

УДК 621.455

Способы регулирования течения воздушного потока в ВЗУ ПВРД

Фомичев А.В., студент

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Стрелково-пушечное, артиллерийское и ракетное оружие»

Научный руководитель: Никитина И.Е., к.т.н, доцент

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

sm6408@rambler.ru

В данной статье решается задача поиска путей регулирования набегающего воздушного потока через ВЗУ коробчатого типа летательного аппарата тактического назначения, однако подобные схемы могут быть адаптированы и для иных образцов.

Регулирование количества поступающего воздуха, соответствующего изменению скоростного напора, проводится путем изменения площади горла ВЗУ

Описаны два способа регулирования. Оба варианта предполагают изменение площади сечения горла ВЗУ, соответствующее изменению скоростному напору набегающего потока.

Расчетно-теоретические исследования проводились при следующих условиях:

- Полет ракеты осуществлялся с нулевым углом атаки, то есть отсутствует эффект затенения воздухозаборников.
- Не учитывалось Перестройка системы косых скачков уплотнения на входе ВЗУ с изменением геометрии тракта.

Рассмотрим, как ведут себя основные характеристики ПВРД на твердом топливе, если полет происходит без регулирования подачи воздуха.

Исследование работы ПВРД проведено по приближенной методике расчета коэффициента тяги и удельного импульса двигателя для следующих значений высоты полета ЛА: 100, 1000, 2500, 5000 и 10000 м.

Расход воздуха через ВЗУ можно рассчитать по следующей формуле:

$$G_{PB} = \rho_B \cdot F_{\Gamma} \cdot V,$$

где ρ_B – плотность набегающего потока воздуха, F_{Γ} - площадь горла ВЗУ, V – скорость набегающего потока воздуха (скорость полета ЛА).

Газоприход от горения ТТ, соответственно рассчитывается следующим образом:

$$G_T = \rho_T \cdot u_T \cdot S_T,$$

где ρ_T - плотность топлива, u_T – скорость горения топлива, S_T – площадь поверхности горения.

Коэффициент тяги двигателя:

$$C_R = \varphi_n \cdot f_{вх} \cdot \left[\frac{k_n+1}{k_n \cdot \lambda_n} \cdot (z(\lambda_a) \cdot \kappa \cdot \beta \cdot \sqrt{\tau}) - \left(2 + \frac{C_{хд}}{\varphi_n} \right) \right] - \frac{2 \cdot f_a}{k_n \cdot M_n^2},$$

где φ_n – коэффициент расхода диффузора, $f_{вх}$ - относительная площадь входного сечения ВЗУ, k_n - показатель адиабаты воздуха, $\kappa \cdot \beta \cdot \sqrt{\tau}$ – термодинамический комплекс, $C_{хд}$ – коэффициент дополнительного сопротивления диффузора, f_a – относительная площадь выходного сечения ЛА, M_n - число Маха набегающего потока.

Удельный импульс двигателя определяется следующим образом:

$$I_{уд} = \frac{C_R \cdot \alpha \cdot L_0 \cdot M_n \cdot a_y}{2 \cdot \varphi_n \cdot f_{вх}},$$

где α – коэффициент избытка воздуха, L_0 – стехиометрический коэффициент, a_y – скорость звука.

В ходе исследования работы системы без регулирования для различного уровня высоты полета были получены следующие характеристики двигательной установки:

Таблица 1

Характеристики двигательной установки без регулятора воздушного потока.

Характеристика \ Высота Н, м.	Число Маха, M_n	Расход окислителя (воздуха), $G_{РВ}$ кг/с	Отношение расхода воздуха к расходу горючего, n	Коэффициент тяги, C_R	Удельный импульс, $I_{уд}$ м/с	Коэффициент противомпажного запаса, K_σ
100	1,971	13,903	15,803	0,863	6748	0,834
1000	1,991	12,74	14,481	0,886	6925	0,839
2500	2,038	10,969	12,467	0,931	7280	0,848
5000	2,09	8,442	9,596	1,01	7900	0,867
10000	2,237	4,738	5,386	1,264	9884	0,932

Очевидно, что в результате изменения высоты полета тяговые и импульсные характеристики двигательной установки так же существенно изменяются, а на максимальной высоте полета есть риск появления помпажа.

