

УДК 621.454

С.Н. ЛАРЬКОВ

ИТ СКБ “ПОЛИСВИТ” филиал ГНПП “Объединение Коммунар”, Харьков, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПУВРД С ЭЖЕКТОРНЫМ УСИЛИТЕЛЕМ ТЯГИ

Рассмотрены результаты моделирования пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с эжекторным усилителем тяги.

комплексно-сопряженная модель, моделирование, нестационарный эжектор, пульсирующий воздушно-реактивный двигатель

Введение

Специфика аэродинамики легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с взлетным весом менее 100 кг приводит к требованию повышенной тяговооруженности по сравнению с полноразмерными летательными аппаратами в целевом скоростном диапазоне. Учитывая жесткие требования к миниатюризации бортовых систем и агрегатов, вытекающей из этого требования простоты конструкции и рабочего процесса, альтернативы двигателям прямой реакции на легких БЛА с крейсерской скоростью свыше 100 м/с не предвидится.

Интерес к реактивным двигателям, в той или иной мере использующим сгорание при постоянном объеме, проявляется периодически. В случае пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) и его ближайшего аналога – пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) катализатором роста интереса послужило развитие БЛА легкого класса.

Вместе с тем следует отметить, что пропульсивный КПД известных двигательных установок (ДУ) прямой реакции (микро-ТРД, ПуВРД) составляет величину порядка 0,2, что наряду с низким термодинамическим КПД вследствие масштабного вырождения рабочего процесса определяет чрезвычайно большие расходы топлива и, как следствие, малую продолжительность полета БЛА.

Для ПуВРД существует также весьма специфичная проблема защиты ЛА от воздействия излучения нагретых до высокой температуры (до 700°C) частей двигателя, что определяет требования к компоновке ЛА (размещение ДУ на пилонах) и необходимость повышения удельной лобовой тяги.

Классический метод повышения эффективности ДУ путем передачи части энергии от реактивной струи окружающей среде с помощью турбовентилятора малоперспективен вследствие низкого КПД турбомашин в рассматриваемом размерном диапазоне, что и послужило толчком к применению эжекторных усилителей тяги (ЭУТ) как в ПуВРД, так и в миниатюрных ТРД [1].

1. Постановка задачи исследования

1.1. Рабочий процесс в пульсирующем ВРД.

Проводимые с середины 30-х гг. XX века исследования рабочего процесса ПуВРД привели к созданию целостной картины термогазодинамических процессов в ПуВРД с входным клапаном, ключевыми явлениями в котором являются [6]:

- 1) периодическое поступление в камеру сгорания (КС) рабочей смеси;
- 2) сжатие рабочей смеси отраженной волной предыдущего цикла;
- 3) высокоскоростное сгорание рабочей смеси в КС и формирование новой волны сжатия, распро-

страняющейся по резонансной трубе (РТ).

Следует отметить, что вследствие формирования в резонансной трубе обратного течения и подсоса свежего воздуха, рабочий процесс в ПуВРД характеризуется определенной «степенью двухконтурности». Влияние этого фактора на эффективность рабочего процесса определяется соотношением двух конкурирующих эффектов: ростом потерь в гидравлическом тракте вследствие реверсирования потока и повышением КПД ДУ в целом вследствие роста пропульсивного КПД.

1.2. Особенности рабочего процесса в нестационарном эжекторе. В отличие от стационарного эжектора, где общепризнанным механизмом взаимодействия потоков считается турбулентный обмен массой, импульсом и энергией, для нестационарного режима работы эжектора на первый план выходят процессы энергомассообмена с участием крупномасштабных вихревых структур [2], а также волновых процессов [5]. Невязкий характер взаимодействия приводит к существенному росту КПД процессов смешения, который достигаем величин порядка 0,7, при этом прирост тяги может достигать 120–140% [5].

Эффективность нестационарного эжектора существенно зависит от геометрических размеров проточной части, а также от параметров активной струи, в частности – от формы импульса и скважности процесса. На основании экспериментальных данных в [3] предложена модель, описывающая процесс в нестационарном эжекторе как взаимодействие сформированного одиночного вихря, окружающей среды и элементов конструкции эжектора.

