

METHODS FOR ASSESSING THE EFFECTIVENESS OF INVESTMENTS AIMED AT IMPROVING THE PRODUCT OF DEFENCE INDUSTRY COMPLEX ENTERPRISES

G. N. Chernysheva

Associate Professor of Engineering-Aviation Service Department (technical maintenance and recovery of aircraft equipment), «The Air Force Military Education Scientific Center» Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin, Cand. Econ. Sci. (Russia, Voronezh), sgs206@mail.ru

A. M. Safin

Head of Engineering-Aviation Service Department (technical maintenance and recovery of aircraft equipment), «The Air Force Military Education Scientific Center» Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin, Cand. Tech. Sci. (Russia, Voronezh), safin_albert@mail.ru

A. A. Achekin

Lecturer of Engineering-Aviation Service Department (technical maintenance and recovery of aircraft equipment), «The Air Force Military Education Scientific Center» Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin, Cand. Tech. Sci. (Russia, Voronezh), andrej_achekin@mail.ru

The article discusses the problems of products update strategic planning in the enterprises of the military-industrial complex. The methods of selecting options for creating a new or upgrading of existing military products on the example of military equipment. The technique is universal and involves the use of SMART- and SWOT-analysis. It's offered to carry out evaluation of investment projects effectiveness aimed at the improvement of military products using criteria that take into account not only the combat effectiveness, but also the competitiveness of the combat. Articles material is aimed at the implementation of the priorities of the state defense order. **Keywords:** products innovation, military products, military equipment, SMART-analysis, SWOT-analysis, bank of ideas of creating a new products, combat effectiveness, combat competitiveness, evaluation and classification indicators, ranking the estimated sample of military equipment, combat aircraft, multivariate comparisons.

REFERENCES

1. Combat aircraft systems and their effectiveness : the textbook for students of engineering universities of the Air Force / ed. Bolkhovitinov. — M. : VVIA Publishing, 2008. — 224 p.
2. Military and economic analysis : textbook / ed. S. F. Vikulov. — M. : Military Publishing, 2001. — 551 p.
3. Prozorov B. N. Military and economic analysis on the stages of combat aircraft lifecycle / B. N. Prozorov. — M. : AFMESC AFA named after N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin, 2011. — 200 p.
4. Chernysheva G. N. Factors of competitiveness of aviation equipment / G. N. Chernysheva, S. I. Astakhov // Aircraft. Coll. Articles based on reports XXII Intercollegiate Conference «Prospects-2012» (April 17—18, 2012). — P. 2. — P. 95—102.
5. Chernysheva G. N. Methods of substantiation of product innovation in the defense industry enterprises / G. N. Chernysheva, T. I. Golovneva, A. M. Safin // Production manager. — 2013. — № 3. — P. 81—86.

УДК 621.452.32

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕГУЛИРУЕМОГО СОПЛА В СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ САМОЛЕТА, ВЫПОЛНЕННОГО ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЕ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

О. П. Минин

Директор центрального конструкторского бюро ПАО «Туполев» (Россия, г. Москва), ole-m2@yandex.ru

И. А. Лещенко

Ведущий инженер-конструктор бригады термодинамических расчетов ПАО «НПО «Сатурн», д. т. н., с. н. с. (Россия, г. Москва), igor.leshchenko@yandex.ru

Д. А. Олишевский

Ведущий инженер-конструктор ПАО «Туполев» (Россия, г. Москва), oliverkoms@inbox.ru

Определяется целесообразность применения регулируемого сопла в силовой установке дозвукового транспортного самолета, выполненного по нетрадиционной аэродинамической компоновке — «летающее крыло». Проводится оценка влияния изменения площади сопла как на характеристики двигателя, так и силовой установки. Для оценки влияния площади сопла на параметры и характеристики двигателя используется поэлементная нелинейная математическая модель двигателя. Переход от характеристик двигателя к характеристикам силовой установки в ходе исследования выполняется путем дополнительного учета сил внешнего сопротивления входного устройства. **Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, регулируемое сопло, запас газодинамической устойчивости, топливная экономичность, математическая модель.

Использование нетрадиционных аэродинамических схем самолетов в настоящее время считается весьма перспективным направлением при решении задач, связанных с повышением эффективных характеристик летательных аппаратов. Одной из разновидностей таких схем является аэродинамическая компоновка «летающее крыло» — разновидность схемы «бесхвостка» с редуцированным фюзеляжем, роль которого играет крыло, несущее все агрегаты, экипаж и полезную нагрузку (рис. 1). Благодаря отсутствию фюзеляжа и больших плоскостей управления обеспечивается высокая аэродинамическая эффективность такого планера. По разным оценкам, величина аэродинамического качества может достигать величины порядка 20—22. Компоновка «летающее крыло» обеспечивает дополнительные преимущества, например — возможность снизить удельную массу планера и за счет этого существенно увеличить массу полезной нагрузки или запаса топлива.

Силовая установка рассматриваемого типа ЛА включает в себя ТРДД с общим плоским соплом, интегрированным в планер. Для дозвуковых самолетов рассматриваемой схемы наилучшая топливная эффективность обеспечивается при большой степени двухконтурности, порядка 4...6 [1].

Обеспечение достаточного запаса газодинамической устойчивости двигателей — задача, которую необходимо решать при проектировании силовой установки для указанного типа ЛА. Дело в том, что находящийся на передней кромке крыла воздухозаборник имеет весьма сложную пространственную геометрию (рис. 2). Узкий щелеобразный вход на довольно коротком участке переходит в круглый канал, необходимый для сопряжения с входным сечением двигателя.