Известно, что режим работы РПД или ПВРД определяется не только лишь высотой полета. Большое влияние на характеристики двигательной установки оказывает так же температура окружающей среды, угол атаки, влажность воздуха и т.д. Однако, мы рассматриваем чувствительность двигателя именно к изменению плотности набегающего потока, зависящей от высоты полета.

Применение регулятора воздушного потока через ВЗУ позволяет получить примерно постоянный приход окислителя в камеру сгорания (дожигания) и существенно снизить отклонение основных параметров работы двигателя от расчетных.

Первый вариант реализации регулирования предполагает использование следующих элементов:

1 – шаговый двигатель; 2 – соединительная втулка; 3 – цилиндрическая зубчатая шестерня; 4 – цилиндрическое зубчатое колесо; 5 – вращающаяся втулка; 6 – радиальный подшипник; 7 – нить; 8 – пружина; 9 – обтекатель. (рисунок 2).

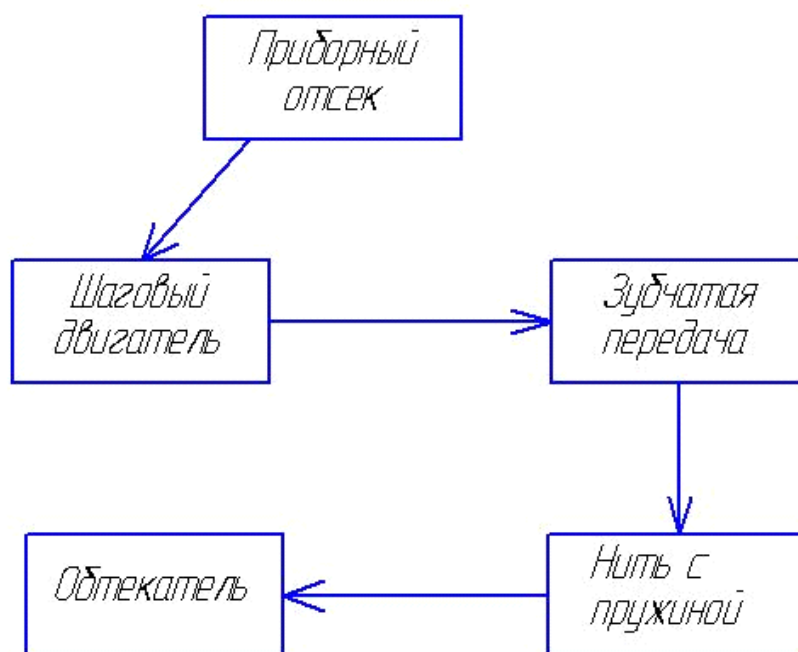


Рис. 1. Структурная схема системы

Принцип работы:

Шаговый двигатель (1) прикрепленный к внутренней части фюзеляжа ЛА, через соединительную втулку (2) передает крутящий момент на редуктор, состоящий из шестерни (3) и зубчатого колеса (4). Зубчатое колесо монтируется на вращающуюся втулку (5), которая, в свою очередь, установлена на шариковый радиальный подшипник

(6). На вращающуюся втулку происходит наматывание нити (7), которая сжимает пружину (8), вследствие чего обеспечивается формоизменение обтекателя (9).