1.3. Синтез объекта исследования. В зависимости от расположения среза сопла активного газа, возможно разделение схем ЭУТ на «открытые», в которой срез сопла находится перед губой воздухозаборника эжектора [7], и «закрытые», в которой срез сопла находится перед камерой смешения эжектора [2].

В ходе синтеза общей схемы ПуВРД с ЭУТ желательно решение комплекса задач:

1. Экранирование высокотемпературных зон камеры ПуВРД от элементов конструкции летательного аппарата обечайкой эжектора.
2. Организация охлаждения элементов газового тракта ПуВРД потоком эжектированного воздуха.
3. Снижение потерь «на удар» в эжекторе (переход на многоступенчатую схему эжектирования).
4. Использование для продувки камеры сгорания ПуВРД инерции газового потока как в резонансной трубе, так и в элементах эжектора.

Схема синтезированной проточной части ПуВРД (заявка на изобретение а2007 03930) с ЭУТ представлена на рис. 1.

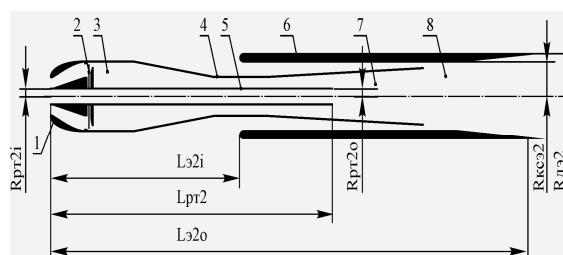


Рис. 1. Схема ПуВРД с ЭУТ

- 1 – воздухозаборник,
- 2 – клапан,
- 3 – камера сгорания,
- 4 – РТ,
- 5 – РТ первичного эжектора,
- 6 – входное устройство вторичного эжектора,
- 7 – камера смешения первичного эжектора,
- 8 – камера смешения вторичного эжектора

1.4. Задача исследования. Задачами исследования явились:

1. Оптимизация геометрических характеристик проточной части ПуВРД с ЭУТ. Целевой функцией оптимизации являлась удельная лобовая тяга ДУ.
2. Определение степени влияния геометрии проточной части на параметры ПуВРД с ЭУТ.
3. Оценка высотно-скоростных характеристик ПуВРД с ЭУТ в диапазоне скоростей 0-150 м/с у земли.

2. Математическая модель рабочего процесса

В данной работе использована модель рабочего процесса в ПуВРД из [6], где в качестве системы уравнений газовой динамики взяты уравнения Эйлера в дифференциальной векторной форме:

$$\frac{\partial(\rho F)}{\partial t} = \sum_{n=0}^M \Lambda_n, \quad (1)$$

где $\Lambda_o = -\vec{\nabla} \vec{\Phi} - \frac{1}{x_1} \rho w_1 F$ – фактор конвективной изменчивости течения;

$$\left\langle \Lambda_n = \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} F \right)_n, n=1, \dots, M_M \right\rangle - \\ \vee \left\langle \Lambda_n = \Delta_n, n=M_M+1, \dots, M \right\rangle$$

факторы групп ИС;

$$F = \{1, \omega, \omega_z, \omega_z \bar{t}, S, w_1, w_2, w_3, \varepsilon^o\} - \text{обобщенный}$$

поточный вектор;

$\Phi_k = \rho F w_k + p \{0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k\}$ – потоковые матрицы;

$$\Delta_{(m)} = \left\{ \begin{array}{l} 0, \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t}, \frac{\partial(\rho \omega_z)}{\partial t}, \frac{\partial(\rho \omega_z \bar{t})}{\partial t}, \\ \frac{\partial(\rho S)}{\partial t}, f_1, f_2, f_3, \frac{\partial(\rho \varepsilon^o)}{\partial t} \end{array} \right\} - \text{объемные}$$

интенсивности ИС, не связанные с конвекцией среды.

