

**УДК 621.45.01:533.6.011**

**Гребнева Дарья Дмитриевна**, магистрант, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова, Россия, г. Санкт-Петербург

**ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНОГО РАДИУСА ЦЕНТРАЛЬНОГО ТЕЛА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ В СОПЛЕ SaM146**

**Аннотация**

В статье рассматривается двухконтурное сопло турбореактивного двигателя SaM146. Предметом исследования выступает зависимость внутренней газодинамики от величины начального радиуса центрального тела. Основная проблема текущей конструкции сопла SaM146 заключается в неоптимальной геометрии центрального тела, вызывающей повышенную турбулентность на границе раздела контуров. Целью работы ставилось численное моделирование обтекания при варьировании радиуса входной кромки. Расчеты проводились в программном комплексе ANSYS Fluent с использованием модели турбулентности SST k- $\omega$ . Построены поля чисел Маха и Прандтля для конфигураций 70%, 85%, 100%, 115% и 130% от базового радиуса. Выявлено, что уменьшение радиуса до 85% дает наиболее однородное поле скоростей и снижает аэродинамические потери в зоне смешения.

**Annotation**

This article examines the two-circuit nozzle of the SaM146 turbojet engine. The subject of the study is the dependence of the internal gas dynamics on the initial radius of the central body. The main problem with the current design of the SaM146 nozzle lies in the sub-optimal geometry of the central body, which causes increased turbulence at the interface between the two circuits. The aim of this work was to perform numerical modelling of the flow around the nozzle as the radius of the inlet edge is varied. The calculations were performed using the ANSYS Fluent software package with the SST k- $\omega$  turbulence model. Mach and Prandtl number fields were

plotted for configurations at 70%, 85%, 100%, 115% and 130% of the base radius. It was found that reducing the radius to 85% yields the most uniform velocity field and reduces aerodynamic losses in the mixing zone.

**Ключевые слова:** турбореактивный двигатель, двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением, сопло, выходное устройство, центральное тело, внутренняя газодинамика, численное моделирование, математическая модель, число Прандтля, число Маха, Ansys Fluent.

**Keywords:** turbojet engine, mixed-flow turbojet engine, nozzle, outlet, central body, internal gas dynamics, numerical simulation, mathematical model, Prandtl number, Mach number, Ansys Fluent.

Современное региональное самолетостроение сталкивается с необходимостью постоянного ужесточения требований по шуму и эмиссии вредных веществ. Двигатель SaM146, созданный компанией PowerJet и установленный на лайнерах Sukhoi Superjet 100, имеет двухконтурную схему с лепестковым смесителем и общим реактивным соплом. Как показывает практика эксплуатации, форма его центрального тела оказывает прямое воздействие на потери полного давления в канале смешения. В существующей конструкции наблюдается избыточная турбулизация на границе раздела горячего и холодного контуров, что понижает термодинамический коэффициент полезного действия всей силовой установки [1].

Центральное тело в двигателе SaM146, изготовленное из никелевого сплава Inconel 718 с термобарьерным покрытием, формирует проточный тракт внутреннего контура непосредственно за турбиной низкого давления. Оно отклоняет сверхзвуковые струи и создает требуемый профиль скоростей перед лепестковым смесителем. Как доказано в исследованиях ЦИАМ, при больших перепадах давления нестационарные эффекты уходят на второй план, и основное влияние на расходные характеристики начинает оказывать именно геометрия входной кромки [2]. Следовательно, варьируя радиус, можно добиваться управления структурой течения без изменения других узлов мотоустановки.

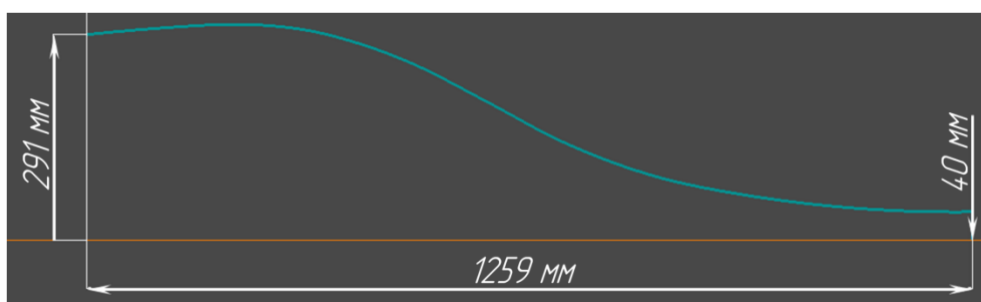


Рисунок 1 – Геометрическая модель двухконтурного сопла SaM146

Для количественной оценки этого влияния потребовалась развитая методика численного эксперимента. В качестве базовой была взята осесимметричная геометрическая модель, представленная на рисунке 1 пояснительной записки. Длина исходного центрального тела составляла 1259 миллиметров, начальный радиус равнялся 291 миллиметру. Размеры внешней расчетной зоны назначались так, чтобы исключить воздействие границ на ядро потока: девять метров по оси и два и семь метра в поперечнике (рисунок 2).

