

## Методика выбора оптимальных по критериям баллистической эффективности параметров камеры дожигания прямоточной энергетической установки летательного аппарата

*Предложена частная методика проектирования, основанная на определении оптимального соотношения между длиной камеры дожигания прямоточной силовой установки и массой ее топливного заряда по критерию достижения максимального значения суммарного импульса тяги, при жестких массогабаритных ограничениях летательного аппарата. На основе данной методики с позиций максимального увеличения дальности полета дается оценка целесообразности внедрения на летательном аппарате с различным относительным удлинением инновационного технического решения в виде камеры дожигания прямоточной силовой установки, телескопически трансформируемой в полете.*

**В.В. ВЕТРОВ,**  
д-р техн. наук,  
**П.Д. ШИЛИН,**  
канд. техн. наук,  
**А.С. ФЕДОРОВ,**  
аспирант  
(ТулГУ, Тула)  
pvl.shilin@yandex.ru

**Летательный аппарат, прямоточная силовая установка, камера дожигания, суммарный импульс тяги, баллистическая эффективность**

Современные направления усовершенствования летательных аппаратов характеризуются устойчивой тенденцией к увеличению их дальности полета [1–3]. Особенно это актуально для летательных аппаратов активного старта, в контуре системы управления которых все чаще используются спутниковые навигационные системы, что позволяет практически исключить зависимость точности доставки целевого груза от дальности полета. При этом, несмотря на потребность в увеличении дальности полета, массогабаритные ограничения остаются неизменными.

Выделяют два принципиально разных подхода к повышению дальности полета. Первый – экстенсивный, предполагающий увеличение массогабаритных характеристик летательных аппаратов, второй – интенсивный, основанный на внедрении инновационных решений, не предусматривающих изменение массогабаритных параметров. При этом приоритетным считается второй подход, который связывается с повышением баллистической эффективности.

Баллистическая эффективность отражает оптимальность использования энергетического потенциала летательного аппарата для достижения максимальной дальности при фиксированных массогабаритных характеристиках или максимальной массы груза при заданной дальности. Она определяет уровень конструктивного и функционального совершенства летательного аппарата в полете [2].

Повышение баллистической эффективности рассматривается как относительная количественная оценка влияния конкретного способа устройства или их совокупности на увеличение максимальной дальности полета.

Основные направления повышения баллистической эффективности определяются из анализа аналитической зависимости дальности полета от входящих в нее параметров:

$$l_{\max} = \frac{L\gamma}{C_{x,\text{ср}} \rho_{\text{ср}} V_{\text{ср}}} (I_{\text{уд}} \mu_{\text{т}} + V_{\text{н}} - V_{\text{к}} \mu_{\text{к}}), \quad (1)$$

где  $L$  – габаритная длина летательного аппарата;  $\gamma$  – удельная плотность конструкции;  $\rho_{\text{ср}}$ ,  $C_{x,\text{ср}}$  – средние по траектории полета значения плотности воздуха и коэффициента аэродинамического сопротивления;  $V_{\text{н}}$ ,  $V_{\text{ср}}$ ,  $V_{\text{кон}}$  – начальное, среднее и конечное значения полетной скорости;  $I_{\text{уд}}$  – удельный импульс тяги двигателя,  $\mu_{\text{т}}$ ,  $\mu_{\text{констр}}$  – относительная масса топлива двигателя и конструкции летательного аппарата, осуществляющего полет после выгорания топлива.

Формула (1) не может напрямую использоваться для определения максимальной дальности полета, так как неизвестны среднеинтегральные значения  $C_{x,ср}$ ,  $\rho_{ср}$ ,  $V_{ср}$ , но она позволяет выделить основные направления увеличения дальности полета.

Общая методология реализации концепции баллистической эффективности представляет собой системную совокупность частных методик оптимального проектирования [4] по критериям, обобщенным зависимостью (1).

