

УДК 629.7.083

Ю.А. УЛИТЕНКО<sup>1</sup>, А.В. ЕЛАНСКИЙ<sup>1</sup>, В.В. ЛОГИНОВ<sup>2</sup><sup>1</sup>ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина<sup>2</sup>Харьковский университет воздушных сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина

## ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА АЛГОРИТМОВ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В данной статье кратко рассмотрены и представлены результаты решения актуальной задачи по разработке системы автоматического управления для прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Представлены алгоритмы управления и указаны необходимые эксплуатационные ограничения. Предложен и обоснован метод косвенного определения температуры газа на выходе из камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя и закон управления, который позволит обеспечить поддержание тяговых характеристик, необходимых для выполнения летательным аппаратом полетного задания. Применение полученных результатов позволит сократить сроки создания конкурентоспособных прямоточных воздушно-реактивных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, система автоматического управления, объект управления, алгоритмы управления, эксплуатационные ограничения, гидроцилиндры управления.

### Введение

#### Постановка проблемы и анализ публикаций.

На сегодняшний день существующий уровень авиационных технологий в Украине позволяет разрабатывать прототипы летательных аппаратов (ЛА) (в том числе и транспортно-космических систем ТКС [1, 2]) для сверхзвуковых скоростей полета.

Так как при пролете носителя через атмосферу рационально использовать содержащийся в ней кислород, то становится очевидным тот факт, что в составе силовой установки (СУ) данных ЛА должен быть применен прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) [3, 4] (рис. 1).

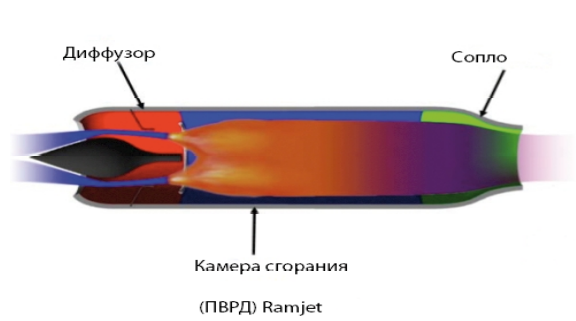


Рис. 1. Принципиальная схема ПВРД

ПВРД является нелинейным, нестационарным, многомерным и многосвязным объектом управления, работающем в довольно широком

диапазоне изменений условий эксплуатации (высоты полета ( $H_{П}$ ), скорости полета ( $M_{П}$ ) и режима эксплуатации ( $K_{РЕЖ}$ )).

Управление ПВРД есть воздействие на него в целях достижения требуемых состояний или процессов, а управление ПВРД с помощью технических средств без участия человека называется автоматическим управлением.

Повышенные требования к надежности и быстродействию управления на изменения условий эксплуатации ПВРД вызывают необходимость проектирования цифровых систем автоматического управления (САУ).

Так как принцип работы камеры сгорания (КС) ПВРД аналогичен принципу работы форсажной камеры сгорания (ФКС) турбореактивных двигателей с форсажными камерами сгорания (ТРДФ и ТРДДФ) и заключается в подгреве рабочего тела перед входом в реактивное сопло для повышения скорости истечения газа из сопла, то управление процессами в КС ПВРД и ФКС также схожи.

При управлении ФКС традиционно используют параметры, в основном отображающие не столько непосредственно располагаемую энергию, сколько отношение расхода топлива к расходу воздуха, которое больше является количественным показателем для начала химической реакции окисления топлива [5]. Эти параметры позволяют судить о располагаемой работе косвенным образом и никак не отображают реальные процессы, происходящие в

камере сгорания. Однако, в процессе эксплуатации характеристики КС ПВРД будут ухудшаться, а САУ будет осуществлять подачу топлива согласно закону управления, который был разработан для нового среднего двигателя.

Для контроля и диагностики состояния двигателя в САУ необходимо иметь такой параметр, который отображает эффективность протекания процессов в КС [6].