Аэродинамика каналов несимметричной пространственной конфигурации весьма сложна и в настоящее время интенсивно совершенствуется и исследуется. Однако уже сейчас можно

© Минин О. П., Лещенко И. А., Олишевский Д. А., 2016

с высокой определенностью утверждать, что на входе в двигатель ожидается весьма значительная радиальная и окружная неравномерность по-

тока. Как известно, наличие неравномерности на входе в компрессор уменьшает запас его газодинамической устойчивости.

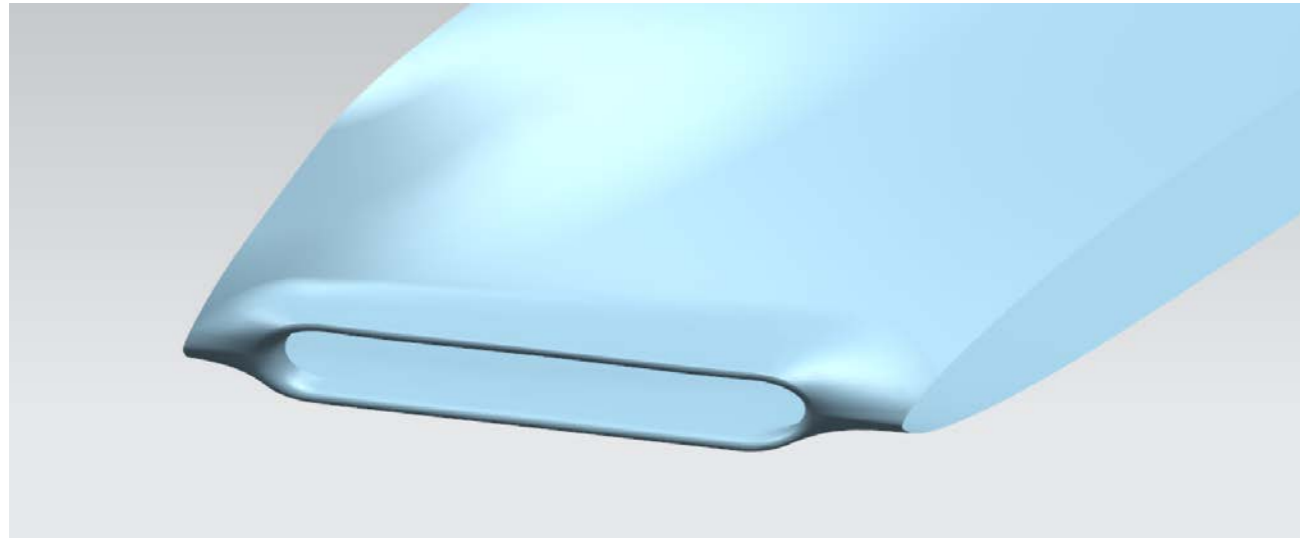


Рис. 1. Общий вид планера

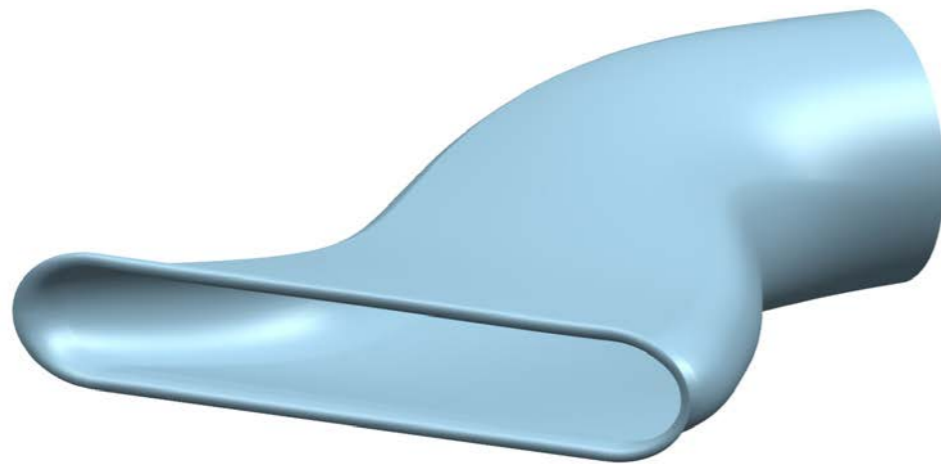


Рис. 2. Общий вид канала воздухозаборника

При работе двигателя на земле в условиях отсутствия скоростного напора создаются наиболее неблагоприятные условия для работы вентилятора. С одной стороны, здесь ожидается наибольший уровень неравномерности потока на входе, что должно смещать границу устойчивой работы вниз — вправо. С другой стороны, докритический перепад давления на сопле уменьшает его пропускную способность и дополнительно дросселирует вентилятор, а это приводит к смещению рабочей точки вентилятора влево — вверх, приближая ее к границе устойчивой работы. На рисунке 3 показано поле полного давления в сечении

входа в двигатель на взлетном режиме работы последнего в земных условиях с нулевой скоростью набегающего потока. Поле давления имеет значительную неоднородность.

При работе двигателя на крейсерском режиме полета ЛА описанные выше особенности выражены в меньшей степени (рис. 4).

Особенностью щелевого входного устройства являются достаточно большие потери при нулевой скорости полета. Как показали расчеты, увеличение потерь на 5 % заметно усугубляет проблему обеспечения устойчивой работы вентилятора.

