flight transformation.

Введение

Анализ тенденций развития летательных аппаратов (ЛА) ближней зоны с активным принципом старта показывает, что одним из главных направлений их совершенствования является увеличение дальности полета [2]. При этом габаритно-массовые ограничения остаются на прежнем уровне, что не позволяет использовать экстенсивные пути развития, связанные с увеличением стартовой и бортовой энергетики за счет массы топлива. В данных условиях важное место занимает направление, связанное с рациональным использованием бортовой энергетики [2], в рамках которого существуют уже ставшие классическими

решения: использование ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и донного газогенератора (ДГГ). Однако потенциал данных решений в настоящее время близок к своему пределу, в связи с чем не представляется возможным получить благодаря их использованию радикального увеличения дальности полета при сохранении габаритно-массовых параметров и массы полезной нагрузки на прежнем уровне. Это вынуждает исследователей и разработчиков искать нетипичные, нетривиальные для данного класса ЛА решения. Учитывая такие особенности ЛА активного старта, как высокие (порядка 2,5–3 М) сверхзвуковые скорости полета на определенных участках траектории и движение в плотных слоях атмосферы, одним из наиболее перспективных решений в области бортовых энергоустановок является использование ракетно-прямоточных двигателей (РПД), существенно превосходящих по удельным тяговым характеристикам РДТТ.

Использование РПД в условиях жестких габаритных ограничений осложнено тем, что на борту ЛА не удастся разместить камеру дожигания должного объема. При этом на полетных режимах корпус рассматриваемых ЛА обладает избыточным запасом прочности, который необходим лишь на стадии активного старта с высокими перегрузками. В связи с этим представляется целесообразным рационально использовать избыточный запас прочности корпуса на траектории. В рамках данной работы предложено выполнять корпус в виде двух соосных обечаек, на стадии активного старта совместно воспринимающих осевые перегрузки, а в процессе полета перемещающихся друг относительно друга в осевом направлении и формирующих тем самым камеру дожигания достаточного размера (рисунок 1). Иными словами, предложено использовать принцип полетной трансформации, согласно которому облик ЛА формируется уже в процессе движения по траектории.

В результате мы подходим к **цели исследования**, которую можно сформулировать следующим образом: увеличение дальности полета ЛА активного старта за счет использования РПД с камерой дожигания, формируемой в процессе полета.

Методы исследования

В основу математической модели, описывающей полет ЛА с РПД в воздушной среде, положена классическая система уравнений движения [6] в сочетании с соотношениями для РПД, базирующимися на интегральных формулировках законов сохранения массы, количества движения и энергии [1], учитывающими уравнение состояния, зависимости из теорий конических течений, косых скачков уплотнения и волн разрежения [5], а также эмпирические соотношения для пограничного слоя [6]. Математическая модель численно реализована в виде программы для ЭВМ, в которой на каждом шаге интегрирования по времени внешнебаллистического расчета производится вычисление тяговых характеристик РПД, а также определяется дополнительное аэродинамическое сопротивление,

обусловленное наличием ВЗУ. При моделировании РПД на каждом шаге по времени находится потребный расход газа из 1-го контура, который при заданной геометрии ВЗУ и камеры дожигания и при текущих параметрах окружающей среды позволяет избежать помпажного режима и «зуда».