**Целью** данной работы является обоснование выбора и разработка алгоритмов управления ПВРД.

### Постановка задачи

В качестве объекта управления рассматривается ПВРД с регулируемым воздухозаборником и регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом (регулируются как критическое сечение, так и сечение среза сопла).

На рис. 2 представлена расчетная схема исследуемого ПВРД.

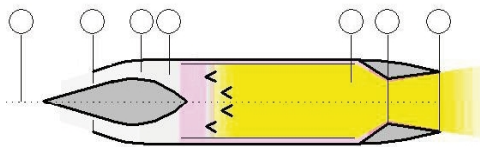


Рис. 2. Расчетная схема ПВРД:

- 0 – атмосферные условия;
- 1 – вход в воздухозаборник;
- 2 – выход из воздухозаборника и вход в диффузор;
- 3 – выход из диффузора и вход в камеру сгорания;
- 4 – выход из камеры сгорания и вход в реактивное сопло;
- 5 – критическое сечение реактивного сопла;
- 6 – выход (срез) реактивного сопла

При выполнении работы принято допущение, что воздухозаборник регулируется таким образом, что обеспечивает необходимое значение приведенной скорости на входе в диффузор.

К основным задачам исследования можно отнести:

- определение минимально необходимого количества измеряемых параметров для обеспечения САУ данными о процессах, происходящих в ПВРД;
- разработку алгоритмов управления ПВРД;
- поиск параметра, отображающего эффективность протекания процессов в КС.

Работа ПВРД рассматривается в диапазоне скоростей 1,3 – 5 Махов и высот 3 – 30 км.

Для решения поставленных задач использованы научные методы и теории: рабочих процессов воздушно-реактивных двигателей (ВРД), системного анализа, математического моделирования, вычислительной математики и систем автоматического проектирования.

### Основной материал

#### Описание модели.

Для оценки адекватности предлагаемых алгоритмов управления была разработана узловатая математическая модель (ММ) для расчета высотно-скоростных характеристик ПВРД во всем предполагаемом диапазоне эксплуатации.

Исходными данными для определения параметров САУ ПВРД являются:

– коэффициент режима ( $k_{РЕЖ}$ ) – поступает к САУ с летательного аппарата (ЛА). Коэффициент режима определяется как отношение тяги на заданном режиме эксплуатации к тяге на максимальном режиме:

$$k_{РЕЖ} = \frac{R}{R_{\max}}; \quad (1)$$

- барометрическая высота ( $H_{П}$ );
- величина статического давления окружающей среды ( $P_0$ );
- величина статического давления на входе в диффузор ( $P_2$ );
- величина полного давления на входе в диффузор ( $P_2^*$ );
- температура заторможенного потока на входе в диффузор ( $T_2^*$ );
- величина статического давления на выходе из камеры сгорания ( $P_4$ );
- величина статического давления на выходе из реактивного сопла ( $P_6$ );
- площадь критического сечения и площадь среза сопла определяется по положению створок гидроцилиндров управления соплом.

#### Алгоритмы управления.

Для обеспечения работы ПВРД во всем диапазоне эксплуатационных режимов изначально рассмотрены следующие алгоритмы:

**1.** Закон управления подачей топлива.

Пример закона управления подачей топлива представлен в виде зависимости на рис. 3:

$$\frac{G_T}{P_2^*} = f(k_{РЕЖ}; H_{П}). \quad (2)$$

Зависимости строятся таким образом, чтобы обеспечить необходимую тягу двигателя в заданных условиях эксплуатации по требованию разработчика ЛА.

Интерполяция между режимами линейная.

**2.** Закон управления площадью критического сечения реактивного сопла.

Закон управления площадью критического сечения реактивного сопла принят из условия поддержания заданного значения приведенной скорости на входе в двигатель:

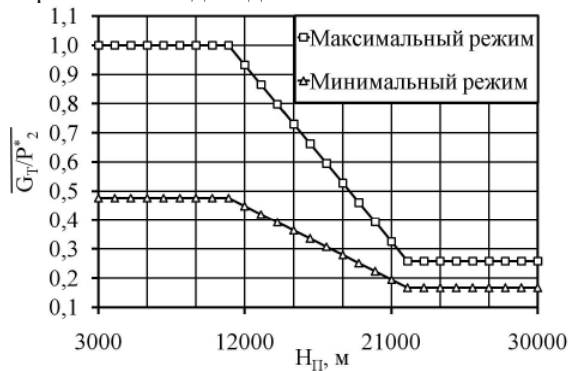


Рис. 3. Закон управления подачей топлива

$$F_5 = f(\lambda_2 = \text{const}). \quad (3)$$

Если  $\lambda_2 > \text{const}$ , то  $F_5$  стремится к уменьшению проходного сечения.