3. Ход исследования и полученные результаты

В ходе решения задачи исследования особое внимание было уделено определению формы поверхности целевой функции, для чего были построены одномерные и двумерные сечения целевой функции.

На рис. 2 представлено поведение целевой функции в зависимости от координаты размещения торца резонансной трубы первичного эжектора.

Резкое падение тяги при уменьшении длины объясняется забросом недорасширенных высоко-

температурных продуктов сгорания их истечением против полета.

На рис. 3 представлено поведение целевой функции в зависимости от геометрии РТ первичного эжектора (радиусов воздухозаборника и сопла РТ первичного эжектора).

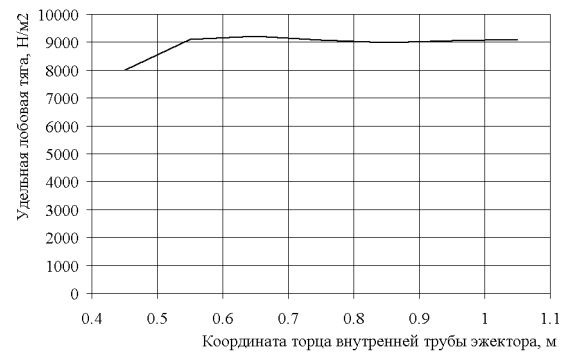


Рис. 2. Сечение целевой функции линией $L_{pt2} = \text{var}$

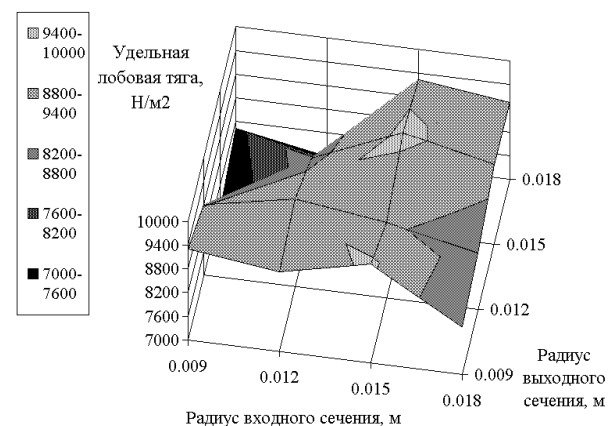


Рис. 3. Сечение целевой функции плоскостью $R_{pt2i} = \text{var}, R_{pt2o} = \text{var}$

На рис. 4 представлено поведение целевой функции в зависимости от радиуса камеры смешения вторичного эжектора.

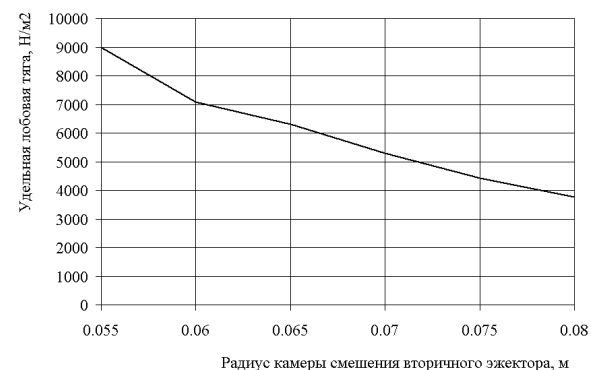


Рис. 4. Сечение целевой функции линией $R_{kcз2} = \text{var}$

На рис. 5 представлена абсолютная тяга ДУ как функция радиуса камеры смещения.