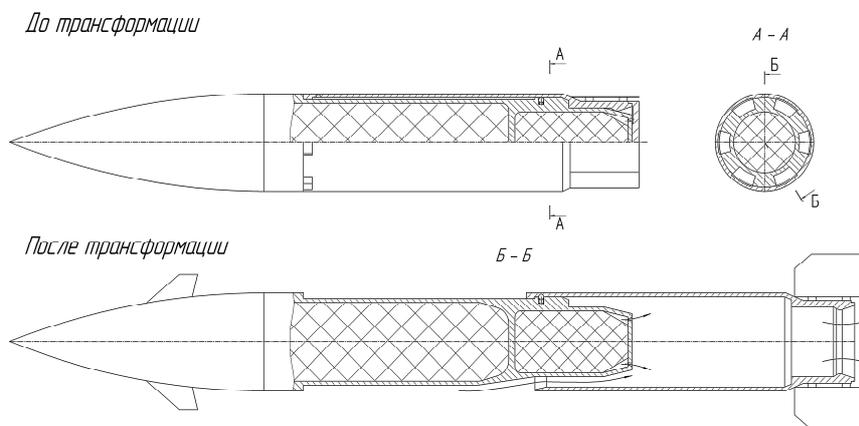


Рисунок 1 – Использование принципа полетной трансформации для формирования камеры дожигания РПД

В роли объекта исследования выбран ЛА полной массой 48 кг, длиной 990 мм, калибром 155 мм. В ходе исследования в качестве топлива рассматривался состав с энергетическими характеристиками, соответствующими стандартному топливу Л-24 [1]. Коэффициент полноты дожигания на основе анализа экспериментальных данных [1; 4] в первом приближении принят равным 0,7. Для всех рассматриваемых вариантов начальная скорость составляла 946 м/с. Масса топлива РПД в соответствии с отведенным под бортовую энергоустановку объемом составляла 2,8 кг.

Результаты исследования

В ходе исследования варьировались площади входного сечения ВЗУ и площади критического сечения сопла 2-го контура. Сначала рассмотрим предельный случай, когда ВЗУ и камера дожигания РПД открыты только на активном участке траектории. Результаты расчетов приведены на рисунке 2. Здесь $F_{i0i} \dot{A}\zeta\acute{O}$ – площадь входного сечения ВЗУ, отнесенная к площади мидела, $F_{i0i} \dot{\epsilon}\delta.2$ – площадь критического сечения сопла 2-го контура, отнесенная к площади мидела.

Представленные на рисунке 2 данные позволяют выявить оптимальное с точки зрения дальности полета сочетание варьируемых параметров ($F_{i0i} \dot{A}\zeta\acute{O} = 0,264$, $F_{i0i} \dot{\epsilon}\delta.2 = 0,513$). При анализе зависимости максимальных дальностей полета от $F_{i0i} \dot{A}\zeta\acute{O}$ (рисунок 2) видно, что имеется возможность несколько отступить от оптимального по дальности наружного диаметра ВЗУ в сторону меньших его значений, практически без ущерба для дальности

полета. Это особенно важно при конструктивной проработке данного решения, когда возникнет необходимость сложить ВЗУ в ограниченном объеме.

Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что с точки зрения максимальной дальности полета более целесообразным оказывается сократить активный участок траектории, на котором имеет место более высокий коэффициент аэродинамического сопротивления. При этом чрезмерное уменьшение продолжительности работы РПД за счет раскрытия сопла 2-го контура приводит к ухудшению тяговых характеристик двигателя.

Выше был рассмотрен вариант реализации РПД телескопической схемы, характеризующий максимально достижимый для нее уровень дальности при выбранных прототипе, топливе для РПД, начальных условиях и ограничениях. В случае ВЗУ и камеры дожигания РПД, открытых на пассивном участке траектории, оптимумы для каждого $F_{ид1} \dots \Delta C O$ смещаются в область меньших $F_{ид1} \dots \Delta O.2$ (рисунок 2). Это обусловлено тем, что при уменьшении критического сечения на выходе из камеры дожигания уменьшается тяга двигателя, снижается скорость на активном участке траектории, в то время как продолжительность работы РПД увеличивается по причине уменьшения расхода газа из 1-го контура, что позволяет уменьшить удельный вклад пассивного участка траектории в формирование полной дальности полета.

