

О. В. КИСЛОВ, М. А. ШЕВЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

**ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА И РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ
В НАРУЖНОМ КОНТУРЕ НА ПРЯМОТОЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ**

Перспективным направлением в авиации является создание самолетов класса бизнес-джет со скоростями крейсерского полета $M_n = 3...4$. Известно, что для скоростей полета с $M_n > 3$ более предпочтительны прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Однако они не имеют стартовой тяги и неэкономичны при дозвуковых скоростях полета. В то же время, при дозвуковых скоростях полета наиболее целесообразными являются турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД). Сочетание положительных свойств ТРДД на дозвуковых скоростях и ПВРД на сверхзвуковых скоростях возможно с помощью применения турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания в наружном контуре (ТРДДФ_{II}), который может работать на прямоточном режиме работы с перекрытием газотурбинного контура на сверхзвуковых режимах полета. На этом режиме двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания в наружном контуре превращается в прямоточный воздушно-реактивный двигатель, который, однако, имеет особенности из-за наличия вентилятора перед камерой сгорания, работающего в турбинном режиме или в режиме нулевой мощности, а также из-за кольцеобразной формы струи, истекающей из наружного контура, что обуславливает появление донного сопротивления. Наличие донного сопротивления требует как разработки математической модели для его расчета, так и учета его влияния на выбор закона управления выходной площадью сопла. В статье представлена математическая модель рабочего процесса двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой сгорания в наружном контуре на прямоточном режиме с учетом наличия в проточной части вентилятора и донного сопротивления. С помощью разработанной математической модели установлены закономерности изменения внутренней и эффективной тяги, а также удельного расхода топлива в зависимости от (относительного расхода топлива и площади критического сечения сопла) при заданной высоте и скорости полета. Площадь критического сечения сопла является основным регулирующим фактором, а относительный расход топлива связан с основным регулирующим фактором – расходом топлива. Эти закономерности полезны для обоснования программы регулирования. Существует такое сочетание регулирующих факторов, при котором тягово-экономические характеристики имеют два экстремума, соответствующие режиму минимума удельного расхода топлива и режиму максимума тяги. Кроме того, оценено влияние недорасширения газа в сопле на тягово-экономические параметры двигателя и потребную площадь выходного сечения сопла.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания в наружном контуре; прямоточный режим; прямоточный воздушно-реактивный двигатель; режим нулевой мощности вентилятора; донное сопротивление.

Введение и постановка проблемы

Известно, что для $M_n > 3$ предпочтительны прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Но ПВРД характеризуются отсутствием стартовой тяги и низкой экономичностью при дозвуковых скоростях полета.

Существует схемы ВРД, сочетающие в едином агрегате турбореактивный и прямоточный двигатель – турбопрямоточные двигатели (ТПД) [1-4]. Одна из таких схем показана на рисунке 1, где представлен ТПД по схеме турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой в наружном контуре.

В турбореактивном двухконтурном двигателе с

форсажной камерой сгорания в наружном контуре (ТРДДФ_{II}) на прямоточных режимах работы внутреннего контур перекрыт (расход в первом контуре $G_{в1} = 0$).

ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме имеет много общего с ПВРД. В частности, термодинамический цикл, рабочие процессы во входном и выходном устройствах, камере сгорания, а также те же регулирующие факторы (РФ). В качестве основных РФ ПВРД используются расход топлива и площадь критического сечения сопла. Вспомогательным РФ является площадь проходного сечения на выходе из сопла.

Однако ТРДДФ_{II}, работающий на прямоточном режиме, имеет особенности:

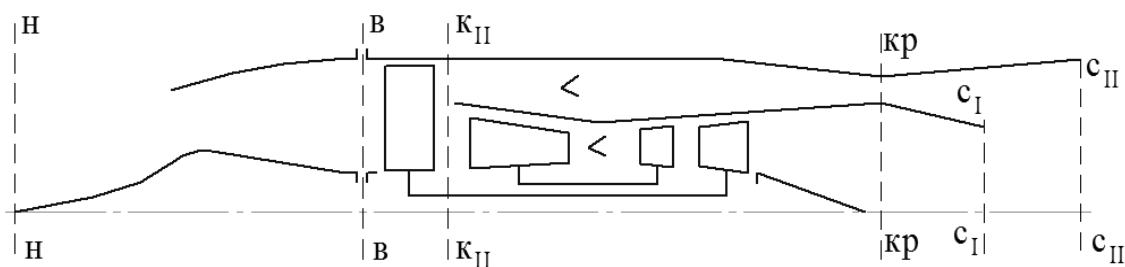


Рис. 1. Схема турбопрямоточного двигателя, выполненного по схеме турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой в наружном контуре:
 н – сечение невозмущенного потока перед двигателем; в – сечение на входе в двигатель; к_{II} – сечение за вентилятором в наружном контуре; кр – критическое сечение сопла; с_I и с_{II} – выходные сечения сопел внутреннего и наружного контуров

- наличие вентилятора перед камерой сгорания, который может работать в турбинном режиме или при нулевой мощности (в случае наличия поворотных рабочих лопаток вентилятора);

- возможное наличие «дна» - части поперечного сечения двигателя, не занятого истекающей струей, которое приводит к появлению донного сопротивления;

- наличие донного сопротивления может привести к необходимости изменения программы управления площадью проходного сечения на выходе из сопла.