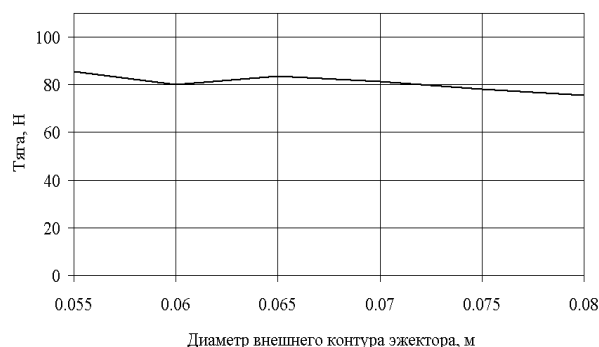


Рис. 5. Абсолютная тяга ДУ как функция $R_{кс2}$

Появление локального максимума абсолютной тяги при $R_{кс}=0,065$ м свидетельствует о важности роли вихревого обмена в нестационарном эжекторе вследствие развития торового вихря. Эффект от совершенствования процесса смешения может нивелироваться ростом сопротивления вследствие увеличения миделя ДУ.

Рис. 5 представляет поведение целевой функции сечения «координата ВУ вторичного эжектора – координата сопла вторичного эжектора».

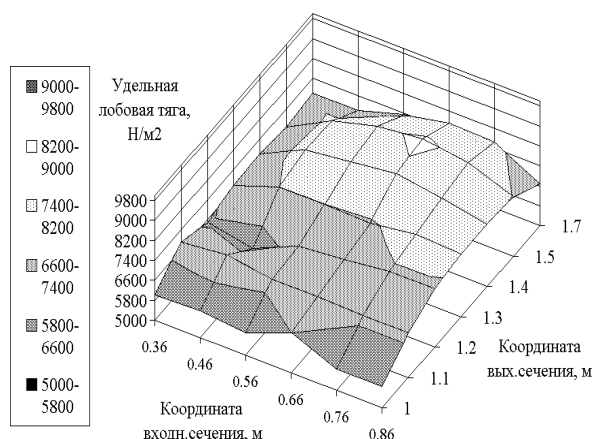


Рис. 6. Сечение целевой функции плоскостью $L_{z2i} = \text{var}$, $L_{z2o} = \text{var}$

Наличие зон максимума и локального минимума свидетельствуют о существенном влиянии волновой картины течения на характеристики ДУ. Достаточно гладкое поведение целевой функции в области экстремума свидетельствует о факте «самонастройки»

волнового процесса в эжекторе. Интересно отметить, что для некоторых конфигураций ЭУТ наблюдалось явление «биений», при котором параметры рабочего процесса в ПуВРД изменялись с периодом, равным трем-пяти периодам основной рабочей частоты, причем средние параметры изменялись незначительно, что свидетельствует о преимущественном механизме передаче энергии в эжекторе вследствие взаимодействия вихревых структур.

На рис. 7 представлено влияние диффузорности вторичного эжектора на абсолютную тягу ДУ. Как видно из рисунка, небольшая диффузорность положительно сказывается на абсолютной тяге.

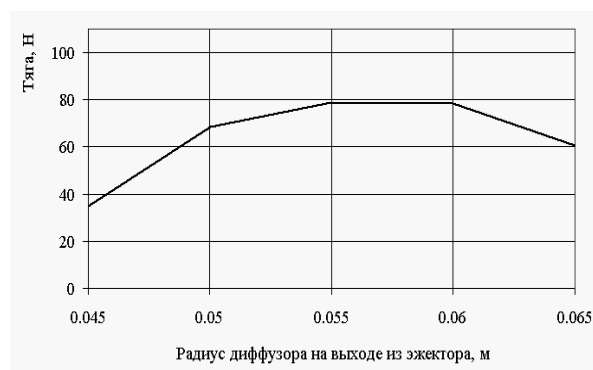


Рис. 7. Абсолютная тяга как функция $R_{дэ2}$

На рис. 8 и 9 представлены тяга и удельный расход горючего ПуВРД с ЭУТ, оптимизированных для различных режимов полета, как функция скорости полета ЛА.