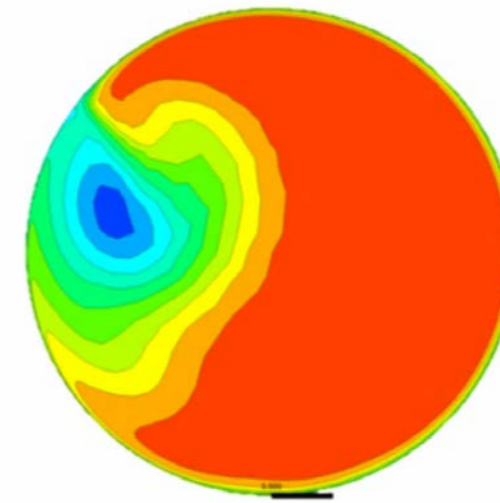


Рис. 3. Поле полного давления на входе в двигатель в стартовых условиях

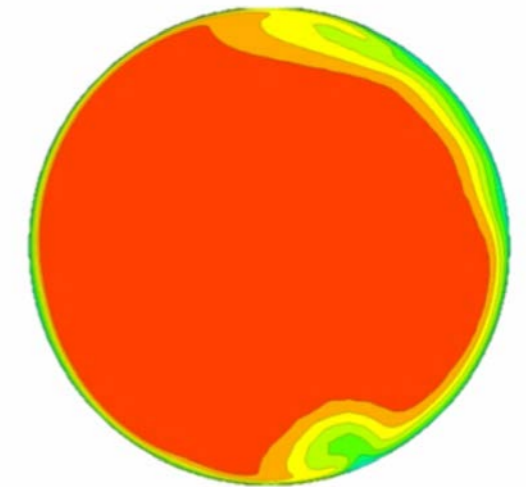


Рис. 4. Поле полного давления на входе в двигатель в условиях крейсерского полета

На рисунке 5 видны полученные расчетным путем смещение рабочей линии и уменьшение располагаемого $\pi_{\text{сопла}}$ при увеличении потерь во входном устройстве. В настоящей работе расчеты параметров и эксплуатационных характеристик

двигателя выполнены с использованием программного комплекса ThermoGTE, предназначенного для термодинамического анализа газотурбинных двигателей разных схем [2].

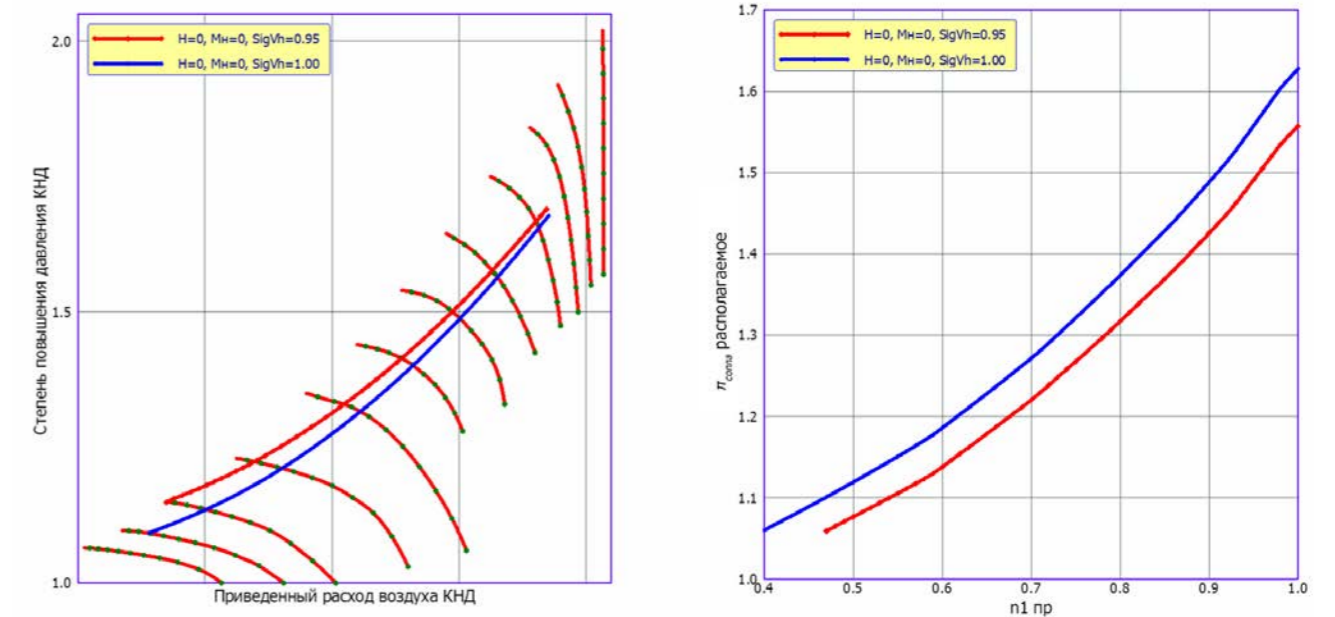


Рис. 5. Рабочая линия и уменьшение располагаемого $\pi_{\text{сопла}}$ при увеличении потерь во входном устройстве

Очевидным способом повышения запаса ГДУ вентилятора на неблагоприятных режимах является применение регулируемого сопла. Например, в условиях работы двигателя на земле при отсутствии скоростного напора такое сопло следовало бы «раскрывать», чтобы сместить вниз рабочую линию вентилятора. А в условиях крейсер-

ского полета, наоборот, с помощью сопла рабочая линия КНД «поднималась» бы вверх настолько, чтобы обеспечить повышенный уровень КПД вентилятора. При очевидных выгодах применения регулируемого сопла с точки зрения внутренней термогазодинамики двигателя имеется и один существенный недостаток, связанный

с наличием в составе силовой установки весьма крупногабаритного регулируемого устройства с мощными приводами, имеющего значительную массу и сложную конструкцию.