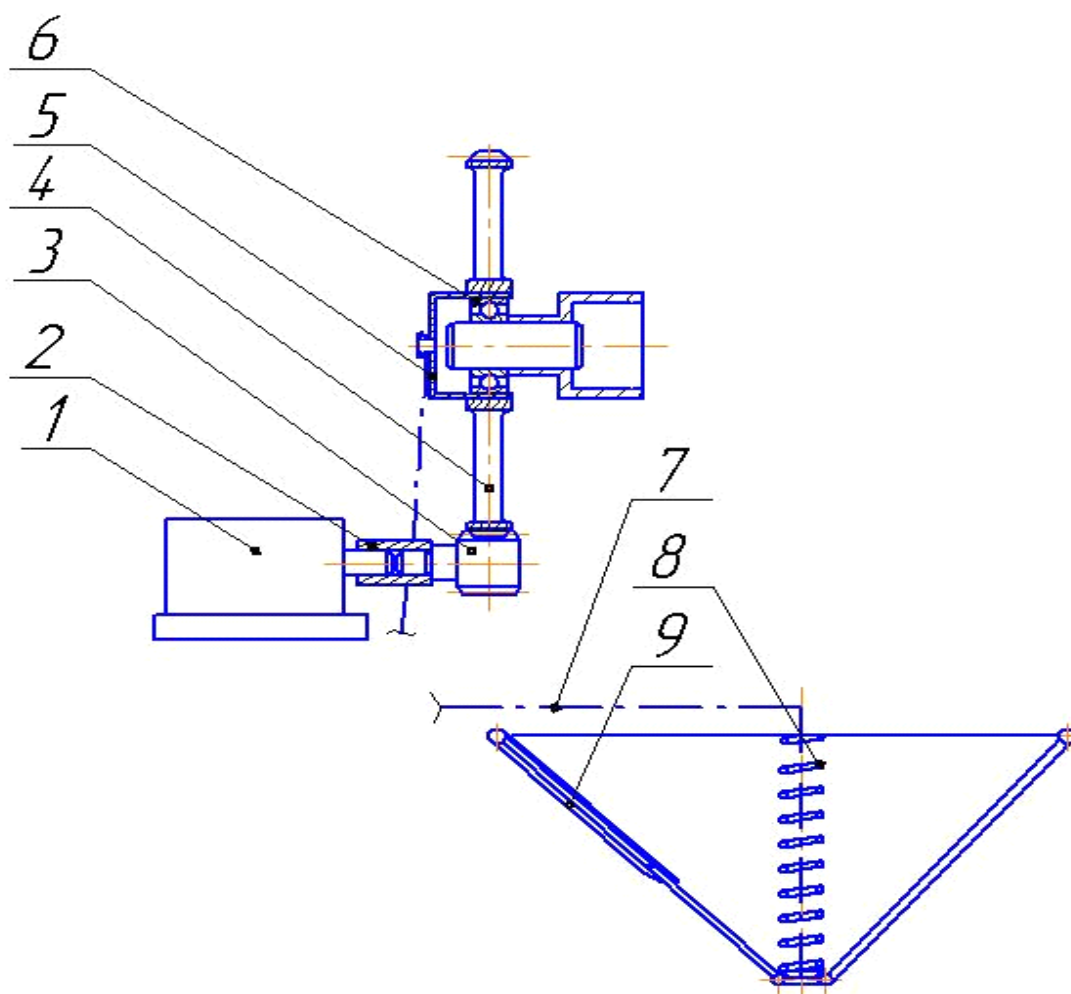


Рис. 2. Первый вариант регулятора воздушного потока

Таким образом, при сжатии пружины происходит увеличение площади критического сечения воздухозаборника и возрастание расхода воздуха через ВЗУ, а при её ослаблении – уменьшение воздушного потока.

В исходном положении (рисунок 3) воздухозаборники закрыты и воздух не поступает в камеру сгорания. При этом нить не натянута, однако пружина сжата для предотвращения несанкционированного раскрытия ВЗУ под действием скоростного напора набегающего потока воздуха.

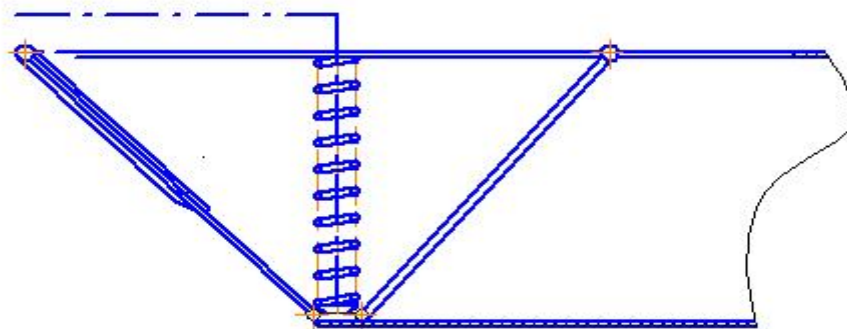


Рис.3. ВЗУ в закрытом положении.

Максимальное раскрытие критического сечения ВЗУ соответствует предельному положению системы (рисунок 4), когда нить испытывает наибольшее натяжение, а пружина максимально сжата (соседние витки пружины соприкасаются).