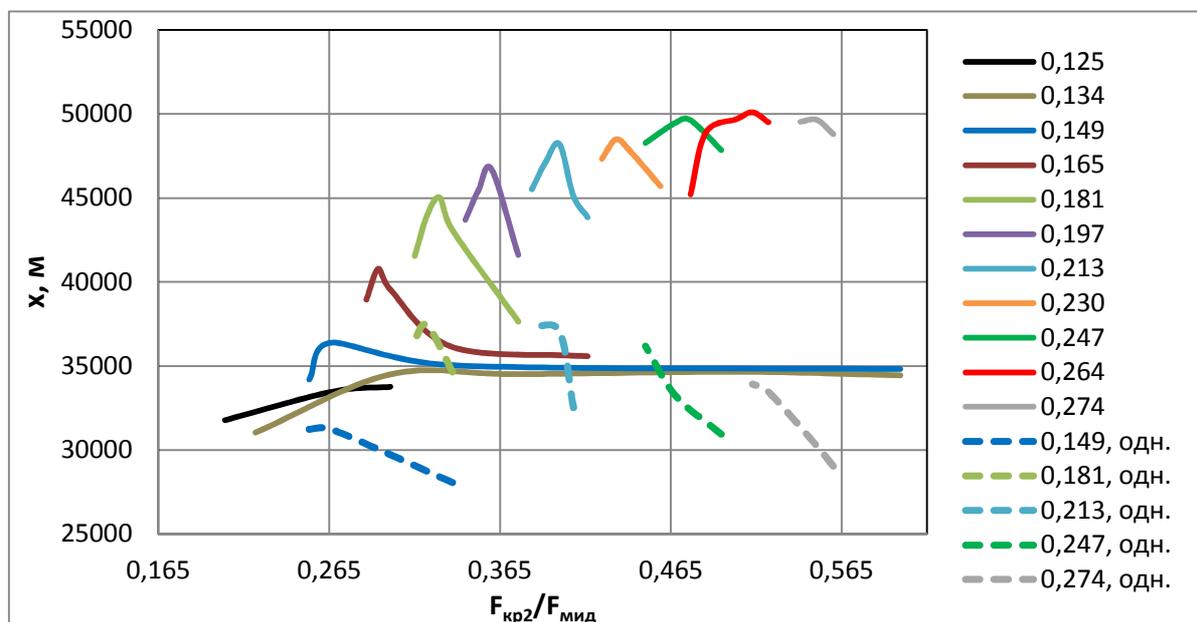


Рисунок 2 – Зависимость дальности полета от $F_{ид1} \dots \Delta O.2$ для разных $F_{ид1} \dots \Delta C O$ и разных схем функционирования ЛА

Также необходимо отметить, что оптимум по дальности в случае с однократной трансформацией смещается в область меньших значений $F_{ид1} \dots \Delta C O$. Это связано с

аэродинамическим сопротивлением на пассивном участке, которое прямо пропорционально относительной площади входного сечения ВЗУ.

Сравним диапазон дальностей, которые можно получить в случае различных вариантов реализации предложенного решения, с дальностями для энергопассивной траектории и траектории ЛА, оснащенного РДТТ (рисунок 3). Масса топлива РДТТ по причине более простой конструкции бралась на 20% больше, чем в варианте с РПД, и составляла 3,3 кг. Начальная скорость оставалась неизменной (946 м/с).

Полученные результаты говорят о том, что предложенная схема может обеспечить увеличение дальности полета по сравнению с энергопассивной траекторией на 50–100%. Нижнее значение в данном случае соответствует наихудшему варианту реализации с однократной трансформацией и дополнительным лобовым сопротивлением на пассивном участке траектории. Вторая цифра относится к варианту ЛА с двойной трансформацией. При этом по сравнению с классической схемой, где на борту ЛА имеется РДТТ, вариант с однократной трансформацией обеспечивает 12%-ное увеличение дальности полета, в то время как двойная трансформация позволяет получить 47%-ное приращение.