Если  $\lambda_2 < \text{const}$ , то  $F_5$  стремится к увеличению проходного сечения; где

$$\lambda_2 = \sqrt{(1 - \pi(\lambda_2)^{\frac{k-1}{k}}) \cdot \frac{k+1}{k-1}} = \text{const}. \quad (4)$$

$$\pi(\lambda_2) = \frac{P_2}{P_2^*}. \quad (5)$$

$$k = f(T_2^*). \quad (6)$$

В случае достижения площадью критического сечения максимального значения ( $F_5 = F_{5 \max}$ ), корректируется величина подаваемого топлива для поддержания закона  $\lambda_2 = \text{const}$ .

В случае достижения площадью критического сечения минимального значения ( $F_5 = F_{5 \min}$ ), поддерживается значение  $F_5 = F_{5 \min}$  при заданном значении расхода топлива без поддержания величины скорости на входе в диффузор ( $\lambda_2 = \text{var}$ ).

**3. Закон управления площадью среза реактивного сопла.**

Управление срезом сопла осуществляется путем поддержания постоянного значения недорасширения потока на срезе реактивного сопла:

$$F_6 = f\left(\frac{P_0}{P_6} = \text{const}\right). \quad (7)$$

Если  $\frac{P_0}{P_6} > \text{const}$ , то  $F_6$  стремится к уменьшению проходного сечения.

Если  $\frac{P_0}{P_6} < \text{const}$ , то  $F_6$  стремится к увели-

чению проходного сечения.

В случае достижения площадью среза сопла гранично допустимых значений поддерживает значение ограничителя при  $\frac{P_0}{P_6} = \text{var}$ .

В случае, когда располагаемый перепад ( $\sigma_{\text{расп}}$ ) в реактивном сопле меньше критического ( $\sigma_{\text{кр}}$ ), площадь среза должна соответствовать минимальному значению:

$$\pi_{\text{кр}} = f(T_4^*; q_T; q(\lambda) = \lambda = 1.0); \quad (8)$$

$$\pi_{\text{расп}} = \frac{P_2^*}{P_0}; \quad (9)$$

$$q_T = \frac{G_T}{G_2} = \frac{1}{\alpha_{\text{к}} \cdot L_0}. \quad (10)$$

Зависимость  $\pi_{\text{кр}}$  от  $T_4^*$  и  $q_T$  задается в матричном виде.

#### 4. Эксплуатационные ограничения.

Эксплуатационные ограничения – ограничения условий и параметров работы двигателя, выход за которые не допустим в процессе эксплуатации.

В САУ ПВРД следует использовать следующие эксплуатационные ограничения:

- минимальный расход топлива ( $G_{T \min}$ , кг/ч);
- максимальный расход топлива ( $G_{T \max}$ , кг/ч).

Значения минимального и максимального расхода топлива определяются в процессе проектирования ПВРД и в дальнейшем лимитируются возможностями установленного топливного агрегата;

- максимальная температура на входе в

диффузор ( $T_{2 \max}^*$ , К).

Максимальная температура на входе в диффузор является прочностным ограничением и определяется прочностными свойствами материала, из которого изготавливается диффузор.

Также, ограничение по максимально допустимой температуре заторможенного потока на

входе в диффузор  $T_{2 \max}^*$  устанавливает ограничение по высоте и скорости полета [7]:

$$T_0^* = T_0 \cdot \left(1 + \left(\frac{k+1}{2}\right) \cdot M_{П}^2\right); \quad (11)$$

- максимальная температура на выходе из камеры сгорания ( $T_{4 \max}^*$ , К);

– минимальное значение коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ( $\alpha_{\text{кс min}}$ );

– максимальное значение коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ( $\alpha_{\text{кс max}}$ ).