Требуется рассмотрение этих особенностей в методике расчета ПВРД.

Целью статьи является разработка методики расчета ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме, основанной на методике расчета ПВРД с учетом особенностей проточной части ТРДДФ_{II}, а также зависимости параметров двигателя от сочетания различных значений РФ при заданном режиме полета.

Для достижения цели необходимо:

- учесть в методике расчета тягово-экономических параметров ТРДДФ_{II}, работающего на прямоточном режиме, наличие вентилятора, путем разработки математической модели, позволяющей вычислять изменения полного давления p^* и полной температуры T^* потока в вентиляторе как в турбинном режиме работы, так и на режиме нулевой мощности;

- учесть в методике расчета тягово-экономических параметров ТРДДФ_{II}, работающего на прямоточном режиме, наличие донного сопротивления путем разработки математической модели для расчета величины донного сопротивления;

- получить закономерности изменения тяги P и удельного расхода топлива $c_{уд}$ в зависимости от РФ при заданной высоте H и скорости полета $M_{п}$, которые целесообразно использовать при выборе программы управления.

1. Расчетные соотношения

1.1. Математическая модель расчета изменения полных параметров потока в вентиляторе на прямоточном режиме работы ТРДДФ_{II}

При использовании рабочих лопаток фиксированной геометрии на прямоточном режиме работы ТРДДФ_{II} вентилятор может работать только в турбинном режиме.

Получаемая мощность расходуется на компенсацию потерь из-за трения и вентиляционных потерь в тракте внутреннего контура, а также она может использоваться для привода агрегатов и питания бортовых систем.

На турбинных режимах вентилятора при совершении работы полные давления p^* и температура T^* потока уменьшаются.

Величины уменьшения T^* и p^* зависят от мощности вентилятора на турбинном режиме $N_{В,Т}$, что видно из формулы

$$\begin{aligned} N_{В,Т} &= L_{В,Т}^* \cdot G_{В} = \\ &= c_p \cdot T_{В}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{В,Т}^* \frac{k-1}{k}} \right) \cdot \eta_{В,Т}^* \cdot G_{В} = \quad (1) \\ &= c_p \cdot (T_{В}^* - T_{кII}^*) \cdot G_{В}, \end{aligned}$$

где $L_{В,Т}^*$ - величина работы вентилятора на турбинном режиме,

c_p - удельная изобарная теплоемкость воздуха,

$T_{В}^*$ - полная температура на входе в вентилятор,

$\pi_{В,Т}^*$ - степень понижения давления в вентиляторе, работающем на турбинном режиме,

k - показатель адиабаты,

$\eta_{в.т}^*$ – коэффициент полезного действия вентилятора на турбинном режиме,

$T_{кп}^*$ – полная температура на выходе из вентилятора.

Из уравнения (1) после преобразований можно получить соотношение полных давлений на выходе и входе вентилятора и выражение для полной температуры за вентилятором:

$$\frac{P_{кп}^*}{P_{в}^*} = \frac{1}{\pi_{в.т}^*} = \left(1 - \frac{N_{в.т} / G_{в}^*}{c_p \cdot T_{в}^* \cdot \eta_{в.т}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2)$$

$$T_{кп}^* = T_{в}^* - \frac{N_{в.т} / G_{в}^*}{c_p}, \quad (3)$$

где $P_{кп}^*$ – полное давление на выходе из вентилятора,

$P_{в}^*$ – полное давление на входе в вентилятор.

Увеличение отбираемой мощности приводит к уменьшению $P_{кп}^*$ и $T_{кп}^*$. Низкое значение КПД вентилятора на турбинном режиме из-за отрывного обтекания решеток профилей усиливает уменьшение полного давления.

Уменьшение мощности приводит к увеличению $\frac{P_{кп}^*}{P_{в}^*}$, но и при нулевой мощности вентилятора имеет низкое значение из-за отрывного обтекания лопаток вентилятора

При использовании поворотных рабочих лопаток вентилятора в прямооточном режиме лопаточные венцы можно устанавливать во флюгерное положение, при котором обтекание лопаток вентилятора - безотрывное, что обеспечивает при нулевой мощности вентилятора неизменность полной температуры и минимальные потери полного давления (максимальное значение коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{в}^*$).

Для расчета потерь полного давления в вентиляторе с поворотными лопатками необходимо определить коэффициент восстановления полного давления в каждом лопаточном венце.