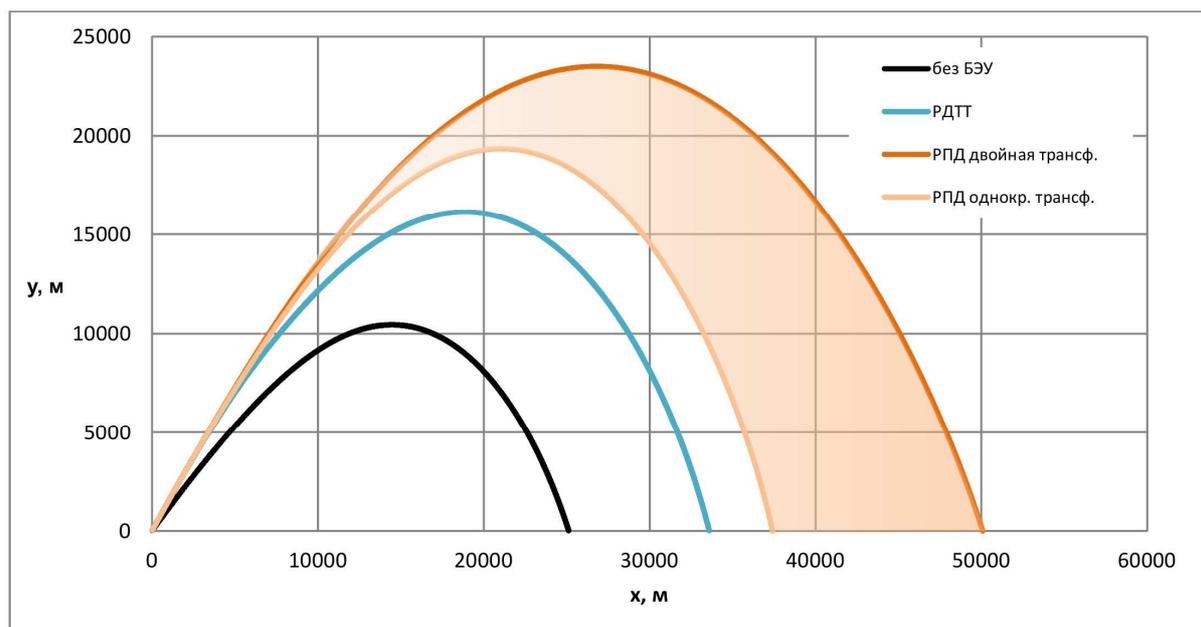


Рисунок 3 – Сравнение РПД с телескопической камерой дожигания и классического варианта бортовой энергетической установки (РДТТ)

Очевидно, что схема с двойной трансформацией является наиболее сложной при конструктивной реализации, но в то же время она обеспечивает и наибольшую дальность полета. Для подтверждения технической реализуемости идеи формирования РПД в процессе полета проведена эскизная проработка наиболее сложного варианта с двойной трансформацией. Такой подход целесообразен с той точки зрения, что если удастся увязать рекомендуемые геометрические параметры и габаритно-массовые ограничения в наиболее

сложном с конструктивной точки зрения варианте, то в более простых схемах этого также удастся добиться. Эскизный вариант конструкции ЛА активного старта с формируемым в полете РПД и двойной телескопической трансформацией представлен на рисунке 4.