Определение  $T_{4\max}^*$ ,  $\alpha_{\text{КС max}}$  и  $\alpha_{\text{КС min}}$  описано в пункте 5.

– максимальная площадь критического сечения реактивного сопла ( $F_{5\max}$ , м<sup>2</sup> соответствует положению дозвуковой створки при угле –  $\alpha_{4-5\min}$ , град.);

– минимальная площадь критического сечения реактивного сопла ( $F_{5\min}$ , м<sup>2</sup> соответствует положению дозвуковой створки при угле –  $\alpha_{4-5\max}$ , град.);

– максимальная площадь среза сопла ( $F_{6\max}$ , м<sup>2</sup>).

Максимальная площадь среза сопла, как правило, определяется разработчиком ЛА исходя из расположения двигателя в составе ЛА;

– максимальный угол раскрытия сверхзвукового участка сопла, ( $\delta_{5-6\max}$ , град.).

Данное ограничение является газодинамическим и определяется исходя из условия безотрывного течения и минимизации потерь в сопле;

– минимальная площадь среза сопла ( $F_{6\min}$ , м<sup>2</sup>) – конструктивное ограничение, которое устанавливается возможностью управляющих элементов (гидроцилиндров) сопла.

**5. Определение значений  $T_{4\max}^*$ ,  $\alpha_{\text{КС max}}$  и  $\alpha_{\text{КС min}}$ .**

**5.1 Определение  $\alpha_{\text{КС max}}$  и  $\alpha_{\text{КС min}}$ .**

По определенному по результатам измерений значению  $\pi(\lambda_2)$  рассчитывается расход воздуха на входе в диффузор  $G_2$ .

Расход воздуха определяется по формуле Христиановича [8]:

$$G_2 = m \cdot \frac{P_2^*}{\sqrt{T_2^*}} \cdot F_2 \cdot q(\lambda_2); \quad (12)$$

$$q(\lambda_2) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda_2 \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_2^2\right)^{\frac{1}{k-1}}; \quad (13)$$

$$m = \sqrt{k \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{g}{R}}. \quad (14)$$

По определенному расходу воздуха  $G_2$  и замеряемому значению расхода топлива  $G_T$  определяется значение коэффициента избытка воздуха в камере сгорания  $\alpha_{\text{КС}}$

$$\alpha_{\text{КС}} = \frac{G_2}{G_T \cdot L_0}. \quad (15)$$

Если  $\alpha_{\text{КС}} > \alpha_{\text{КС max}}$  необходимо увеличить расход топлива.

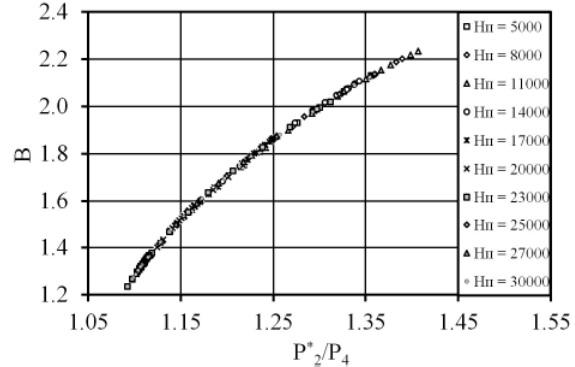
Если  $\alpha_{\text{КС}} < \alpha_{\text{КС max}}$  необходимо уменьшить расход топлива.

**5.2** Так как в камерах сгорания ПВРД достигаются значения температуры на выходе из камеры сгорания в диапазоне от 1400 до 2500 К выполнять их замер при помощи стандартных средств не представляется возможным.