Поэтому основной задачей настоящей работы было оценить, можно ли обойтись без применения регулируемого сопла. Для этого были проведены расчетные исследования с использованием математической модели двигателя, имеющие цель оценить, какие преимущества по величине удельного расхода топлива дает регулирование сопла.

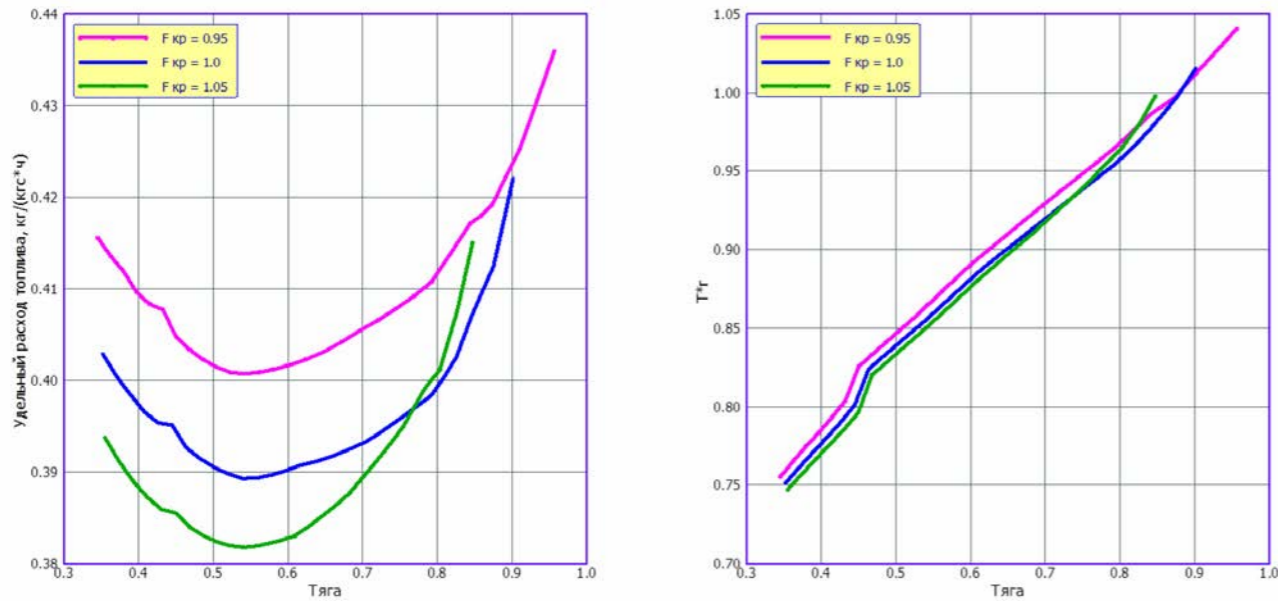


Рис. 6. Влияние площади критики сопла для режима $H = 0$, $M_n = 0$

На рисунке 7 показано изменение запаса устойчивости в зависимости от изменения площади критического сечения сопла. Увеличение площади критики на 5 % позволяет увеличить запас устойчивости КНД примерно на 5 %.

Таким образом, для взлетного режима увеличение площади сопла на 5 % позволяет заметно повысить устойчивость вентилятора, при этом температура перед турбиной практически не повышается. Увеличение удельного расхода топлива с учетом кратковременной работы на взлетном режиме не должно существенно ухудшить характеристики самолета.

Рассмотрим влияние площади критического сечения сопла на крейсерском режиме полета. Расчет дроссельных характеристик в этих условиях для различных значений критики показал, что увеличение критического сечения сопла на 5 % приводит к заметному ухудшению КПД вентилятора, причем на всех режимах работы дви-

В процессе проведения работы было исследовано влияние изменения площади критического сечения сопла на удельный расход топлива и температуру перед турбиной в условиях нулевой скорости на земле. Результаты приведены на рисунке 6. Важно отметить, что изменение площади критики существенно не влияет на температуру перед турбиной. При взлетной тяге наименьший удельный расход топлива обеспечивается при расчетном значении площади сопла.

гателя. Соответственно, удельный расход топлива заметно увеличивается при таком раскрытии сопла.

Оптимальную по экономичности величину площади сопла удобно оценивать с помощью таких зависимостей, где эксплуатационные параметры двигателя (температура газа перед турбиной и удельный расход топлива) представлены в виде зависимостей от площади критического сечения при фиксированных значениях тяги R . На рисунке 8 видно, что оптимум по температуре газа и удельному расходу топлива соответствует уменьшенному на 1,5 % значению площади сопла. Если в угоду запасам на взлетном режиме раскрыть нерегулируемое сопло на 5 %, мы значительно (примерно на 1,5 %) потеряем в экономичности, что может оказаться неприемлемым. Таким образом, изолированный анализ двигателя показал проблематичность применения нерегулируемого сопла.