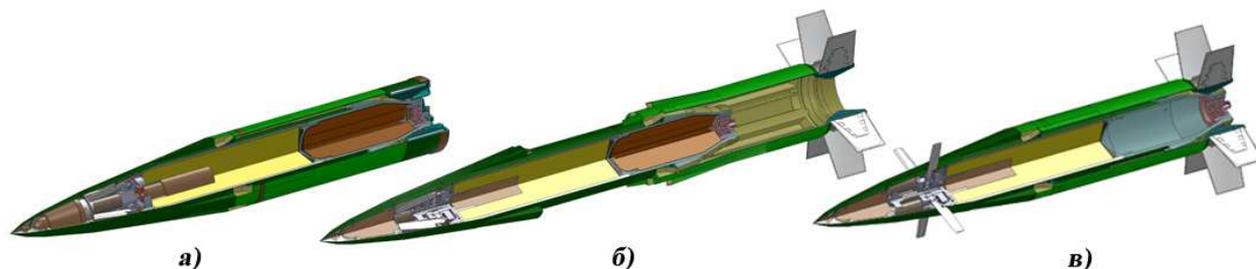


Рисунок 4 – Разные этапы функционирования ЛА с РПД: а) в процессе активного старта, б) на активном участке траектории, в) на участке планирования

Для рассматриваемого варианта ЛА проработан закон управления, позволяющий реализовать траекторию с участком программного полета (планирования), на котором обеспечивается движение с максимальным аэродинамическим качеством. Это позволяет оценить предельные возможности предложенного решения с точки зрения дальности полета в случае сочетания способов, связанных с рациональным введением дополнительной бортовой энергетики, и способов, направленных на более эффективное использование уже имеющегося энергетического потенциала. В случае реализации указанного закона управления итоговая дальность полета для рассматриваемой схемы составила 98 км.

Приведенные в статье материалы являются результатом комплексных исследований по проблеме повышения баллистической эффективности ЛА ближней зоны, проводимых в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» [3].

Выводы

1. Предложено использовать нетривиальный для рассматриваемого класса ЛА тип двигательной установки (РПД) и не имеющий аналогов вариант ее реализации, основанный на использовании принципа полетной трансформации.

2. Разработана и численно реализована математическая модель, позволяющая совместно описывать движение ЛА активного старта по траектории и функционирование РПД в многовариантной и оптимизационной постановках.

3. Выявлено, что для варианта с двойной телескопической трансформацией приращение дальности баллистического полета по сравнению с энергопассивной траекторией составляет 100%, а по сравнению с вариантом ЛА, оснащенного РДТТ, – 47% (масса топлива РДТТ на 20% больше, чем у РПД).

4. Для схемы с однократной трансформацией приращение дальности баллистического полета по сравнению с энергопассивной траекторией составляет 50%, а по сравнению с вариантом ЛА, оснащенного РДТТ, – 12%.

5. С учетом рекомендуемых геометрических параметров РПД и обозначенных габаритно-массовых ограничений проработан эскизный вариант конструкции ЛА активного старта с формируемой в полете камерой дожигания, доказывающий принципиальную возможность технической реализации предложенной идеи.

6. Для эскизного варианта ЛА с формируемым в полете РПД исследована траектория полета с участком планирования, на котором реализуется закон управления, обеспечивающий движение ЛА с максимальным аэродинамическим качеством. Итоговая дальность полета составила 98 км.

Список литературы

1. Адександров В.Н., Быцкевич В.М., Верховомов В.К. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (основы теории и расчета) / под ред. д.т.н., проф. Л.С. Яновского. – М. : ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
2. Бабичев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М. Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Издание Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – М., 2010. - Вып. 3 (65). – С. 3–9.
3. Ветров В.В., Фомичева О.А. О целевой эффективности ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на примере выполнения НИР по мероприятию 1.1 в области конструирования летательных аппаратов // Современные проблемы науки и образования. – 2012. – № 5.
4. Зуев В.С., Макарон В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. – М. : Машиностроение, 1971. – 368 с.
5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика: учебник для студентов вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Высш. школа, 1980. – Ч. II. Методы аэродинамического расчета. - 416 с.
6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. – М. : Машиностроение, 1973. – 616 с.

Рецензенты:

Поляков Е.П., д.т.н., профессор, декан машиностроительного факультета ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет», г. Тула.

Ветров В.В., д.т.н., профессор, академик РАЕ, профессор кафедры «Ракетное вооружение» ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет», г. Тула.