Суммарные потери полного давления в лопаточном венце зависят от геометрии, профильных потерь, вторичных течений, концевых потерь, потерь на трение, числа M и угла натекания потока на входе в решетку:

$$\sigma_{лв}^* = 1 - \frac{\Delta p^*}{P_1^*} = 1 - \xi \cdot \frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2, \quad (4)$$

где ξ – коэффициент потерь в лопаточном венце, зависящий от геометрии лопатки, числа M и угла

натекания потока i .

Так как основную долю потерь вносят профильные потери, коэффициент потерь в лопаточном венце оценивался как

$$\xi = \xi_{пр} \cdot b, \quad (5)$$

где $\xi_{пр}$ – коэффициент профильных потерь в лопаточном венце,

b – коэффициент, учитывающий вторичные и концевые потери, а также потери на трение диска. Величина коэффициента b задавалась на основе данных, представленных в [5]. Если принять, что $b = \text{const}$, то с учетом того, что при неизменной форме лопаток $\xi_{пр} = f(M, i)$, получается

$$\xi = f(M, i). \quad (6)$$

Таким образом, для каждого лопаточного венца имеются четыре неизвестных $\sigma_{лв}^*$, $\xi_{пр}$, M , i и два уравнения. Для n лопаточных венцов имеем $4n$ неизвестных и $3n$ уравнений, поскольку добавляется n уравнений, которые описывают условия совместной работы венцов и сопла – уравнения равенства расходов через лопаточные венцы и уравнение баланса расходов через вентилятор и сопло. Так как для вентилятора с поворотными лопатками можно принять допущение, что на режиме нулевой мощности угол натекания не зависит от числа M на входе в решётку, то характеристика решетки становится функцией одной переменной $\xi_{пр} = f(M)$. Тогда имеем систему $3n$ уравнений с $3n$ неизвестными, которая имеет единственное решение и позволяет определить коэффициенты потерь полного давления лопаточных венцов, числа M_1 перед лопаточными венцами и коэффициенты потерь в них.

Уменьшение полного давления в вентиляторе определяется как

$$\sigma_{в}^* = \sigma_{лв1}^* \sigma_{лв2}^* \dots \sigma_{лвn}^*. \quad (7)$$

С помощью представленной методики проведена оценка потерь полного давления в вентиляторе на режиме нулевой мощности, как с фиксированной геометрией лопаточных венцов, так и с поворотными рабочими лопатками.

Для двухступенчатого вентилятора с поворотными рабочими лопатками в режиме нулевой мощности, при $q(\lambda)_{в} = 0,4 \dots 0,6$, коэффициент восстановления полного давления составил $\sigma_{в}^* \approx 0,997 \dots 0,992$, что существенно меньше, чем для вентилятора с фиксированной геометрией лопаточных венцов, у которого $\sigma_{в}^* \approx 0,95 \dots 0,93$.

1.2. Математическая модель расчета донного сопротивления

Струя, истекающая из наружного контура, может иметь кольцеобразную форму с образованием так называемого «дна». Давление газа, действующее на «дно» p_d отличается от атмосферного давления p_n , что создает донное сопротивление X_d

$$X_d = \int_{F_d} (p_n - p_d) dF, \quad (8)$$

где F_d – площадь дна.

Для определения X_d необходимо определить площадь «дна» и давление на нем p_d .

Для нахождения донного давления требуется определение давления в дозвуковой полости, образующейся внутри кольцевой сверхзвуковой струи, истекающей из наружного контура. При этом картина течения похожа на течение в замкнутом следе за уступом.

Взаимодействие сверхзвукового потока с циркуляционным дозвуковым потоком делает эту газодинамическую задачу чрезвычайно сложной. Методы расчета этой задачи представлены в [6].

В математической модели первого уровня целесообразно использовать обобщенные экспериментальные данные для замкнутого следа за уступом, представленные в [6] в виде зависимости отношения статических давлений в дозвуковой полости p_d и в сверхзвуковой струе перед уступом p_1 от числа M_1 сверхзвукового потока перед уступом $\frac{p_d}{p_1} = f(M_1)$.

Эта зависимость показана на рисунке 2.

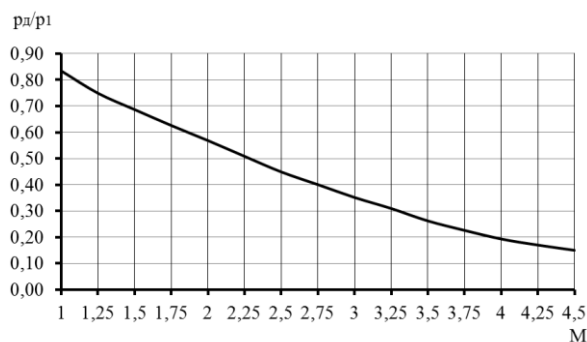


Рис. 2. Соотношение давлений за уступом и в сверхзвуковой струе при сверхзвуковом обтекании уступа

Для определения площади «дна» необходимо определить геометрические размеры сверхзвуковой струи, что требует определения угла поворота потока δ (рис. 3).