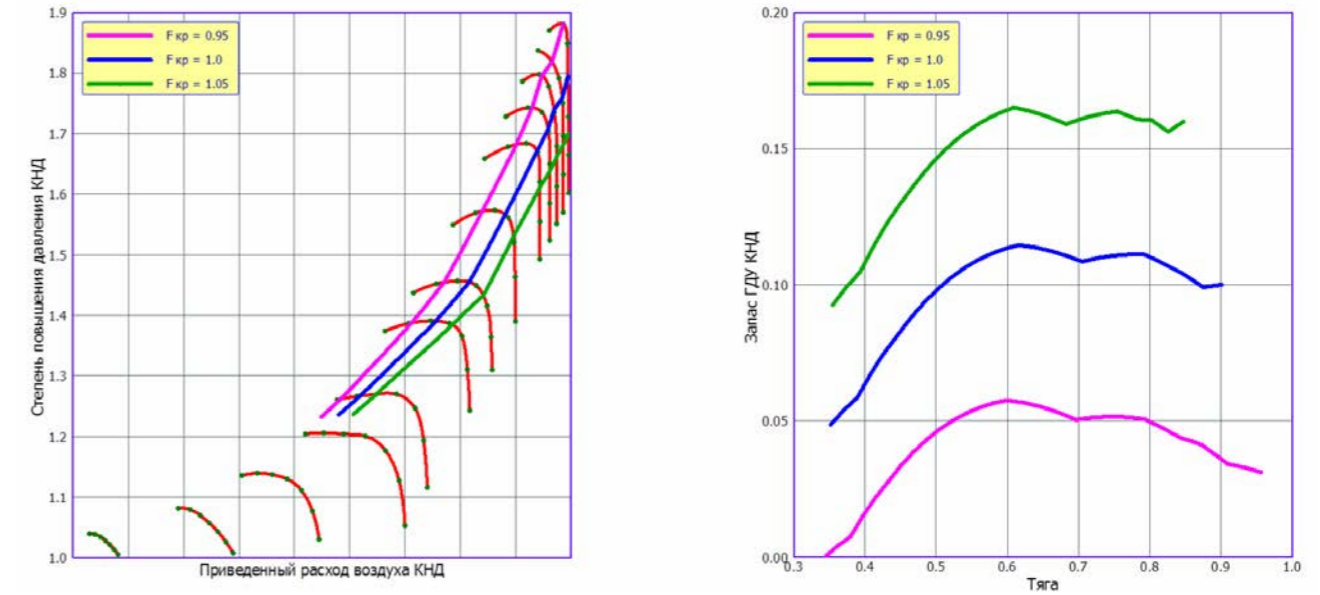


Рис. 7. Изменение запаса устойчивости в зависимости от изменения площади критического сечения сопла

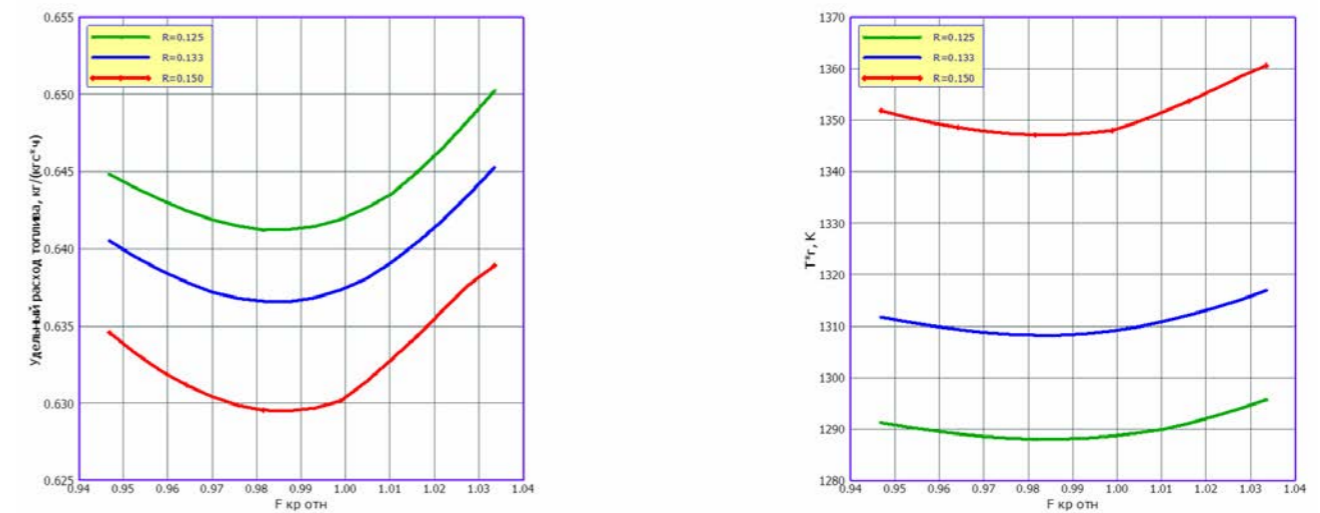


Рис. 8. Влияние площади сопла для режима $H = 11$, $M_n = 0,8$

При расчетах летно-технических характеристик летательного аппарата кроме характеристик собственно двигателя требуется учитывать внешнее сопротивление входного и выходного устройств. Известно, что режим работы двигателя и площадь среза сопла оказывают заметное влияние на силу сопротивления. В свою очередь, учет сопротивления может изменить наши оценки оптимального значения площади критики сопла.

Наиболее значимой силой является сопротивление воздухозаборника по жидкой линии тока X_{BX} . В различных самолетостроительных конструкторских бюро существуют свои уникальные методики для определения сопротивления входного устройства. В частности, применяются зави-

симости, корректирующие поляру самолета. В нашем случае для проведения исследования целесообразно выделить изолированную величину внешнего сопротивления входного устройства для более простого ее учета.

Для этого мы используем простую формулу (1), определяющую силу сопротивления по жидкой линии тока через перепад давлений на площади и разницу импульсов потока воздуха [3]. С использованием данной формулы был рассчитан коэффициент аэродинамического сопротивления $C_{X_{BX}}$ приведенный к площади входа воздухозаборника.

$$D_{spill} = K (m_1 [V_1 - V_0] + A_1 [P_1 - P_0]), \quad (1)$$

где D_{spill} — сила сопротивления по жидкой линии тока; V_1, V_0 — скорость потока на входе в воздухозаборник и невозмущенного потока соответственно; m_1 — массовый расход воздуха через воздухозаборник; A_1 — площадь входа в воздухозаборник; P_1, P_0 — полное давление на входе в воздухозаборник и невозмущенного потока соответственно; K — коэффициент подсосывающей силы.

