

В.В. ВЕТРОВ,

д-р техн. наук,

А.И. ДИКШЕВ,

аспирант,

В.А. ДУНАЕВ,

д-р техн. наук,

Е.М. КОСТЯНОЙ,

канд. техн. наук,

В.В. МОРОЗОВ,

канд. техн. наук

(ФГБОУ ВПО «ТулГУ», Тула)

vetrov@tsu.tula.ru

dickshev@inbox.ru

dwa222@mail.ru

ekostyanoy@gmail.com

holod-0@yandex.ru

О концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов с доминирующим энергопассивным участком траектории

Рассмотрена системная совокупность способов и устройств, направленных на увеличение максимальной дальности полета. Обосновывается эффективность новых технических решений, связанных с интегрированием ракетно-прямоточных двигателей в состав летательных аппаратов с активным и реактивным принципами старта. По итогам исследований приведены сравнительные оценки достижимых значений увеличения дальности полета на базе рассмотренных технических решений.

Концепция баллистической эффективности, летательный аппарат тактической зоны, ракетно-прямоточный двигатель (РПД), траектория программного планирования, полетная трансформация

В настоящее время интенсивно формируется концептуальный подход к созданию высокоточных летательных аппаратов (ЛА) нового поколения [1]. В данной статье в качестве объекта исследования предлагается рассматривать ЛА тактической зоны класса поверхность – поверхность с дальностью полета до 200 км, характерными особенностями которых являются интенсивный старт и наличие доминирующего по времени энергопассивного участка траектории. При этом выделено два класса ЛА – активного старта (управляемые артиллерийские снаряды) [2] и реактивного старта (ракеты класса поверхность – поверхность с бикалиберной схемой объемной компоновки) [3]. Общее для них – существенно переменные условия полета (высота до 50 км, скорость до 5 М) и жесткие ограничения на габаритно-массовые характеристики (ГМХ). В то же время существуют различия, связанные с принципом старта: ЛА активного старта запускаются из ствольных систем и имеют начальную скорость полета 2,5–3 М, тогда как ЛА реактивного старта обладают малой начальной скоростью на момент выхода из пусковой установки (20–100 м/с), а затем интенсивно разгоняются до 3–5 М. В конструктивном плане различия связаны с моно- либо бикалиберной схемой построения. Как показывает анализ тенденций развития зарубежных аналогов, основное внимание уделяется увеличению дальности полета при фиксированных ГМХ, т.е. повышению баллистической эффективности ЛА. Именно такой подход и рассматривается в данной статье.

Концептуальный подход к повышению баллистической эффективности

Концепция повышения баллистической эффективности представляет собой определенный понятийный аппарат, критерии оценки баллистической эффективности, структурированную совокупность способов и устройств, направленных на увеличение дальности полета, инструментарий оценки баллистической эффективности и сами прогнозные оценки достижимых значений дальности при внедрении новых технических решений.

Можно выделить два подхода к оценке баллистической эффективности: сравнение решений в рамках модернизации изделия при фиксированных ГМХ и сравнение решений для ЛА при существенном различии их ГМХ.

В первом случае, который и рассматривается, в качестве критерия рационально использовать относительное приращение дальности по сравнению с некоторым исходным вариантом (прототипом):

$$\Delta X_{\text{отн}} = \frac{X_{\text{max}}^{\text{нов}} - X_{\text{max}}^{\text{исх}}}{X_{\text{max}}^{\text{исх}}} 100 \%,$$

где $X_{\text{max}}^{\text{нов}}$, $X_{\text{max}}^{\text{исх}}$ – максимальная дальность полета усовершенствованного и исходного вариантов ЛА.

Во втором случае в роли критерия целесообразно рассматривать относительное изменение коэффициента транспортной эффективности.