Приведенная далее частная методика направлена на максимизацию суммарного импульса тяги прямооточной энергетической установки в рамках общей методологии увеличения дальности полета летательного аппарата.

Повышение дальности полета летательного аппарата активного старта при жестких массогабаритных ограничениях возможно за счет внедрения энергоэффективных двигательных установок типа прямооточной энергетической установки [1, 4]. Однако реализация прямооточной установки требует рационального распределения объема между топливным зарядом и камерой дожигания [5–9].

Перспективным решением является применение полетной телескопической трансформации, позволяющей увеличить объем камеры дожигания без изменения внешних габаритов [1].

Рассмотрим конструкцию летательного аппарата активного старта тандемного типа с нетрансформируемой прямооточной установкой, где топливная камера и камера дожигания расположены последовательно (рис. 1) и сохраняют постоянные габариты на всех этапах полета. Заданной здесь является общая длина силовой установки  $L_{об}$ , а оптимальное сочетание длины топливного заряда  $L_T$  и длины камеры дожигания  $L_K$  необходимо определить, исходя из достижения максимального значения суммарного импульса тяги прямооточной энергетической установки. Это и является целью оптимизации.

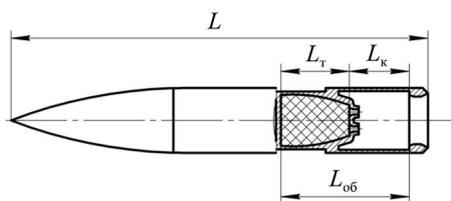


Рис. 1

Масса топливного заряда может быть выражена через конструктивный параметр – длину  $L_T$  (см. рис. 1) – по следующей зависимости:

$$m_T = L_T S \rho, \quad (2)$$

где  $m_T$  – масса топливного заряда газогенератора прямооточной силовой установки или автономной установки, кг;  $L_T$  – длина топливного заряда, м;  $S$  – площадь поперечного сечения заряда, м<sup>2</sup>;  $\rho$  – удельная плотность топливной смеси, кг/см<sup>3</sup>.

Суммарный импульс тяги упрощенно можно определить по зависимости

$$I_{\Sigma} = m_T I_{уд} \eta, \quad (3)$$

где  $I_{уд}$  – удельный импульс (в предположении о полном сгорании заряда газогенератора прямооточной силовой установки), м/с;  $\eta$  – коэффициент дожигания газообразной смеси, характеризующий долю поданного в камеру дожигания топлива, которая полностью сгорает в реальных условиях эксплуатации, в сравнении с теоретически возможным полным сгоранием.

В общем случае коэффициент полноты дожигания зависит от множества факторов, включая конструктивные особенности камеры дожигания, параметры используемого топлива, коэффициент избытка воздуха, а также термодинамические характеристики рабочей среды. Все эти параметры взаимосвязаны и могут быть представлены в виде функции  $\eta = f(x_1, x_2, \dots)$ .

Общий вид этой зависимости (рис. 2) описан степенной функцией

$$\eta(f) = a[f(x_1, x_2, \dots)]^k + c. \quad (4)$$

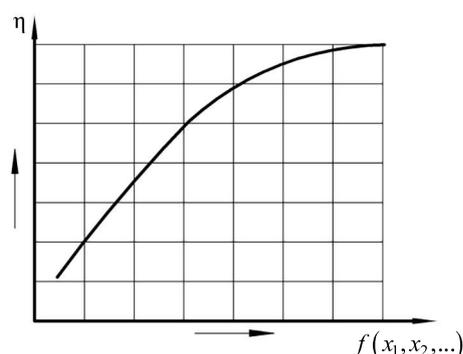


Рис. 2

Выражая массу топлива газогенератора через длину заряда торцевого горения  $L_T$ , его плотность  $\rho$  и диаметр  $D$ , а коэффициент полноты дожигания представляя в виде функции (4), получим следующее выражение для полного (суммарного) импульса тяги прямоточной силовой установки:

$$I_\Sigma = \frac{\pi D^2}{4} \rho L_T I_{уд} \eta(f). \quad (5)$$

Определяемой переменной в уравнении (5) является длина топливного заряда  $L_T$ . Остальные члены  $\pi D^2/4 \rho I_{уд}$  являются постоянными величинами. Обозначим их константой  $C$ .