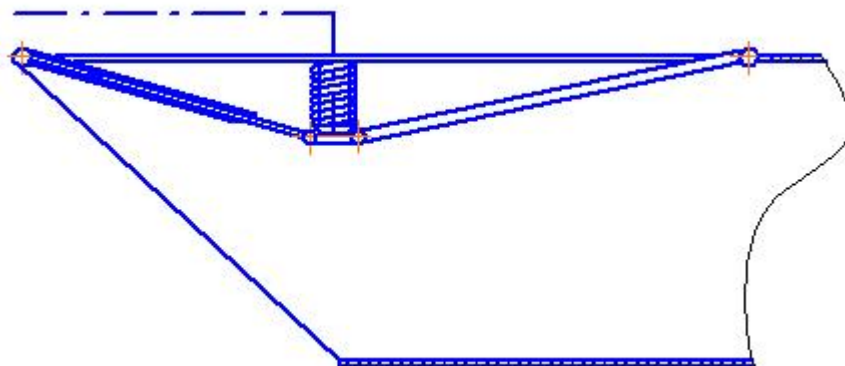


Рис. 4. ВЗУ в открытом положении

Второй вариант реализации регулирования в своем составе имеет:

1 – шаговый двигатель; 2 – клапан; 3 – шаровой баллон; 4 – магистраль; 5 – поршень; 6 – обтекатель; (рисунок 5).