Применительно к рассматриваемым ЛА существует обширная номенклатура способов и устройств, обеспечивающих повышение баллистической эффективности. Предлагается их систематизировать на базе иерархической классификации (рис. 1), верхний уровень которой включает в себя два направления:

энергобаллистическое ориентировано на эффективное функционирование бортовых и пусковых энергетических устройств, аэробаллистическое – на рациональное использование на траектории сгенерированного при старте запаса кинетической энергии. В составе каждого из обозначенных направлений выделены конкретные способы увеличения дальности полета.

Баллистическая эффективность использования ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ), донного газогенератора (ДГГ) или их комбинации, трансформируемого кормового обтекателя (ТКО) [4] и участка программного планирования на нисходящей ветви траектории может быть оценена с использованием классических моделей динамики полета ЛА. При этом наличие различных способов и устройств должно учитываться через аэродинамические коэффициенты и зависимости тяги двигательной установки (ДУ) от времени.

В случае новых для рассматриваемого типа ЛА решений, связанных с внедрением РПД, обозначенный подход оказывается неприемлемым, поскольку тяговые характеристики РПД зависят от внешне-траекторных параметров, а те, в свою очередь, определяются функционированием ДУ.



Рис. 1. Классификация способов и устройств, направленных на повышение баллистической эффективности ЛА с доминирующим пассивным участком траектории (полужирным выделены аспекты, рассматриваемые в данной статье)

В сочетании с существенно переменными условиями полета это приводит к необходимости построения адекватных моделей, позволяющих совместно описывать движение ЛА и функционирование РПД. В результате для получения прогнозных оценок баллистической эффективности внедрения РПД на рассматриваемых классах ЛА необходимо решить задачу разработки относительно простого и нетребовательного к вычислительным ресурсам инструментария исследования, нацеленного на многопараметрическую оптимизацию в рамках структурно-параметрического синтеза, но при этом учитывающего основные факторы, влияющие на рабочий процесс и тяговые характеристики РПД, а также на летные характеристики ЛА в целом.

Инструментарий исследования

Для обоснования целесообразности внедрения РПД в состав рассматриваемых ЛА предлагается рационально сочетать совокупности известных математических моделей различной степени детализации. Общая структура такого инструментария включает два уровня (рис. 2). Первый уровень представляет собой совокупность моделей, описывающих совместное функционирование ЛА и РПД и имеющих ряд допущений, позволяющих рассматривать многовариантные и оптимизационные задачи [5]. Второй уровень связан с более глубокими исследованиями физических процессов, проводимыми с использованием крайне требовательных к вычислительным ресурсам программных комплексов. Полученные при этом результаты моделирования в виде коэффициентов и функциональных зависимостей выступают в качестве исходных данных для моделей первого уровня. На разных стадиях проработки степень интенсивности использования моделей первого и второго уровня является различной. На самых ранних этапах при выборе приоритетного варианта из рассматриваемого множества активно используются модели первого уровня с локальными обращениями к моделям второго уровня, настроенным на допустимо грубые оцен-

ки основных коэффициентов. Далее, когда внимание сфокусировано на конкретном варианте, более полно используются возможности ресурсоемких моделей второго уровня с целью уточнения коэффициентов и функциональных зависимостей, используемых в моделях первого уровня.