Так как задачей проектирования является получение максимального значения  $I_\Sigma$ , необходимо взять производную функции (5) и приравнять ее к нулю, получив зависимость для определения максимального значения  $L_T$ . Дифференцируя функцию (5), получим:

$$\frac{dI_\Sigma}{dL_T} = C \left( L_T a k [f(x_1, x_2, \dots)]^{k-1} \frac{df(x_1, x_2, \dots)}{dL_T} + a [f(x)]^k + c \right). \quad (6)$$

По зависимости (6), зная общую длину силовой установки  $L_{об}$ , можно определить оптимальное сочетание длины топливного заряда  $L_T$  и длины камеры дожигания ( $L_{об} - L_T$ ).

Эти два проектных параметра демонстрируют конкурирующую взаимосвязь: увеличение одного из них обуславливает снижение другого. В качестве компромиссного решения предполагается определение оптимальных значений  $L_k$  или  $L_T$  при заданной общей длине силовой установки  $L_{об}$ .

По результатам известных исследований [8, 9], коэффициент дожигания зависит от длины камеры дожигания  $L_k$ , ее диаметра  $D_k$  и количества расходных отверстий газогенератора  $N$ . Таким образом, его можно представить как функцию этих параметров  $f(L_k, D_k, N) = \frac{L_k}{D_k} \sqrt{N}$ . Примем, что диаметр камеры дожигания  $D_k$  равен диаметру заряда  $D$ , а  $L_k = L_{об} - L_T$ , тогда выражение (6) будет иметь вид

$$\frac{dI_\Sigma}{dL_T} = C \left( a \left( \frac{L_{об} - L_T}{D} \sqrt{N} \right)^k - \frac{L_T a k \sqrt{N} \left( \frac{L_{об} - L_T}{D} \sqrt{N} \right)^{k-1}}{D} + c \right). \quad (7)$$

Используя изложенный метод получения оптимальных конструктивных параметров камеры дожигания и топливного заряда, которые соответствуют максимальному значению  $I_\Sigma$ , рассчитаем данные па-

раметры для некоторых вариантов летательных аппаратов различного характерного удлинения  $\lambda$  с исходными геометрическими характеристиками (табл. 1).

Таблица 1

Вариант	Удлинение летательного аппарата $\lambda$	Длина силовой установки $L_{об}$ , м	Диаметр камеры дожига $D_k$ , м
1	5...6,5	0,2	0,18
2	7,5...10	0,4	0,13
3	12...14,5	1	0,13

На примере варианта 2 зададимся общей длиной  $L_{об} = 0,4$  м, диаметром камеры дожига  $D_k = 0,13$  м, количеством сопел газогенератора 9, коэффициентами  $a = -1,53$ ;  $k = -0,59$ ;  $c = 1,28$  [10]. Далее, подставляя указанные значения в уравнение (7), вычисляем  $L_T$ .

Результаты, полученные при помощи уравнения (7), приведены в табл. 2.

Таблица 2

Вариант	Длина заряда $L_T$ , м	Длина камеры дожига $L_k$ , м	Коэффициент дожига $\eta$
1	0,07	0,13	0,31
2	0,235	0,165	0,59
3	0,72	0,28	0,77

С использованием полученных результатов произведем оценку величины  $I_\Sigma$  и осуществим сравнительный анализ рассматриваемых вариантов летательных аппаратов, оснащенных либо ракетным двигателем на твердом топливе, либо прямоточной энергетической установкой, соответствующих рассматриваемым массогабаритным параметрам (табл. 3).