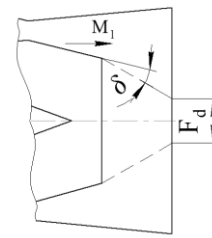


Рис. 3. Схема сверхзвукового обтекания уступа

Угол δ определяется по зависимости $\delta = f\left(\frac{p_d}{p_2^*}\right)$, представленной в [7], где p_2^* – полное давление сверхзвуковой струи за уступом.

С учетом изложенного, предлагается следующая последовательность расчета донного сопротивления:

- 1) по известным расходу газа, полным параметрам потока и площади проходного сечения сопла наружного контура в сечении перед уступом определяется число M_1 потока;
- 2) по известному числу M_1 с помощью зависимости $\frac{p_d}{p_1} = f(M_1)$ определяется статическое давление за уступом;
- 3) по известным полному и статическому давлениям сверхзвукового потока за уступом с помощью зависимости $\delta = f\left(\frac{p_d}{p_2^*}\right)$ определяется угол поворота потока за уступом;
- 4) путем геометрических построений определяется площадь «дна» F_d ;
- 5) определяется донное сопротивление по формуле

$$X_d = (p_n - p_d) \cdot F_d. \quad (9)$$

1.3. Математическая модель ТРДДФП на прямооточном режиме

Математическая модель рабочего процесса ТРДДФП на прямооточном режиме основана на математической модели ПВРД, к которой добавлены подмодели расчета дополнительных потерь полного давления в вентиляторе и донного сопротивления, описанные выше в подразделах 1.1 и 1.2.

Алгоритм расчета ТРДДФП на прямооточном режиме такой же, как и при расчете ПВРД [8] с заменой коэффициента восстановления полного давления сверхзвукового воздухозаборника (СВУ) на произведение коэффициента восстановления полного давления СВУ на коэффициент восстановления полного давления вентилятора σ_B^* . Кроме того, по-

сле расчета внутренней тяги P определяется эффективная тяга $P_{эф}$ с учетом донного сопротивления [9].

Сверхзвуковой воздухозаборник предполагается регулируемым и обеспечивающим расход воздуха на всех возможных полетных режимах. Коэффициент восстановления полного давления сверхзвукового входного устройства рассчитывается по нормированной зависимости, представленной в [10]. Вентилятор предполагается регулируемым, коэффициент восстановления полного давления в вентиляторе рассчитывается по методике, представленной в подразделе 1.1. Коэффициент восстановления полного давления в канале дозвукового диффузора за вентилятором задавался в зависимости от угла раскрытия канала γ и числа M на входе в канал на основании данных работы [11]. Потери полного давления в камере сгорания прямоточного контура, обусловленные подводом теплоты и гидравлическим сопротивлением, рассчитывались по соотношениям, представленным в [12].

Коэффициент полноты сгорания топлива является функцией скорости, коэффициента избытка воздуха и относительной длины зоны горения $\eta_{г.ф} = f(c, \alpha, \frac{L_{кс}}{D_{кс}})$ и задается на основании данных работы [8].

Полная температура на выходе из камеры сгорания при известном q_T определяется по энтальпии потока на выходе из камеры сгорания и теплоемкости газа, определяемой по формулам, которые представлены в [13, 14].

ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме имеет два основных регулирующих фактора – расход топлива G_T , площадь критического сечения сопла $F_{кр}$, и один дополнительный - площадь выходного сечения сопла F_c , влияющий только на параметры истекающей струи. Значения тяги и удельного расхода топлива $c_{уд}$ на заданном режиме полета будут зависеть от значений регулирующих факторов.

2. Результаты исследования

С помощью разработанной модели выполнено расчетное исследование влияния РФ на тягово-экономические характеристики ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме.

Исследование состоит из двух частей – вначале оценено влияние основных РФ на тягово-экономические характеристики ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме при заданных условиях полета, а затем - влияние степени недорасширения газа в сопле, зависящее от величины F_c .

Для повышения универсальности полученных зависимостей результаты расчетов представлены в безразмерном виде. В качестве основных РФ использовались относительный расход топлива $q_T = \frac{G_T}{G_B}$ и относительная площадь критического сечения $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$.

В качестве масштаба площади использовалась площадь проходного сечения на входе в вентилятор наружного контура $F_{вII}$.

Относительные тяги и относительные удельные расходы топлива приведены к безразмерному виду путем деления их на соответствующие величины внутренней тяги P_0 и удельного расхода топлива

$$c_{уд0} \text{ при } \frac{F_{кр}}{F_{вII}} = 2 \text{ и } q_T = 0,04.$$

В качестве крейсерского режима полета летательного аппарата выбран полет на высоте $H = 15$ км и со скоростью, соответствующей $M_n = 3$.

Зависимости относительной эффективной тяги $\bar{P}_{эф}$ и относительного эффективного удельного расхода топлива $\bar{c}_{уд.эф}$ от площади критического сечения сопла $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$ при различных значениях q_T и полном расширении газа в сопле представлены в безразмерном виде на рисунке 4.