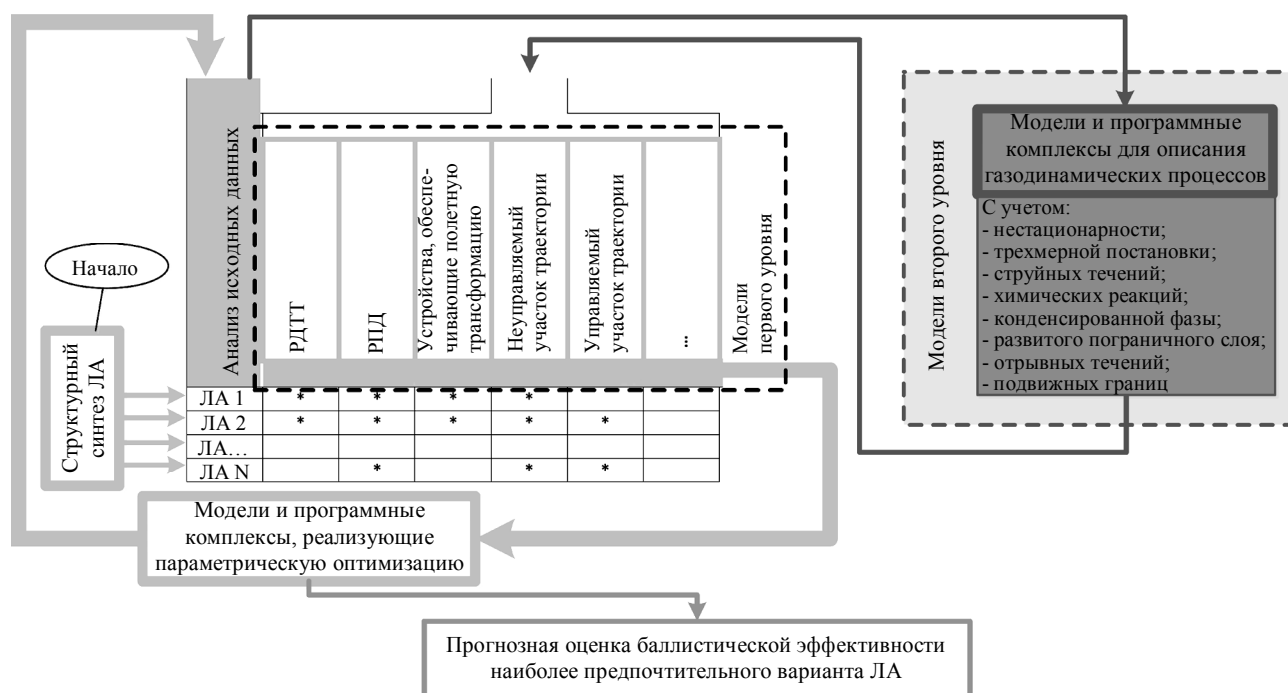


Рис. 2. Структурная схема инструментария исследования

В основу математической модели функционирования РПД положены интегральные формулировки следующих законов сохранения.

1. Закон сохранения массы:

$$G_r = G_b \left(1 + \frac{1}{\alpha L_0} \right),$$

где G_r – суммарный массовый расход газа в горячем сечении камеры дожигания (КД); G_b – массовый расход воздуха, $G_b = \rho_\infty v_\infty F_{вх} \varphi$ (ρ_∞ – плотность невозмущенного потока; v_∞ – скорость полета; $F_{вх}$ – площадь входа воздухозаборного устройства (ВЗУ); φ – коэффициент расхода воздуха); α – коэффициент избытка окислителя; L_0 – стехиометрический коэффициент.

2. Закон сохранения импульса:

$$J_{гр} + p_{0д} \frac{\alpha L_0}{G_b} + \frac{\alpha L_0 (k_b + 1) a_{крб}}{2k_b} z(\lambda_d) = \frac{(\alpha L_0 + 1)(k_r + 1) a_{крр}}{2k_r} z(\lambda_r),$$

где $J_{гр}$ – идеальный удельный импульс газогенератора в критическом сечении; $p_{0д}$ – давление торможения в выходном сечении ВЗУ, $p_{0д} = \sigma p_{0\infty}$ ($p_{0\infty}$ – давление торможения невозмущенного потока; σ – коэффициент восстановления полного давления); k_b , $a_{крб}$ – показатель адиабаты и критическая скорость воздуха; λ_d – относительная скорость в выходном сечении ВЗУ; k_r , $a_{крр}$, λ_r – показатель адиабаты (функция температуры, давления и избытка окислителя), критическая и относительная скорость газа в горячем сечении КД.

3. Закон сохранения энергии:

$$I_{0г} = \frac{1}{\alpha L_0 + 1} (\alpha L_0 I_{0б} - (1 - \eta_{сг}) H_u + \Delta H_f),$$

где $I_{0г}$ – энтальпия торможения газообразных продуктов в горячем сечении КД; $\eta_{сг}$ – коэффициент полноты сгорания; H_u – низшая теплотворная способность топлива; ΔH_f – энтальпия образования топлива.