Таблица 3

Вариант	Масса заряда прямоточной установки $m_T$ , кг	Масса заряда автономной установки $m_T$ , кг	Полный импульс прямоточной установки $I_\Sigma$ , кг·м/с	Полный импульс автономной установки $I_\Sigma$ , кг·м/с
1	3,2	9,2	7000	20000
2	5,6	9,5	23000	21000
3	17,2	23,9	92810	52540

Согласно полученным результатам использование прямоточной силовой установки на летательном аппарате малого удлинения ( $L_{отн} = 5 \div 6,5$ ) с малым запасом топлива нецелесообразно. Альтернативой ракетному двигателю на твердом топливе может быть уже не прямоточная энергетическая установка, а донный газогенератор, демонстрирующий при определенных полетных скоростях большие значения (условного) удельного импульса.

Летательные аппараты среднего удлинения ( $L_{отн} = 7,5 \div 10$ ) характеризуются увеличенным запасом топлива, что обуславливает разницу в суммарном импульсе тяги между прямоточной энергетической установкой и ракетным двигателем на твердом топливе. В данном случае преимущество прямоточной энергетической установки составляет порядка 10 %. В случае летательного аппарата большого удлинения наблюдается существенное превосходство прямоточной энергетической установки, демонстрирующей почти двукратное превышение суммарного импульса по сравнению с ракетным двигателем на твердом топливе.

Увеличить относительную эффективность прямоточной энергетической установки применительно к первым двум типам артиллерийских снарядов можно применением в конструкции указанных летательных аппаратов камеры дожига, телескопически трансформируемой по длине, что позволит существенно увеличить коэффициент дожига. Данная проблема отсутствует у летательных аппаратов большого удлинения ( $L_{отн} = 12 \div 14,5$ ), где выбор конструкции определяется требуемой дальностью полета.

Рассмотрим вариант летательного аппарата с трансформируемой по длине камерой дожигания прямооточной силовой установки. С этой целью введем параметр  $T$ , который определяет прирост длины камеры дожигания (рис. 3).

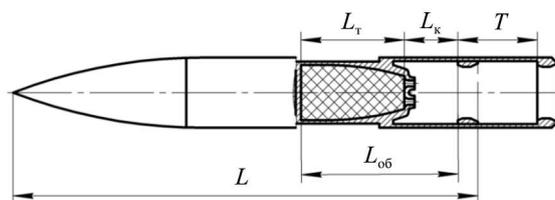


Рис. 3

Тогда выражение (7) примет следующий вид:

$$\frac{dI_{\Sigma}}{dL_r} = C \left( a \left( \frac{L_{об} - L_r + T}{D} \sqrt{N} \right)^k - \frac{L_r a k \sqrt{N} \left( \frac{L_{об} - L_r + T}{D} \sqrt{N} \right)^{k-1}}{D} + c \right). \quad (8)$$

С использованием зависимости (8) определим расчетные параметры для рассмотренных вариантов летательных аппаратов при наличии трансформации камеры дожигания. Значение параметра  $T$  для вариантов 1, 2 (см. табл. 1) примем как  $0,5L_{об}$ , для вариантов 3 –  $0,25L_{об}$ . Полученные результаты приведены в табл. 4.

Таблица 4

Вариант	Длина силовой установки $L_{об}$ , м	Длина заряда $L_r$ , м	Длина камеры дожигания $L_k$ , м	Коэффициент дожигания $\eta$	Масса заряда прямооточной установки $m_r$ , кг	Полный импульс прямооточной установки $I_{\Sigma}$ , кг·м/с
1	0,3	0,137	0,163	0,43	6,3	18950
2	0,6	0,39	0,21	0,68	9,3	44140
3	1,25	0,93	0,32	0,81	22,2	125900

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что в случае летательного аппарата малого удлинения ( $L_{отн} = 5 \div 6,5$ ) даже с применением трансформируемой камеры дожигания использование прямооточной силовой установки нецелесообразно и практически сопоставимо с автономной силовой установкой на базе ракетного двигателя на твердом топливе. Для летательного аппарата среднего удлинения ( $L_{отн} = 7,5 \div 10$ ) ощутимое преимущество наблюдается исключительно при применении трансформируемой в полете прямооточной установки. В классе летательных аппаратов большого удлинения ( $L_{отн} = 12 \div 14,5$ ) существенные преимущества демонстрируют оба варианта прямооточной силовой установки.