Из рисунка 4 видно, что:

- при $q_T = \text{const}$ имеется два экстремума: минимум удельного расхода топлива при некотором значении $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$ и максимум тяги при большем значении $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$ (примерно соответствует режиму запира-ния вентилятора);

- зависимости удельного расхода топлива от $\frac{F_{кр}}{F_{вII}} \approx 0,47$ до значений $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$, соответствующих режимам запира-ния вентилятора, при различных значениях q_T , изменяются сравнительно слабо (около 18 %) и имеют пологий минимум, обусловленный изменением потерь полного давления и полноты сгорания топлива;

- при больших значениях q_T зависимости имеют такой же характер, но смещаются в сторону больших значений $\frac{F_{кр}}{F_{вII}}$.

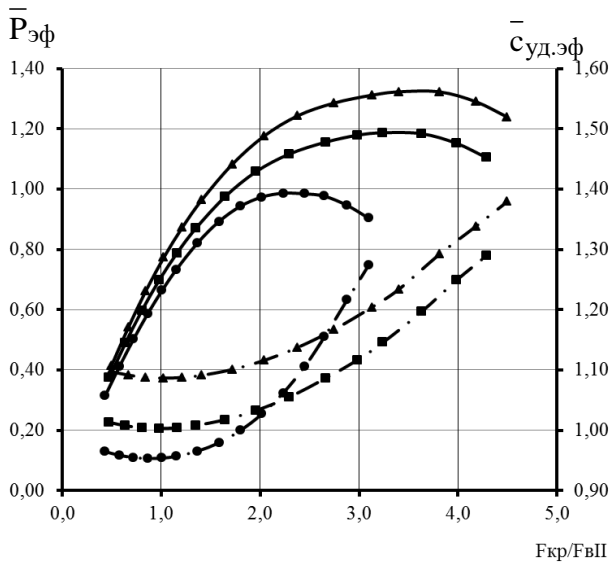


Рис. 4. Зависимости относительной эффективной тяги $\bar{P}_{эф}$ и относительного эффективного удельного расхода топлива $\bar{c}_{уд,эф}$ от соотношения площадей

$\frac{F_{кр}}{F_{вп}}$ при различных значениях q_T :

- – $q_T = 0,04$; ■ – $q_T = 0,05$; ▲ – $q_T = 0,06$;
- — — — — $\bar{P}_{эф}$; - - - - - $\bar{c}_{уд,эф}$

Для оценки влияния донного сопротивления на рис. 5 представлены безразмерные зависимости относительной внутренней тяги \bar{P} , относительной эффективной тяги $\bar{P}_{эф}$, относительного удельного расхода топлива $\bar{c}_{уд}$ и относительного эффективного от площади критического сечения сопла $\frac{F_{кр}}{F_{вп}}$ при $q_T = 0,06$ и полном расширении газа в сопле. На этом же рисунке показаны требуемые значения относительной площади выходного сечения сопла $\frac{F_c}{F_{вп}}$.

Из рис. 5 видно, что донное сопротивление уменьшает тягу на 1,5...3,5% и настолько же увеличивает удельный расход топлива. Кроме того, видно, что требуемая площадь выходного сечения сопла значительно превышает площадь на входе в наружный контур двигателя. Это может привести к неприемлемо большому диаметру сопла.

Если величина F_c ограничена по конструктивным соображениям, то будет реализовываться режим работы сопла с недорасширением. Недорасширение газа в сопле приводит к уменьшению внутренней тяги [9] и изменению донного сопротивления.

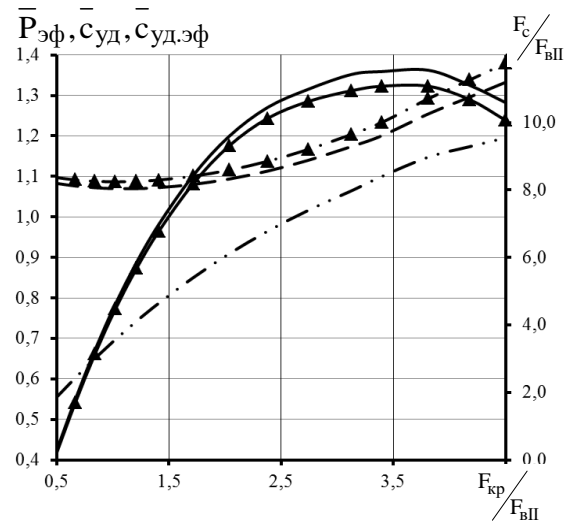


Рис. 5. Зависимости \bar{P} , $\bar{P}_{эф}$, $\bar{c}_{уд}$, $\bar{c}_{уд,эф}$ и $\frac{F_c}{F_{вп}}$ от

отношения площадей $\frac{F_{кр}}{F_{вп}}$ при $q_T = 0,06$, полном расширении в реактивном сопле, $H = 15$ км и $M_n = 3$:

— — — — — \bar{P} ; - - - - - $\bar{c}_{уд}$; - . . - $\frac{F_c}{F_{вп}}$

Для оценки влияния недорасширения газа в сопле на тягу и удельный расход топлива выполнено расчетное исследование.