В модели силовой установки величина c_x используется как зависимость от коэффициента расхода воздухозаборника φ_{BX} с расслоением по числу Маха полета. При расчете коэффи-

циента внешнего сопротивления было необходимо задать коэффициент подсосывающей силы K . Для традиционных дозвуковых воздухозаборников этот коэффициент равен 0,4, для сверхзвуковых — 0,7. В расчете он принят равным 0,55. На рисунке 9 приведены результаты расчета коэффициента внешнего сопротивления в зависимости от коэффициента расхода воздухозаборника для различных скоростей полета. По нашим оценкам, результат достаточно близок к оценкам, выполненным другими авторами, например Рональдом Симмонсом [4].

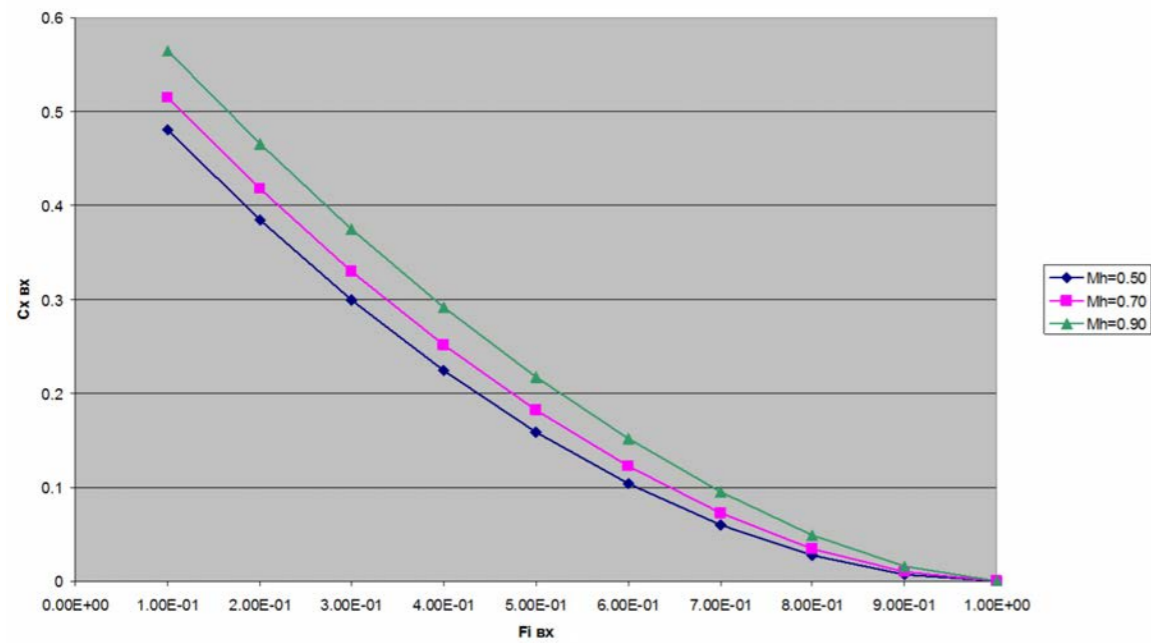


Рис. 9. Результаты расчета коэффициента внешнего сопротивления в зависимости от коэффициента расхода воздухозаборника для различных скоростей полета

Следующим этапом нашего исследования было определение зависимости удельного расхода топлива $c_{уд\text{эфф}}$ полученного с учетом сопротивления входного устройства. На рисунке 10 приведены результаты расчетов зависимости эффективного удельного расхода топлива от эффективной тяги $R_{эфф}$ ($R_{эфф} = R - X_{BX}$) для различных площадей критического сечения сопла. В соответствии с результатами расчета можно сделать вывод: увеличение критического сечения сопла не приводит к существенному росту эффективного удельного расхода топлива. При этом в области крейсерских значений тяги величина коэффициента расхода воздухозаборника имеет довольно низкое значение, порядка 0,75—0,8.

Низкое значение φ_{BX} приводит к заметному влиянию внешнего сопротивления возду-

заборника на эффективную тягу. Величина коэффициента лобового сопротивления $c_{X\text{BX}}$ приведенная к площади входа воздухозаборника, достигает значения 0,02—0,04, при этом сила сопротивления, отнесенная к эффективной тяге, составляет от 2 до 4 %.

В соответствии с результатами расчета можно сделать вывод: увеличение площади критического сечения снижает потери эффективной тяги за счет уменьшения сопротивления входного устройства на крейсерском режиме полета летательного аппарата. 10%-ное увеличение $F_{кр}$ снижает силу сопротивления X_{BX} примерно на 2 %.

Аналогично расчетам без учета внешнего сопротивления были построены параметрические зависимости, связывающие эффективный удельный расход топлива с площадью критического

сечения сопла при фиксированных значениях тяги (рис. 11). Для сравнения слева показаны зави-

симости, полученные без учета внешнего сопротивления.