4. Тяга РПД:

$$P = \frac{\alpha L_0 + 1}{\alpha L_0} G_B v_a - G_B v_\infty + F_a (p_a - p_n),$$

где F_a – площадь выходного сечения сопла РПД; v_a , p_a , p_n – скорость, статическое давление в выходном сечении сопла и невозмущенном потоке.

Параметры φ , σ , $\eta_{\text{ст}}$ определяются методами вычислительной газовой динамики. Численная реализация указанной модели осуществлена в виде подпрограммы, интегрированной в программный комплекс расчета траектории полета ЛА рассматриваемого типа.

Для расчета траектории полета ЛА в воздушной среде использована классическая система уравнений движения [6, 7]. Необходимые для нее аэродинамические коэффициенты с учетом наличия РПД как на активном, так и на пассивном участках траектории определяются с использованием моделей второго уровня. Программа, численно реализующая систему уравнений движения тела переменной массы, с подключенной подпрограммой для описания процесса функционирования РПД является модулем, интегрирующим все используемые модели, и предназначена для получения прогнозной оценки максимальной дальности полета.

В рамках проводимых исследований основными моделями второго уровня являются модели газодинамических процессов. В их основу положены уравнения движения вязкого теплопроводного газа, осредненные по Рейнольдсу и замкнутые одной из моделей турбулентности. В проведенных исследованиях использовались соотношения для полуэмпирической двухпараметрической диссипативной k – ε -модели турбулентности [8], а численная реализация математической модели выполнена на основе модифицированного метода крупных частиц и оформлена в виде программного комплекса авторской разработки.

Результаты исследований

В ходе проведенных исследований в форме структурно-параметрического синтеза получены прогнозные оценки предельных значений дальности полета для всех указанных ранее технических решений. В рамках каждого из анализируемых классов ЛА (активного и реактивного старта) ГМХ фиксировались, поэтому оценка баллистической эффективности проводилась с использованием критерия относительного приращения дальности полета $\Delta X_{\text{отн}}$.

Для ЛА активного старта рационально рассматривать приращение дальности полета как функцию дополнительных энергозатрат, выражаемых через увеличение массы топлива или пиротехнического состава (рис. 3). В качестве базового уровня, к которому отнесена дальность полета, принята дальность полета прототипа, не оснащенного специальными устройствами для повышения дальности. На рис. 3 для каждой из относительных масс топлива приведено относительное приращение максимальной дальности полета, полученное многопараметрической оптимизацией по другим значимым параметрам (по углам запуска, моментам начала работы РДТТ, площадям характерных сечений тракта РПД и т.д.).

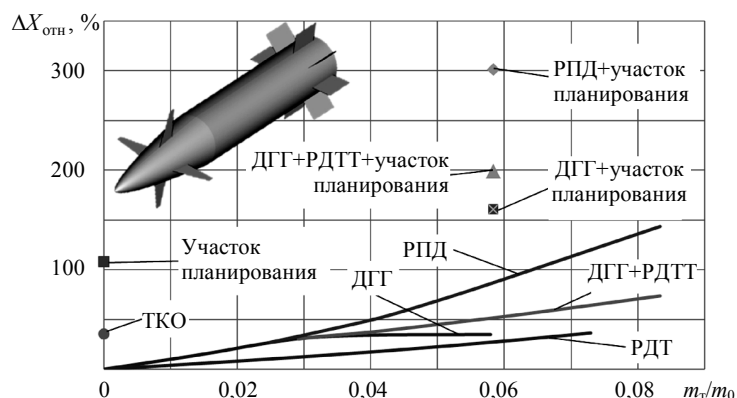


Рис. 3. Относительное приращение дальности полета ЛА активного старта для разных способов повышения баллистической эффективности в зависимости от относительной массы заряда

Полученные результаты свидетельствуют о том, что применение РДТТ целесообразно только в случае масс топлива, составляющих более 6 % от полной массы ЛА. При меньших массах рациональнее ис-

пользовать ДГТ, который может обеспечивать приращение дальности до 35 %. Конкуренцию ДГТ составляет ТКО, обеспечивающий аналогичное относительное приращение максимальной дальности полета.