Степень недорасширения газа в сопле оценивалась коэффициентом нерасчетности режима

$$K = \frac{p_c}{p_n}, \quad (10)$$

где p_c – статическое давление на выходе из сопла.

На режимах недорасширения $K > 1$.

Результаты расчета представлены на рис. 6 в виде зависимостей \bar{P} , $\bar{P}_{эф}$, и $\frac{F_c}{F_{вп}}$ от коэффициента нерасчетности режима при заданном режиме работы двигателя (значения основных РФ: $q_T = 0,06$, $\frac{F_{кр}}{F_{вп}} = 0,864$) в заданных условиях полета ($H = 15$ км и $M_n = 3$).

Из рис. 6 видно, что увеличение степени недорасширения приводит к уменьшению как внутренней, так и эффективной тяги, а также к уменьшению потребной площади сопла. Величина относительного донного сопротивления изменяется мало и составляет 1...2%.

Эти зависимости могут использоваться для определения режима работы сопла и тягово-

экономических параметров двигателя по заданной величине $\frac{F_c}{F_{вп}}$.

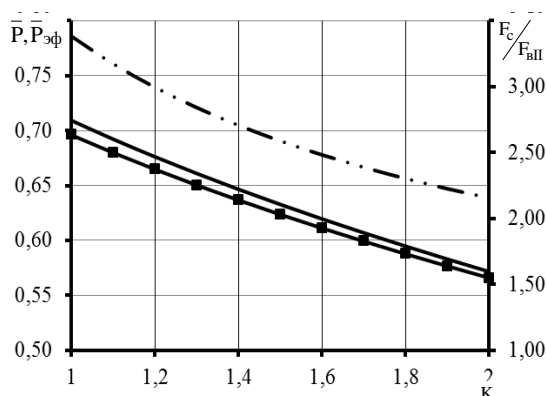


Рис.6. Зависимости \bar{P} , $\bar{P}_{эф}$ и $\frac{F_c}{F_{вп}}$ от коэффициента

нерасчётности режима при $q_T = 0,05$, $\frac{F_{кр}}{F_{вп}} = 0,864$,
 $H = 15$ км и $M_n = 3$

Выводы

В статье представлена математическая модель рабочего процесса ТРДДФ_{II} на прямоточном режиме с учетом наличия в проточной части вентилятора и «дна», образованного сверхзвуковой кольцеобразной струей, истекающей из наружного контура.

С помощью разработанной математической модели установлены закономерности изменения внутренней и эффективной тяги, и удельного расхода топлива в зависимости от основных РФ: относительного расхода топлива и площади критического сечения сопла при заданной высоте и скорости полёта.

Оценено влияние недорасширения газа в сопле на тягово-экономические параметры двигателя и величину площади выходного сечения сопла.

Полученные закономерности необходимы для выбора оптимального режима сверхзвукового крейсерского полета летательного аппарата [15].

Литература

1. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / В. П. Деменченков, Л. Н. Дружинин, А. Л. Пархомов и др. ; под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. – М. : Машиностроение, 1979. – 432 с.
2. Analysis of a combined cycle propulsion system for STRATOFLY hypersonic vehicle over an extended trajectory [Text] / A. C. Ispir, P. M. Gonçalves,

B. H. Saracoglu // MATEC Web of Conferences 304, SintGenesius-Rode, Belgium. – 2019. DOI: 10.1051/mateconf/201930403001.

3. Analysis of development trends of power-units for high-speed flying vehicles [Text] / K. Yu. Arefyev, N. V. Kukshinov, A. N. Prokhorov // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – No. 1147. – Article Id: 012055. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055.

4. Development and optimization of a hypersonic civil aircraft propulsion plant with regenerator system [Text] / P. M. Gonçalves, A. C. Ispir, B. H. Saracoglu // Session: Performance of Components and Systems. – 2019. DOI: 10.2514/6.2019-4421.

5. Холцевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холцевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин. – М. : Машиностроение, 1986. – 432 с.

6. Гогши, Л. В. Турбулентные отрывные течения [Текст] / Г. Ю. Степанов, Л. В. Гогши. – Наука, – 1979. – 368 с.

7. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович. – М. : Наука, 1976. – 888 с.

8. Бондарюк, М. М., Ильяшенко, С. М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели [Текст] / М. М. Бондарюк, С. М. Ильяшенко. – Москва : Оборонгиз, 1958. – 392 с.

9. Теория авиационных двигателей [Текст] : учеб. для вузов / Ю. Н. Нечаев [и др.] ; под ред. Ю. Н. Нечаев. – М. : Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 448 с.

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

11. Дейч, М. Е. Техническая газодинамика [Текст] / М. Е. Дейч. – М. : Госэнергоиздат, 1953. – 544 с.