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

При использовании рассмотренной частной методики проектирования прямооточной энергетической установки выявлена необходимость рационального распределения объема между топливным зарядом и камерой дожигания для достижения максимального полного импульса тяги. В этом контексте определяются оптимальные конструктивные параметры – длина и диаметр камеры дожигания.

Удлинение летательного аппарата оказывает значительное влияние на выбор бортовой энергоустановки.

Телескопическая трансформация камеры дожигания прямооточной установки позволяет существенно увеличить коэффициент дожигания и, следовательно, тяговые характеристики двигателя.

С помощью предложенного подхода получена сугубо предварительная оценка дальности полета, применимая исключительно на этапе предпроектного (концептуального) исследования. Следует учитывать, что в работе обозначено направление анализа по повышению баллистической эффективности, однако наличие значительной параметрической неопределенности требует проведения дополнительных исследований для формирования окончательных проектных решений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-29-20023, <https://rscf.ru/project/24-29-20023/>.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабичев В.И., Ветров В.В., Костяной Е.М. Анализ целесообразности использования ракетно-прямоточных двигателей на артиллерийских снарядах // Изв. РАН. 2012. № 4 (74). С. 3–8.
2. Ветров В.В. и др. О концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов с доминирующим энергопассивным участком траектории // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 2. С. 23–28.
3. Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. Использование эффектов рикошетирования и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // Изв. вузов. Авиационная техника. 2005. № 3. С. 70–72.
4. Ветров В.В. и др. О баллистической эффективности бикалиберных летательных аппаратов с доминирующим энергопассивным участком траектории // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 11–16.
5. Воронецкий А.В. и др. Параметрическое исследование тяговых характеристик прямоточного двигателя // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8. С. 1–17.
6. Фомин В.М. и др. Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Прикладная механика и техническая физика. 2014. № 6 (328). С. 35–42.
7. Картовицкий Л.Л., Левин В.М., Яковлев А.А. Концепция повышения эффективности рабочего процесса ПВРД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 67–72.
8. Сорокин В.А. и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. В.А. Сорокина. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 317 с.
9. Обносов Б.В. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 303 с.
10. Research and Development of Ram/Scramjets and Tutboramjets in Russia [Electronical Resource]. URL: <https://www.sto.nato.int/publications/AGARD/AGARD-LS-194/AGARDLS194.pdf> (дата обращения: 26.11.2024).

Поступила в редакцию 26.12.24

После доработки 6.04.25

Принята к публикации 20.05.25

## Methodology for Selecting Optimal Parameters of the Afterburner Chamber of an Aircraft Ramjet Power Plant Based on Ballistic Efficiency Criteria

V.V. VETROV, P.D. SHILIN, AND A.S. FEDOROV

Tula State University, Tula

*A specialized design methodology was proposed, based on determining the optimal ratio between the length of the afterburner chamber in a ramjet propulsion system and the mass of its fuel charge, using the criterion of achieving the maximum total thrust impulse under strict mass and dimensional constraints of the aircraft. Based on this methodology, from the perspective of maximizing flight range, an assessment is provided on the feasibility of implementing an innovative technical solution on an aircraft with varying relative elongation—specifically, an afterburner chamber of a ramjet propulsion system that can be telescopically transformed in flight.*

**Aircraft, ramjet power plant, afterburner chamber, total thrust impulse, ballistic efficiency**