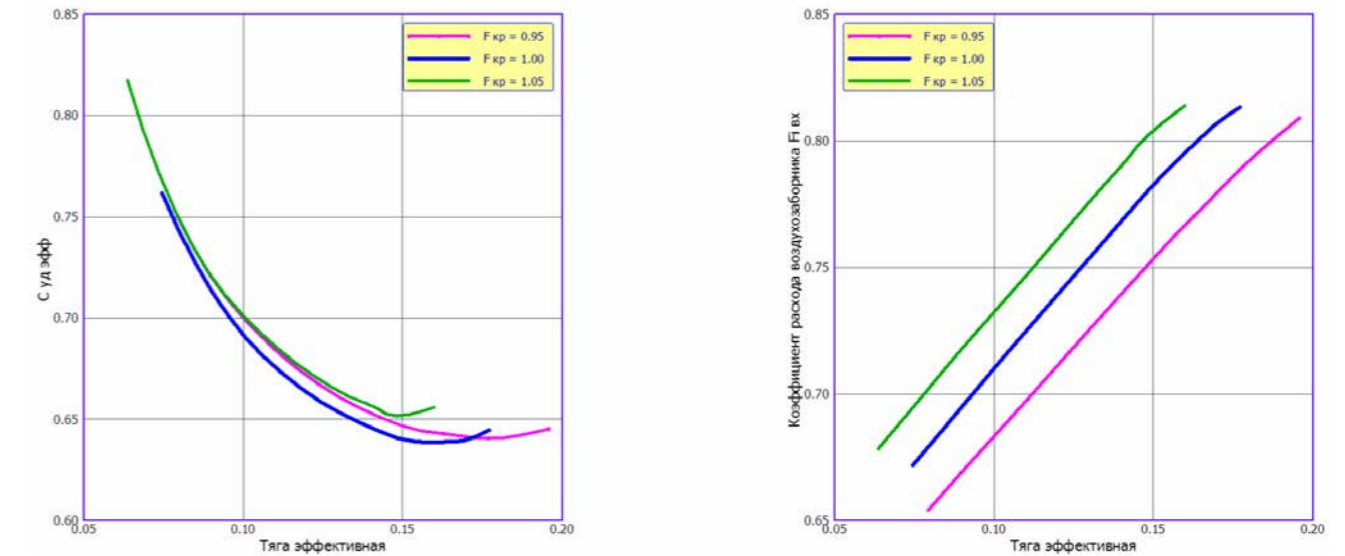


Рис. 10. Влияние площади сопла для режима $N = 11$, $M_n = 0,8$ с учетом внешнего сопротивления входного устройства

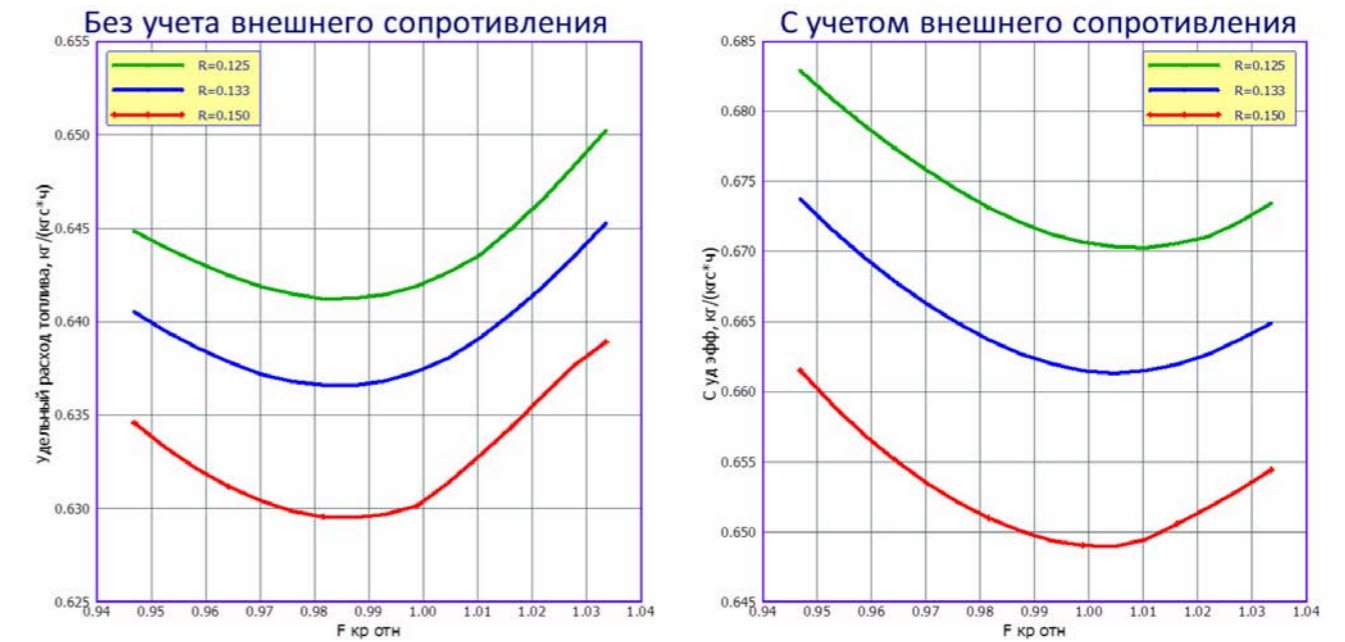


Рис. 11. Влияние площади сопла для режима $N = 11$, $M_n = 0,8$ с учетом внешнего сопротивления входного устройства. Зависимости параметров от площади сопла при постоянной тяге

В соответствии с результатом расчета можно сделать следующие выводы:

- с учетом внешнего сопротивления входного устройства оптимум по удельному расходу соответствует увеличенному на 1 % значению площади критического сечения;
- с учетом внешнего сопротивления входного устройства уменьшается чувствительность

удельного расхода топлива к увеличению площади критического сечения сопла сверх расчетной, соответствующей 1;

- проблему повышения запаса устойчивости компрессора низкого давления можно решить путем установки нерегулируемого сопла большей пропускной способности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Теория авиационных двигателей : учебник для вузов ВВС / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, В. Н. Котовский, А. С. Полев ; под ред. Ю. Н. Нечаева. — М. : Изд-во ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2005.
2. Марчуков Е. Ю. Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей / Е. Ю. Марчуков, И. А. Лещенко, М. Ю. Вовк, А. А. Инюкин // Насосы. Турбины. Системы. — 2015. — № 2 (15). — С. 45—53.
3. [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/intakeh.html>
4. Simmons J. Ronald, M. S. The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream : Dissertation / J. R. Simmons. — Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.