Значительный резерв по увеличению дальности полета сосредоточен в реализации участка планирования ЛА на нисходящей ветви траектории, что позволяет повысить дальность полета более чем на 100 % по сравнению с базовым ЛА.

При реализации комбинации ДГТ + РДТТ дальность полета оказывается выше, чем в случае РДТТ либо ДГТ, работающих по отдельности, при неизменной общей массе топливного и пиротехнического составов.

Сравнительный анализ полученных результатов показывает, что среди всех рассмотренных решений, направленных на увеличение дальности полета ЛА активного старта, применение РПД является наиболее эффективным. При этом необходимо отметить, что из-за габаритных ограничений прототипа рассматривался вариант РПД, базирующийся на использовании принципа полетной трансформации для организации КД необходимых размеров [9]. Важно подчеркнуть, что РПД в процессе своей работы благодаря большой площади выходного сечения сопла сочетает не только свойства двигателя, ориентированного на создание тяги, но и свойства ДГТ, нацеленного на снятие большей части донного аэродинамического сопротивления.

Сочетание участка планирования, на котором реализуется программа полета с оптимальным аэродинамическим качеством, и способов, связанных с использованием дополнительной бортовой энергии, позволяет выйти на качественно новый уровень дальностей полета. Из рис. 3 видно, что применение РПД дает возможность увеличить базовую дальность полета на 87 %, а добавление участка планирования позволяет повысить это значение еще на 213 %, что в конечном итоге приводит к увеличению дальности полета базового варианта на 300 %.

При рассмотрении бикалиберного ЛА реактивного старта в качестве прототипа принята ракета с РДТТ, полет которой осуществляется по баллистической траектории. В ходе исследования значительное внимание уделено перспективной схеме с интегральным РПД [10]. В связи с этим результаты расчетов представлены в виде зависимости относительного приращения дальности полета от доли массы топлива РПД в полной массе топлива, находящегося на борту ЛА (рис. 4). При этом каждая из точек соответствует оптимуму по дальности для остальных параметров (угла запуска, площадей характерных сечений прямоточного тракта).

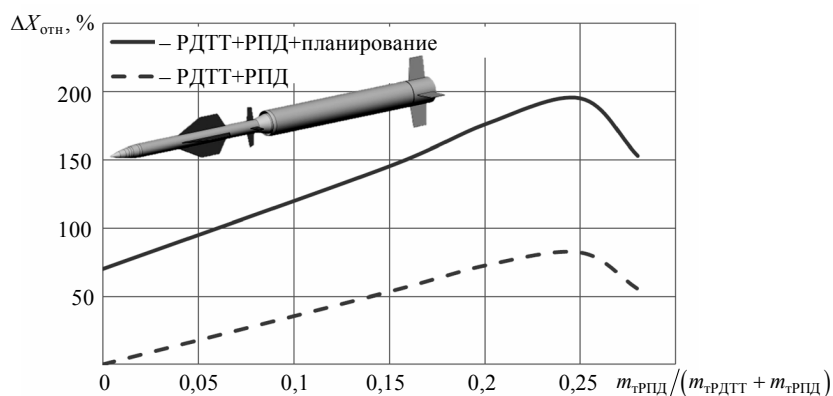


Рис. 4. Относительное приращение дальности полета ЛА реактивного старта в зависимости от вариантов перераспределения массы топлива между РДТТ и РПД

Согласно полученным результатам использование вместо классического РДТТ интегрального РПД позволяет увеличить дальность баллистического полета на 75 %. Аналогичного результата можно добиться, используя участок планирования. В случае комбинации участка планирования и интегрального РПД удастся обеспечить увеличение дальности полета практически на 200 %. При этом следует отметить, что для достижения указанного результата необходимо организовать распределение топлива между РПД и РДТТ в соотношении 1/3.