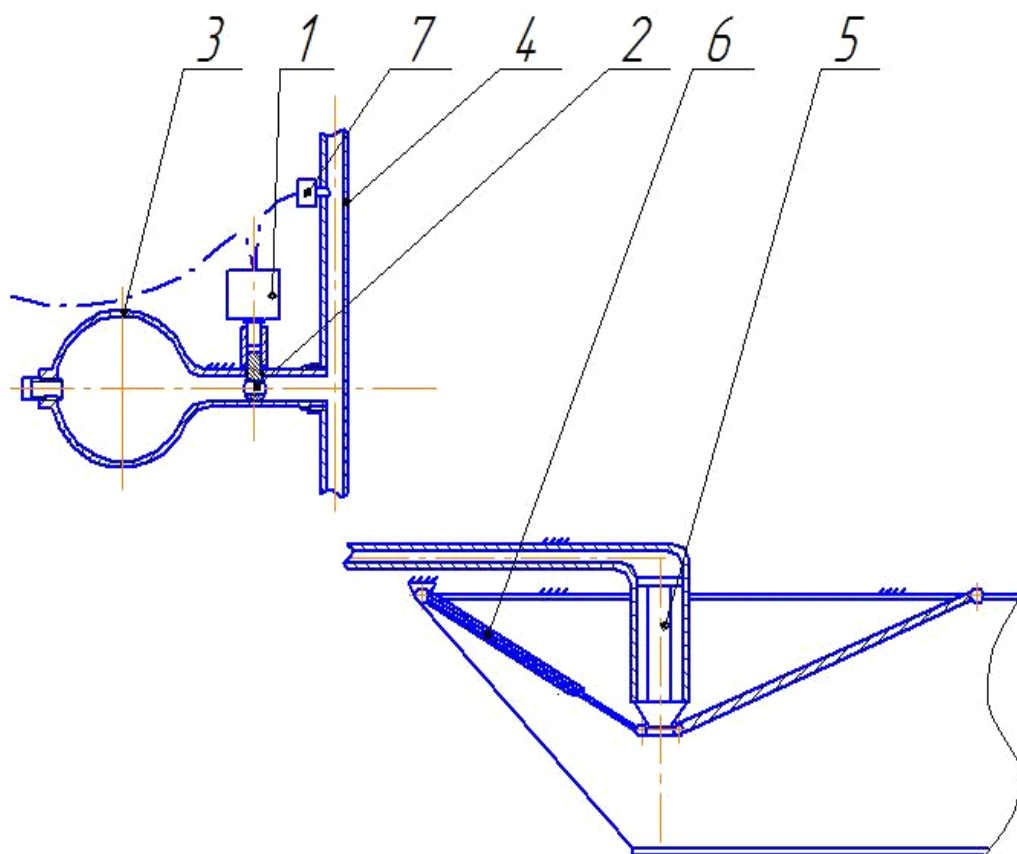


Рис. 5. Второй вариант регулятора воздушного потока

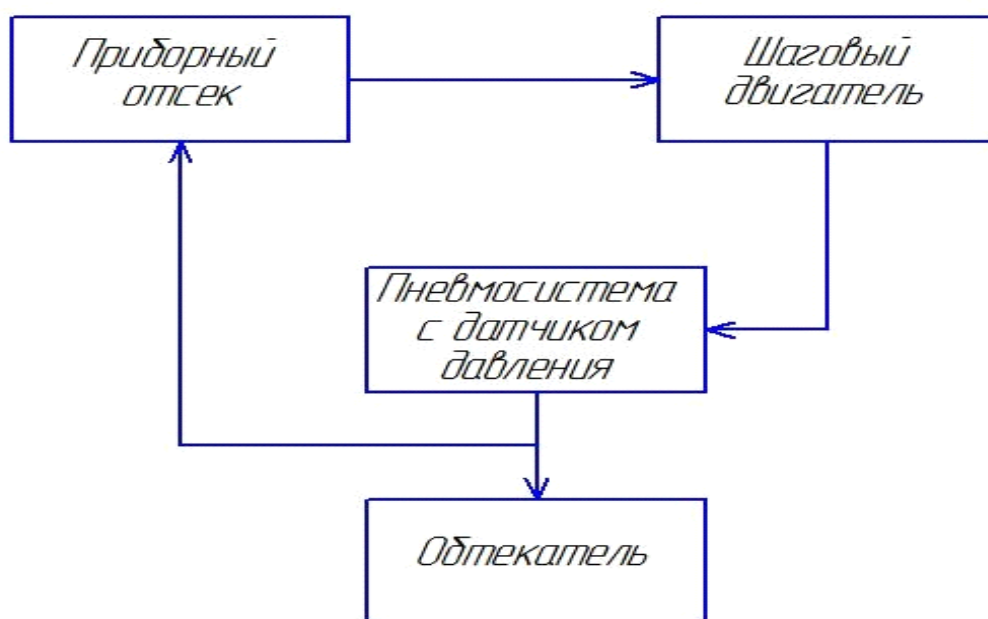


Рис. 6. Структурная схема системы

Принцип работы:

С системы управления ЛА, изменении высоты полета ракеты, подается сигнал на шаговый двигатель (1), который поворачивает кран (2) на 90 градусов. Из шарового баллона (3), в магистраль (4) начинает стравливаться сжатый воздух. По мере повышения давления в магистрали поршень (5) совершает поступательное движение вдоль рабочей части магистрали, изменяя своим перемещением форму обтекателя (6). Изменение площади горла ВЗУ непосредственно определяется изменением формы обтекателя. Датчик давления (7) отслеживает момент достижения давления в магистрали потребного, на данном участке полета, уровня и передает, посредством системы управления ЛА, сигнал на двигатель.

В исходном положении, как показано на рисунке 7 воздухозаборники максимально раскрыты. При этом давление в магистрали равно атмосферному, а в шаровом баллоне – начальному давлению в 220 атмосфер. Поршень занимает предельное верхнее положение.

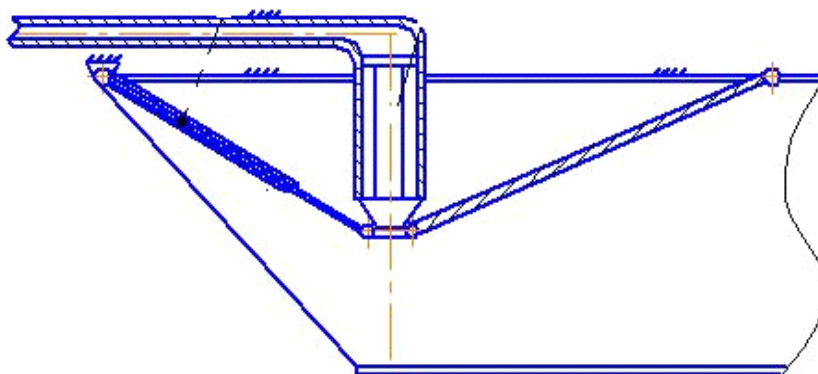


Рис. 7. ВЗУ в открытом положении

Закрытое ВЗУ соответствует предельному положению системы, когда давление в магистрали достигает своего максимального значения, а поршень занимает крайнее нижнее положение (рисунок 8).