12. Зуев, В. С., Макарон, В. С. Теория прямоточных и ракетно – прямоточных двигателей [Текст] / В. С. Зуев, В. С. Макарон. – М. : Машиностроение, 1971. – 368 с.

13. Амброжевич, М. В. Аналитическое определение удельной изобарной теплоёмкости продуктов сгорания с учетом влияния давления и эффекта термической диссоциации. [Текст] / М. В. Амброжевич, М. А. Шевченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2019. – № 1/153. – С. 4-17. DOI: 10.32620/akt.2019.1.01.

14. Амброжевич, М. В. Уравнения средней удельной изобарной теплоёмкости компонент воздуха и продуктов сгорания с учетом влияния давления и эффекта термической диссоциации [Текст] / М. В. Амброжевич, М. А. Шевченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2019. – № 2/154. – С. 18-29. DOI: 10.32620/akt.2019.2.02

15. Кислов, О. В. Метод выбора состава и режима работы силовой установки, режима работы для летательного аппарата со сверхзвуковой крейсерской скоростью [Текст] / О. В. Кислов, М. А. Шевченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. –

2020. – № 88. – С. 51-61.
DOI: 10.32620/oikit.2020.88.04.

References

1. Demenchenok, V. P., Druzhinin, L. N., Parxhomov, A. L., Sosunov, V. A., Tskhovrebov, M. M., Shlyakhtenko, S. M., El'perina, A. S. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* [Theory of turbofan engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 432 p.
2. Ispir, A. C., Gonçalves, P. M., Saracoglu, B. H. Analysis of a combined cycle propulsion system for STRATOFLY hypersonic vehicle over an extended trajectory. *MATEC Web of Conferences 304*, SintGenesius-Rode, Belgium, 2019. DOI: 10.1051/mateconf/201930403001.
3. Arefyev, K. Yu., Kukshinov, N. V., Prokhorov, A. N. Analysis of development trends of powerunits for high-speed flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, no. 1147, article id: 012055, DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055.
4. Gonçalves, P. M., Ispir, A. C., Saracoglu, B. H. Development and optimization of a hypersonic civil aircraft propulsion plant with regenerator system. *Session: Performance of Components and Systems*, 2019. DOI: 10.2514/6.2019-4421.
5. Kholshchevnikov, K.V., Emin, O. N., Mitrokhin, V. T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Theory and Design of Aircraft Turbomachinery]. Moscow, Mechanical Publ., 1986. 432 p.
6. Gogish, L. V., Stepanov, G. Yu. *Turbulentnye otrivnye techeniya* [Turbulent separated flows]. Moscow, Science Publ., 1979. 368 p.
7. Abramovich, G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied Gas Dynamics]. Moscow, Science Publ., 1976. 888 p.
8. Bondaryuk, M. M., Il'yashenko, S. M. *Pryamotochnyye vozdushno-reaktivnye dvigateli* [Ramjet engine]. Moscow, Publisher Defense Industry Publ., 1958. 392 p.
9. Nechaev, Yu. N., Fedorov, R. M., Kotovskii, V. N., Polev, A. S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* [Theory of Aviation Engines]. Moscow, VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo Publ., 2006. 448 p.
10. Shljahtenko, S. M. *Teoriya vozdushnoreaktivnykh dvigatelej* [Theory of jet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.
11. Deich, M. E. *Tekhnicheskaya gazodinamika* [Technical gas dynamics]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1953. 544 p.
12. Zuev, V. S., Makaron, V. S. *Teoriya pryamotochnykh i raketno – pryamotochnykh dvigatelei* [The theory of ramjet and rocket - ramjet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1971. 368 p.
13. Ambrozhevich, M. V., Shevchenko, M. A. *Analiticheskoe opredelenie udel'noi izobarnoi teploemkosti produktov sgoraniya s uchetom vliyaniya davleniya i effekta termicheskoi dissotsiatsii* [Analytical Determination of Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1/153, pp. 4-17. DOI: 10.32620/akt.2019.1.01.
14. Ambrozhevich, M. V., Shevchenko, M. A. *Uravneniya srednei udel'noi izobarnoi teploemkosti komponent vozdukh i produktov sgoraniya s uchetom vliyaniya davleniya i effekta termicheskoi dissotsiatsii* [Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 2/154, pp. 18-29. DOI: 10.32620/akt.2019.2.02.
15. Kislov, O. V., Shevchenko, M. A. Metod vybora sostava i rezhima raboty silovoi ustanovki, rezhima raboty dlya letatel'nogo apparata so sverkhzvukovoi kreiserskoi skorost'yu [Method of Choosing Composition and Operation Mode of Propulsion, Operation Mode of Aircraft at Supersonic Cruising Speed]. *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii – Open Information and Computer Integrated Technologies*, 2020, no. 88, pp. 51-61. DOI: 10.32620/oikit.2020.88.04.