Для косвенного определения температуры на выходе из камеры сгорания  $T_4^*$  авторами предлагается использование безразмерного температурного коэффициента В:

$$B = \sqrt{\frac{T_4^*}{T_2^*}}. \quad (16)$$

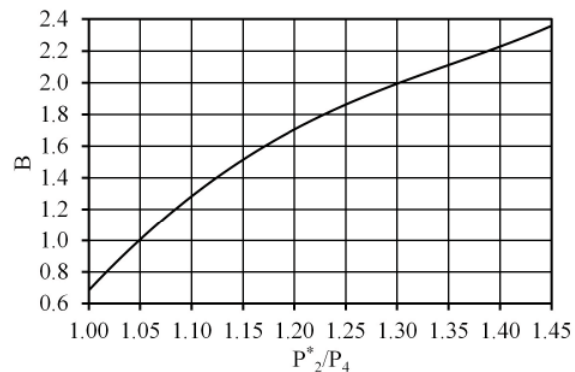
Выполненные при помощи поузловой математической модели расчеты показали, что температурный коэффициент в зависимости от отношения давлений  $P_2^*/P_4$  и условий эксплуатации (рис.4) имеет вполне определенное распределение.



**Рис. 4.** Зависимость изменения температурного коэффициента В от отношения давлений  $P_2^*/P_4$  и условий эксплуатации

По результатам осреднения расчетов получена зависимость (рис. 5), по которой косвенно определяется  $T_4^*$ :

$$T_4^* = \left(B \cdot \sqrt{T_2^*}\right)^2. \quad (17)$$



**Рис. 5.** Осредненная зависимость изменения температурного коэффициента В от отношения давлений  $P_2^*/P_4$

Если  $T_4^* > T_{4\max}^*$ , САУ подает сигнал на уменьшение расхода топлива.

В таблице 1 представлены результаты сравнительного расчета  $T_4^*$  по узловым ММ с расчетом по узловой ММ с учетом осредненной зависимости изменения температурного коэффициента  $B$  от отношения давлений  $P_2^*/P_4$ .

Таблица 1  
Погрешность определения САУ температуры на выходе из КС ПВРД

| №               | Режим эксплуатации             | $\Delta T_4^*, K$ | $\delta T_4^*, \%$ |
|-----------------|--------------------------------|-------------------|--------------------|
| $k_{РЕЖ} = 1,0$ |                                |                   |                    |
| 1               | $N_{II} = 5000; M_{II} = 1,4$  | -6,238            | -0,387             |
| 2               | $N_{II} = 16000; M_{II} = 3,0$ | 1,576             | 0,073              |
| 3               | $N_{II} = 20000; M_{II} = 4,2$ | -6,609            | -0,323             |
| $k_{РЕЖ} = 0,5$ |                                |                   |                    |
| 1               | $N_{II} = 5000; M_{II} = 1,4$  | -0,156            | -0,021             |
| 2               | $N_{II} = 16000; M_{II} = 3,0$ | -4,552            | -0,335             |
| 3               | $N_{II} = 20000; M_{II} = 4,2$ | 1,164             | 0,073              |

Из таблицы 1 видно, что погрешность определения  $T_4^*$  по осредненной зависимости не превышает 0,4 %.

Также следует отметить, что разница между температурой газа на выходе из КС, определенной САУ по осредненной зависимости и рассчитанной по ММ, не превышает 7 К. Данный показатель соответствует точности измерения большинства датчиков температуры ( $\pm 710$  К).

Данный параметр можно использовать в системе контроля и диагностики двигателя. К примеру, в САУ можно задать ряд контрольных точек по  $T_4^*$  в зависимости от режима эксплуатации и в случае отклонения параметра от заданного значения выполнять корректировку закона подачи топлива.

**6. Закон управления подачей топлива по косвенно определенному значению температуры газа на выходе из КС.**

Температура газа на выходе из КС ПВРД является параметром, который отображает качество сгорания топлива. Поэтому данный параметр можно использовать в САУ не только как эксплуатационный ограничитель, а и в качестве закона управления подачей топлива:

$$\frac{T_4^*}{T_2^*} = f(k_{РЕЖ}; N_{II}). \quad (18)$$

Пример закона управления подачей топлива по косвенно определенному значению температуры газа на выходе из КС представлен в виде зависимости на рис. 6.