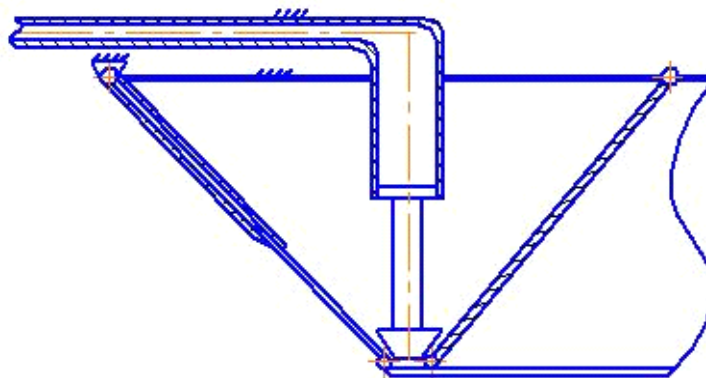


Рис. 8. ВЗУ в открытом положении

При сравнительном анализе рассмотренных вариантов следует отметить:

К положительным моментам первого способа регулирования можно отнести:

- Простоту конструкции
- Слабую чувствительность системы к влиянию порывов ветра
- Высокое быстродействие ввиду жесткости связей элементов системы.

В качестве недостатков:

- Требуется относительно мощный двигатель.
- Относительно большая масса конструкции.

Во втором варианте следует отметить следующие преимущества и недостатки:

Преимущества:

- Не требуются мощные исполнительные механизмы
- Относительно малая масса конструкции

Недостатки:

- Относительная сложность системы
- Процесс стравливания воздуха из баллона в магистраль необратим, поэтому

второй вариант РВП может использоваться только при нисходящей траектории полета ЛА.

Оценка массовых характеристик систем регулирования показала, что масса системы для первого варианта составляет 3.4% от стартовой массы ЛА, масса системы для второго варианта составляет 1.96% от стартовой массы ЛА

Сопоставляя характеристики, преимущества и недостатки обоих вариантов исполнения системы регулирования потока через ВЗУ, можно сделать следующие выводы:

Второй вариант РВП (с пневмосистемой) предпочтительнее с точки зрения массовых и габаритных характеристик. Поскольку источником энергии ВАД (воздушный аккумулятор давления), нет необходимости использовать мощные двигательные установки. Использование же первого варианта актуально для крупных ЛА.

Анализ работы двигателя с системой регулирования показал, что применение регулятора воздушного потока в ракетной системе, позволяет получить следующие характеристики двигательной установки (таблица 2).

Таблица 2

Характеристики двигательной установки с регулятором воздушного потока

Характеристика Высота Н, м.	Число Маха, M_n	Расход окислителя (воздуха), $G_{РВ}$ кг/с	Отношение расхода воздуха к расходу горючего, n	Коэффици- циент тяги, C_R	Удельный импульс, $I_{уд}$ м/с	Коэффициент противопомпа- жного запаса, K_σ
100	1.971	6	6.82	1.08	8447	0.901
1000	1.991			1.088	8506	
2500	2.038			1.104	8634	
5000	2.09			1.121	8765	
10000	2.237			1.163	9089	

Очевидно, что, с изменением высоты полета ЛА, регулирование площади горла ВЗУ обеспечивает почти постоянный расход воздуха, а, следовательно, и постоянное соотношение расходов воздуха и топлива.

Непостоянство коэффициента тяги и удельного импульса обусловлено изменением числа Маха набегающего потока с изменением высоты.

Важно отметить, что интегрирование регулятора воздушного потока в ракетную систему не дает возможности сделать ЛА всевысотным в частности из-за потребности увеличивать диапазон регулирования площади горла ВЗУ с увеличением диапазона высоты полета ЛА, что может привести к нерациональному увеличению габаритных размеров коробчатых воздухозаборников.

Список литературы

1. Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В 2 ч. Ч. 1. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 66 с.

2. Синярев Г.Б., Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1957. 580 с.
3. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. 383 с.