Поступила в редакцию 11.09.2020, рассмотрена на редколлегии 16.11.2020

ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ ТА РЕГУЛЮВАННЯ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ В ЗОВНІШНЬОМУ КОНТУРІ В ПРЯМОТОЧНОМУ РЕЖИМІ РОБОТИ

О. В. Кіслов, М. А. Шевченко

Перспективним напрямком в авіації є створення літаків класу бізнес-джет зі швидкостями крейсерського польоту $M_n = 3...4$. Відомо, що для швидкостей польоту $M_n > 3$ більш переважні прямооточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД). Однак вони не мають стартової тяги і неекономічні при дозвукових швидкостях польоту. У той же час, при дозвукових швидкостях польоту найбільш доцільними є турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД). Поєднання позитивних властивостей ТРДД на дозвукових швидкостях і ППРД на надзвукових швидкостях можливо за допомогою застосування двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі (ТРДДФ_н), який може працювати в прямооточному режимі роботи з перекриттям газотурбінного контуру в надзвуковому режимі польоту. В цьому режимі двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі перетворюється

в прямоточний повітряно-реактивний двигун, який має особливості, через наявність вентилятора перед камерою згоряння, що працює в турбінному режимі або в режимі нульової потужності, а також через кільцеподібну форму струменя, який виходить з зовнішнього контуру, що зумовлює появу донного опору. Наявність донного опору вимагає як розробки математичної моделі для його розрахунку, так і врахування його впливу на вибір закону керування вихідною площею сопла. У статті представлена математична модель робочого процесу двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі в прямоточному режимі з урахуванням наявності в проточній частині вентилятора і донного опору. За допомогою розробленої математичної моделі встановлені закономірності зміни внутрішньої і ефективної тяги, а також питомої витрати палива в залежності від (відносної витрати палива і площі критичного перетину сопла) при заданій висоті і швидкості польоту. Площа критичного перерізу сопла є основним регулюючим фактором, а відносна витрата палива зв'язана з основним регулюючим фактором - витратою палива. Ці закономірності корисні для обґрунтування програми регулювання. Існує таке поєднання регулюючих факторів, при якому на тягово-економічних характеристики мають два екстремуми, що відповідають режиму мінімуму питомої витрати палива і режиму максимуму тяги. Крім того, оцінено вплив недорозширення газу в соплі на тягово-економічні параметри двигуна і потрібну площу вихідного перетину сопла.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі; прямоточний режим; прямоточний повітряно-реактивний двигун; режим нульової потужності вентилятора; донний опір.

CALCULATION AND REGULATION FEATURES OF DUCT-BURNING TURBOFAN ENGINE AT RAMJET MODES

O. Kislov, M. Shevchenko

A promising direction in aviation is the creation of an aircraft for supersonic cruise speeds (Mach 3...4). It is known that ramjet engines are more preferable for Mach numbers larger 3. However, they do not have starting thrust and uneconomical at subsonic flight speeds. At the same time, at subsonic flight speeds, turbofan engines are the most expedient. The combination of the positive properties of turbofan engines at subsonic speeds and a ramjet engine at supersonic speeds is possible by using duct-burning turbofan engine, which can operate at the ramjet mode with the blocked gas turbine duct at supersonic flight conditions. At this mode, duct-burning turbofan engine turns into ramjet engine, which, however, has special features due to the presence of fan in front of the combustion chamber, which operates in turbine mode or in zero power mode and also because of the outlet jet, which has annular shape, flows out from the duct causes the appearance of bottom drag. The presence of bottom drag requires both the development of a mathematical model for its calculation and taking into account its influence on the choice of the control law for the nozzle outlet area. The article presents a mathematical model of the working process of duct-burning turbofan engine at ramjet mode, taking into account the presence of fan in the flow path and bottom drag. Using the developed mathematical model, the regularities of changes in the internal and effective thrust, as well as the specific fuel consumption, depending on the relative fuel consumption and the critical section of the nozzle at a given altitude and flight speed are established. The critical section of the nozzle is the main regulating factor, and the relative fuel consumption is related to the main regulating factor - the fuel consumption. These patterns are useful for choosing a control program. There is such a combination of regulating factors which provides two extremes in the regularities of thrust and specific fuel consumption changes: the mode of minimum specific fuel consumption and the mode of maximum thrust. In addition, the influence of gas underexpansion in the nozzle on the thrust-economic parameters of the engine and the required area of the nozzle outlet section were estimated. The obtained regularities are advisable to use when engine control program is chosen.

Keywords: duct-burning turbofan engine; ramjet mode; ramjet engine; fan zero power mode; bottom drag.

Кислов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Шевченко Михаил Анатольевич – асп. каф. теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Oleg Kislov – Candidate of Technical Science, Assistant Professor, Professor at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.kislov@khai.edu, ORCID: 0000-0003-4814-9368, <https://scholar.google.com/citations?user=WwtcUAYAAAAJ&hl>

Mikhail Shevchenko – PhD student at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: mikleshevchenko@gmail.com, ORCID: 0000-0002-0806-6632, ResearcherID: I-1215-2018, <https://scholar.google.com/citations?user=ZjO4XPoAAAAJ&hl>