Для сравнения законов управления подачей топлива проведены расчетные исследования по их влиянию на ПВРД при ухудшении полноты сгорания топлива КС на 10 % (рис. 7-9). Результаты представлены в виде отношения исследуемого параметра с ухудшенной на 10 % полнотой сгорания к аналогичному параметру нового среднего двигателя.

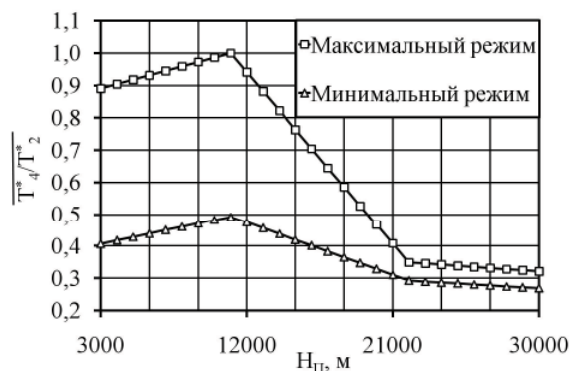


Рис. 6. Закон управления подачей топлива по косвенно определенному значению температуры газа на выходе из КС

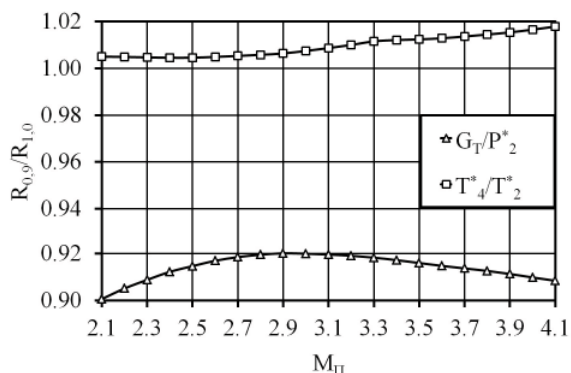


Рис. 7. Влияние закона управления подачей топлива на тягу при ухудшении полноты сгорания топлива в КС ПВРД

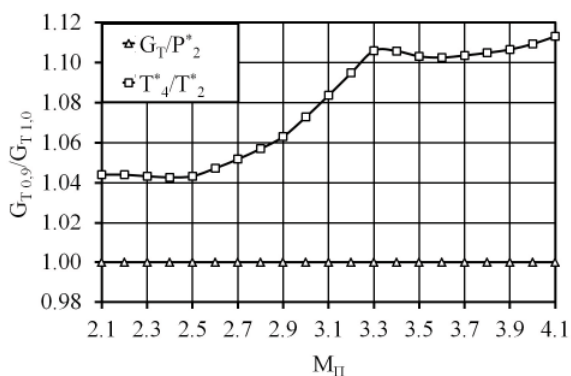


Рис. 8. Влияние закона управления подачей топлива на расход топлива при ухудшении полноты сгорания топлива в КС ПВРД

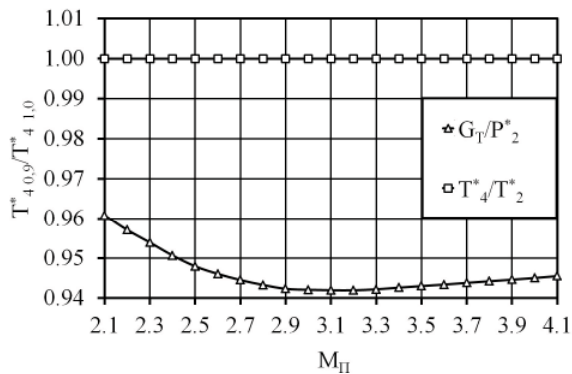


Рис. 9. Влияние закона управления подачей топлива на температуру газа на выходе из КС при ухудшении полноты сгорания топлива в КС ПВРД

Из рис. 7-9 видно, что закон управления подачей топлива по косвенно определенному значению температуры газа на выходе из КС позволяет обеспечить поддержание тяговых характеристик, необходимых для выполнения ЛА полетного задания. Однако при использовании данного закона увеличивается и потребный расход топлива, что может негативно сказаться на дальности и продолжительности полета ЛА.