В заключение можно отметить, что разработан инструментальный исследования, имеющий двухуровневую структуру и ориентированный на многопараметрическую оптимизацию в рамках структурно-параметрического синтеза, позволяющего последовательно уточнять прогнозные оценки баллистической эффективности технических решений.

С помощью данного инструментария исследования на этапе концептуального проектирования показано, что долгосрочная перспектива развития ЛА тактической зоны с доминирующим пассивным участком траектории связана с двумя основными тенденциями:

- использованием бортовых ДУ на базе РПД (трансформируемые конструкции, интегральные схемы), что позволяет наиболее эффективно реализовать специфические особенности ЛА рассматриваемого типа с целью наращивания их энергетического потенциала и увеличения дальности полета;

- рациональным сочетанием лучших аэробаллистических (реализация участка программного полета с оптимальным аэродинамическим качеством) и энергобаллистических (внедрение РПД) решений.

Полученные результаты демонстрируют, что использование комбинации РПД и участка планирования с оптимальным аэродинамическим качеством по сравнению с лучшими из используемых решений позволяет получить 50 %-е приращение максимальной дальности полета для ЛА активного старта и увеличение дальности полета на 70 % для бикалиберных ЛА с реактивным принципом старта при тех же ГМХ.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки (соглашение 14.577.21.0084).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ветров В.В. и др. Реализация концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов ближней зоны // Фундаментальные исследования. 2012. № 11. Ч. 2. С. 377–382.
2. Ветров В.В., Костяной Е.М. Использование ракетно-прямоточного двигателя с носовым расположением на летательных аппаратах с доминирующим пассивным участком траектории // Вестник ВГТУ. 2011. Т. 7. № 11.2. С. 103–105.
3. Бикалиберная управляемая ракета: пат. 2114382 Рос. Федерация, № 96103923/0; заявл. 27.02.96; опубл. 27.06.98, Бюл. № 18.
4. Ветров В.В., Дунаев В.А., Панферов П.В. Использование деформируемых кормовых частей в рамках концепции повышения баллистической эффективности снарядов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2011. Вып. 2. С. 212–216.
5. Александров В.Н. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (основы теории и расчета) / Под ред. Л.С. Яновского. М.: Академкнига, 2006. 343 с.
6. Фомин В.М. и др. Анализ эффективности использования комбинированной силовой установки для разгона малоразмерных ракет, стартующих с поверхности Земли // Прикладная механика и техническая физика. 2010. Т. 51. № 6. С. 21–30.
7. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
8. Chen Q. Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations // Numerical Heat Transfer. 1995. Pt. B. Vol. 28. Iss. 3. P. 353–369.
9. Способ увеличения дальности полета артиллерийского снаряда и устройство для его реализации: пат. 2486452 Рос. Федерация, № 2012112529/11; заявл. 02.04.12; опубл. 27.06.13, Бюл. № 18.
10. Хилькевич В.Я., Яновский Д.С. Использование эффектов рикошетирувания и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // Изв. вузов. Авиационная техника. 2005. № 3. С. 70–72.

Поступила в редакцию 12.03.14

On the Concept of Improving the Ballistic Efficiency of the Aircraft with a Dominant Passive Part of the Trajectory

V.V. VETROV, A.I. DIKSHEV, V.A. DUNAEV, E.M. KOSTYANOV,
AND V.V. MOROZOV

A systemic set of methods and devices designed to increase the maximum range of flight is considered. The main attention is paid to the evaluation of the effectiveness of new technical solutions related to integrating the rocket-ramjet engines into aircraft with active and reactive principles of start. According to the results of studies we perform comparative assessments of attainable values of the range increase based on the technical solutions considered.

Concept of ballistic efficiency, tactical zone aircraft, rocket-ramjet engine, program planning trajectory, flight transformation