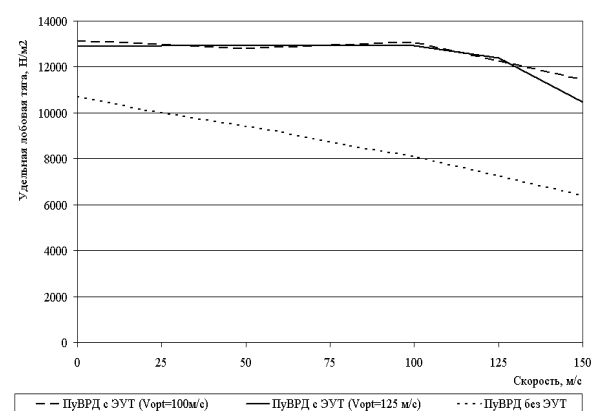


Рис. 8. Удельная лобовая тяга вариантов ДУ

Как видно из сравнения рис. 8 и 9, ЭУТ может создавать до 40% реактивной тяги на расчетном ре-

жиме, при этом уменьшение удельного расхода горючего до 50% достигается не только вследствие повышения тяги за счет использования присоединенных масс, но и за счет совершенствования внутрикамерных процессов ПуВРД.

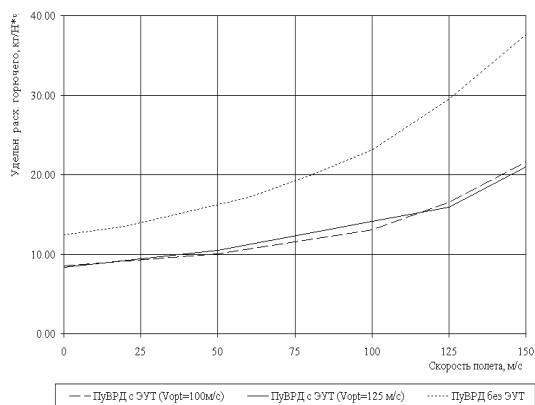


Рис. 9. Удельный расход горючего вариантов ДУ

Выводы

1. ЭУТ нестационарного типа при соответствующем подборе геометрических параметров обладают весьма благоприятными скоростными характеристиками и могут эксплуатироваться в диапазоне скоростей от 0 до $M=0,5$ и выше.

2. В диапазоне скоростей до $M=0,5$ возможно применение нерегулируемого эжектора, настроенного на крейсерскую скорость полета.

3. По экономичности ПуВРД с тягой порядка 100 Н, оснащенный нестационарным ЭУТ, сопоставим с полноразмерным ТРД и превосходит малоразмерный ТРД.

4. Применение ЭУТ предложенной схемы обеспечивает существенный рост удельной лобовой тяги и открывает перспективы создания высокоскоростных БЛА с ПуВРД.

Литература

1. Andreou L. Performance of a ducted micro-turbojet engine. Master's thesis. Naval postgraduate school, 1999. – 92 p.

2. Santoro R.J., Pal S. Thrust augmentation measuring using a pulse detonation engine ejector. Report NASA/CR-2003-212191. Glenn research center. – 2003. – 21 p.

3. Wilson J. A Simple Model of Pulsed Ejector Thrust Augmentation. Report NASA CR/2003-212541. Glenn research center. – 2003. – 31 p.

4. Кудрин О.И., Квасников А.В., Челомей В.Н. Явление аномального высокого прироста тяги в газовом эжекторном процессе с пульсирующей активной струей. Описание открытия № 314 // Вестник АН СССР. – 1986. – № 10. – С. 94-99.

5. Богданов В.И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности // ИФЖ. – 2006. – № 3. – С. 56-60.

6. Ларьков С.Н. Формирование облика воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов на основе комплексного моделирования. Автореф. дис. на соиск. ученой степени канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 2005. – 20 с.

7. Paxson D.E., Wilson J., Dougherty K.T. Unsteady Ejector Performance: An Experimental Investigation Using a Pulsejet Driver. – Washington: NASA report TM-2002-211711. – 2002. – 17 p.

8. Математическое моделирование двух схем пульсирующих реактивных двигателей и эжекторного увеличителя тяги / В.Г. Александров, В.И. Богданов и др. // Тез. докл. XXVIII Академических чтений по Космонавтике. Секция 3. – М., 2004.

Поступила в редакцию 18.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.