DETERMINATION OF THE FEASIBILITY OF USING AN ADJUSTABLE NOZZLE IN THE POWERPLANT OF «FLYING WING» AERODYNAMIC CONFIGURATION AIRCRAFT

O. P. Minin

Director of the Central Design Bureau PJSC «Tupolev» (Moscow, Russia), ole-m2@yandex.ru

I. A. Leshchenko

Lead Design Engineer of the Thermodynamic Calculations Team of JSC «NPO «Saturn», Dr. Tech. Sci., Senior Researcher (Moscow, Russia), igor.leshchenko@yandex.ru

D. A. Olishevsky

Lead Design Engineer of PJSC «Tupolev» (Moscow, Russia), oliverkoms@inbox.ru

Determine the feasibility of adjustable nozzle in a power plant subsonic transport aircraft, made by unconventional aerodynamic configuration — «flying wing». Assessing the impact of changes in the nozzle area on the engine characteristics, and on the power plant characteristics. Item-non-linear mathematical model of the motor is used to assess the effect of the nozzle area on the parameters and characteristics of the engine. The transition from engine characteristics to the characteristics of the power plant during the research carried out by taking into account additional external resistance forces of input devices.

Keywords: gas turbine engine, adjustable nozzle, reserve of gas dynamic stability, fuel efficiency, mathematical model.

REFERENCES

1. Theory of aircraft engines : textbook for Air Force Higher Educational Institutions / Y. N. Nechayev, R. M. Fedorov, V. N. Kotovsky, A. S. Polev : ed. Y. N. Nechayev. — M. : Publ. AFEA named after prof. N. E. Zhukovsky, 2005.
2. Marchukov E. Y. Experience of using program UNI_MM for performance thermodynamic calculations of turbojet engines / E. Y. Marchukov, I. A. Leshchenko, M. Y. Vovk, A. A. Inyukin // Pumps. Turbines. Systems. — 2015. — № 2 (15). — P. 45—53.
3. [Electronic resource]. — Mode of access: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/intakeh.html>
4. Simmons J. Ronald, M. S. The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream : Dissertation / J. R. Simmons. — Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.

УДК 621.793.74

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕКОТОРЫХ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ, МОДИФИЦИРОВАННОЙ МИНЕРАЛАМИ

С. В. Кислов

Генеральный директор ООО «Научно-производственный центр «Технологии минеральных покрытий» (Россия, г. Москва), info@mico-tech.com

П. В. Балаш

Заместитель генерального директора по экономике ООО «Научно-производственный центр «Технологии минеральных покрытий», к. э. н. (Россия, г. Москва), info@mico-tech.com

В. Г. Кислов

Технический директор ООО «Научно-производственное объединение «Геоэнергетика» (Россия, г. Калуга), geoen@mail.ru

А. В. Сказочкин

Заместитель генерального директора по развитию, науке и инновациям ООО «Научно-производственное объединение «Геоэнергетика», доцент Калужского филиала Российской академии народного хозяйства и государственной службы при Президенте Российской Федерации, к. ф.-м. н. (Россия, г. Калуга), avskaz@rambler.ru

Исследованы некоторые трибологические параметры поверхностей пар трения из стали с минеральными покрытиями. Коэффициент трения образцов из стали 18Х2Н2М с минеральными покрытиями разной шероховатости остается практически постоянным в диапазоне температур 30—140 °С. Коэффициент объемного износа тороида из оксида алюминия сопряженного диском из стали 12Х13 с минеральным покрытием при вращении в морской и дистиллированной воде как минимум на два порядка меньше, чем коэффициент объемного износа тороида с дисками без минерального покрытия. Указано на большие потенциальные возможности практического использования деталей с минеральными покрытиями в различных устройствах и механизмах.

Ключевые слова: коэффициент трения, минеральное покрытие, износостойкость, поверхность металла.

Введение

Поверхности трения деталей, работающих как в смазочной среде, так и без смазки, наряду с износом подвергаются активному разогреву. Температурный нагрев детали, особенно ее поверхности, приводит к изменению некоторых трибологических параметров, прежде всего коэффициента трения. Энергия при интенсивном трении превращается в теплоту, нагревающую как отдельные детали, так и механизм в це-

лом. Изменение этих параметров при локальном и/или общем нагреве может привести к интенсификации разрушительных процессов на поверхности и в объеме детали, что влияет на ее износостойкость и ресурс. Нагрев при работе и последующее ускорение процесса изнашивания, например, подшипников скольжения и качения, редукторов, червячных передач и других деталей является типичным случаем, возникающим при работе различных механизмов и устройств. Поэтому уменьшение коэффициента трения или его стабилизация при нагреве, снижение температуры трущихся металлических поверхностей является актуальной задачей материаловедения

© Кислов С. В., Балаш П. В.,
Кислов В. Г., Сказочкин А. В., 2016