#### Выводы

Проведенный авторами комплекс научно-исследовательских работ по разработке алгоритмов управления ПВРД позволяет сделать следующие выводы:

1. Предложенные алгоритмы управления позволяют обеспечить надежное управление прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

2. Определение температуры газа на выходе из камеры сгорания позволит использовать закон управления подачей топлива, который обеспечит поддержание тяговых характеристик, необходимых для выполнения ЛА полетного задания, и отображать реальные процессы, происходящие в двигателе.

3. Выбор закона управления подачей топлива определяется назначением ЛА.

Полученные результаты показывают имеющийся потенциал в применении представленных алгоритмов управления в САУ ПВРД.

#### Литература

1 Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / Д. С. Калиниченко, А. В. Аксененко, А. Э. Кашанов [и др.] // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. — 2012. — № 4 (91). — С. 27–33.

2 Макеич Г. С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой [Электронный ресурс] / Г. С. Макеич, М. Ю. Тюкаев, Я. Н. Чибисов. — Режим доступа : <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> — 2012 г.

3 Улитенко Ю. А. Проблемы выбора схемы силовой установки для первой ступени транспортно-космической системы [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. — 2013. — № 8 (105). — С. 25–30.

4 Определение облика прямоточного воздушно-реактивного двигателя для транспортно-космической системы [Текст] : отчет о НИР, Т/о № 127/2016 / И. И. Карпачев [и др.] — Запорожье. — ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко». — 2016. — 13 с.

5 Клементовский Ю. А. Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов [Текст] / Ю. А. Клементовский. — К. : КВІЦ, 2001. — 400 с.

6 Еланский А. В. Анализ параметров, характеризующих энергетические процессы в форсажной камере сгорания [Текст] / А. В. Еланский, А. И. Коваленко // *Вестник двигателестроения*. — 2005. — № 2. — С. 57–61.

7 Улитенко Ю. А. Расширение диапазона эксплуатации прямоточных воздушно-реактивных двигателей путем впрыска воды на входе в двигатель [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Системи озброєння і військова техніка*. — 2016. — № 2(46). — С. 158–163.

8 Шляхтенко С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. — М. : Машиностроение, 1975. — 567 с.

Поступила в редакцию 23.06.2016

**Ю.О. Улітенко, О.В. Єланський, В.В. Логінов. Обґрунтування вибору алгоритмів системи автоматичного керування прямоточним повітряно-реактивним двигуном**

*У даній статті коротко розглянуті та представлені результати вирішення актуальної задачі з розробки системи автоматичного керування для прямоточних повітряно-реактивних двигунів. Представлені алгоритми керування і вказані необхідні експлуатаційні обмеження. Запропонований та обґрунтований метод посереднього визначення температури газу на виході з камери згоряння прямоточного повітряно-реактивного двигуна і закон керування, який дозволить забезпечити підтримання тягових характеристик, необхідних для виконання літальним апаратом польотного завдання. Застосування отриманих результатів дозволить скоротити терміни створення конкурентоздатних прямоточних повітряно-реактивних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів.*

**Ключові слова:** літальний апарат, прямоточний повітряно-реактивний двигун, система автоматичного керування, об'єкт керування, алгоритми керування, експлуатаційні обмеження, гідроциліндри керування.

**YU.A. Ulitenko, A.V. Yelansky, V.V. Loginov. The rationale for the selection of algorithms of the automatic control system ramjet engine**

*This article briefly describes and presents results of solving the urgent problems of development of automatic control system for ramjet engines. Presents control algorithms and the necessary operating limitations. Proposed and justified method of indirect determination of the gas temperature at the exit of the combustion chamber of the ramjet engine and the control law, which will allow you to maintain traction characteristics necessary to perform aircraft flight mission. Application of the obtained results will allow to reduce terms of creation of competitive ramjet engines for high speed aircraft.*

**Key words:** aircraft, ramjet engine, the automatic control system, control object, control algorithms, operational constraints, cylinders control.