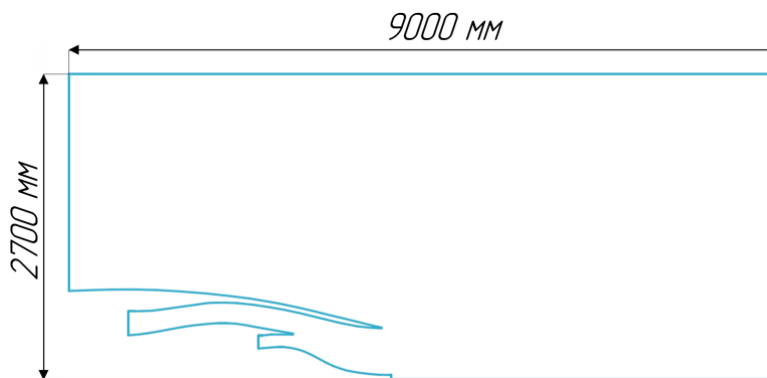


Рисунок 2 – Геометрическая модель расчётной зоны

Такая область вмещает и обтекатель, и срез сопла, и дальний след. Пространственная дискретизация выполнялась методом неструктурированных треугольных призм с локальным измельчением третьего уровня, причем после классической проверки на сеточную сходимость, проиллюстрированной рисунком 3, был выбран минимальный линейный размер элемента восемь миллиметров. Дальнейшее дробление до

шести миллиметров меняло картину менее чем на два процента, что признано достаточным.

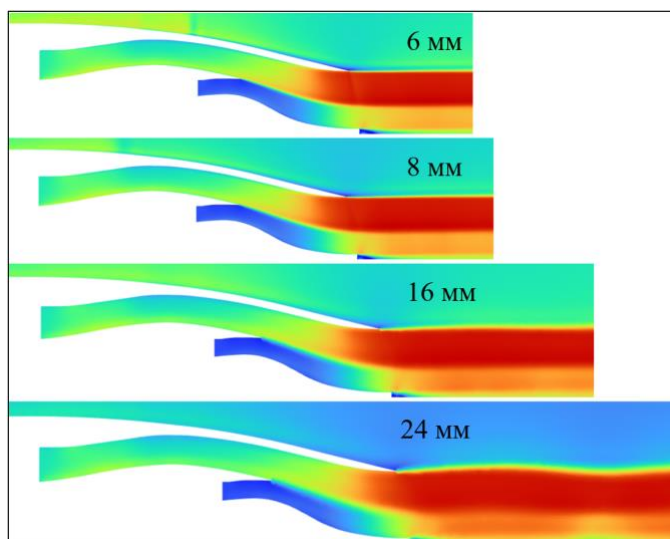


Рисунок 3 – Исследование сеточной сходимости

Математическая основа модели опиралась на осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье Стокса, замкнутые двухпараметрической моделью турбулентности SST  $k-\omega$  Ментера. Данная модель хорошо зарекомендовала себя в задачах с крупномасштабным отрывом и сильной кривизной линий тока [3]. Рабочее тело трактовалось как идеальный газ с постоянной теплоемкостью и показателем адиабаты одна целая четыре десятых, поскольку на крейсерском режиме в дозвуковой и трансзвуковой частях сопла химическая замороженность оправдана. Для описания теплопереноса в пристеночных зонах вводилось турбулентное число Прандтля порядка 0,9.

Граничные условия полностью соответствовали крейсерскому полету: статическое давление за бортом 242457 Паскалей, температура окружающей среды 219 Кельвинов, скорость набегающего потока 230 метров в секунду. Первичный контур питался газом с полным давлением 774000 Паскалей и полной температурой 1261 Кельвин, что отражает состояние за турбиной низкого давления. Во вторичный контур подавался холодный воздух из

вентилятора, имеющий полное давление порядка 498000 Паскалей и температуру 292 Кельвина (рисунок 4).

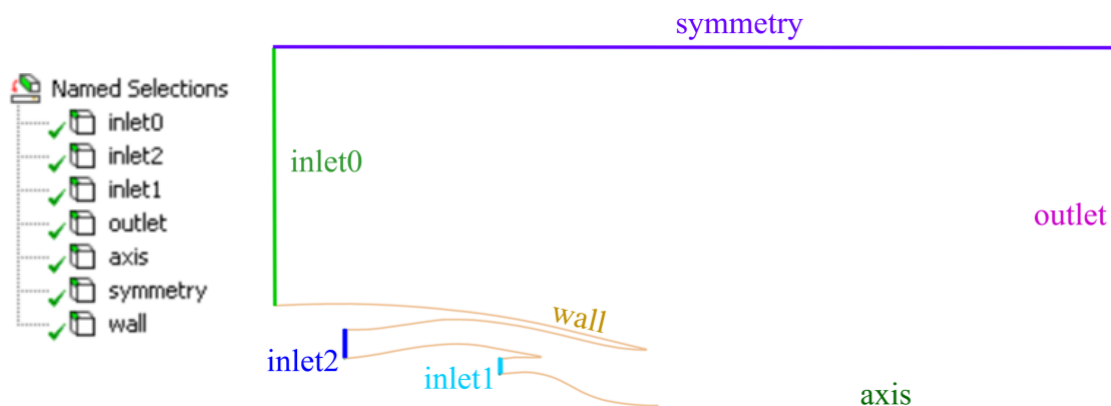
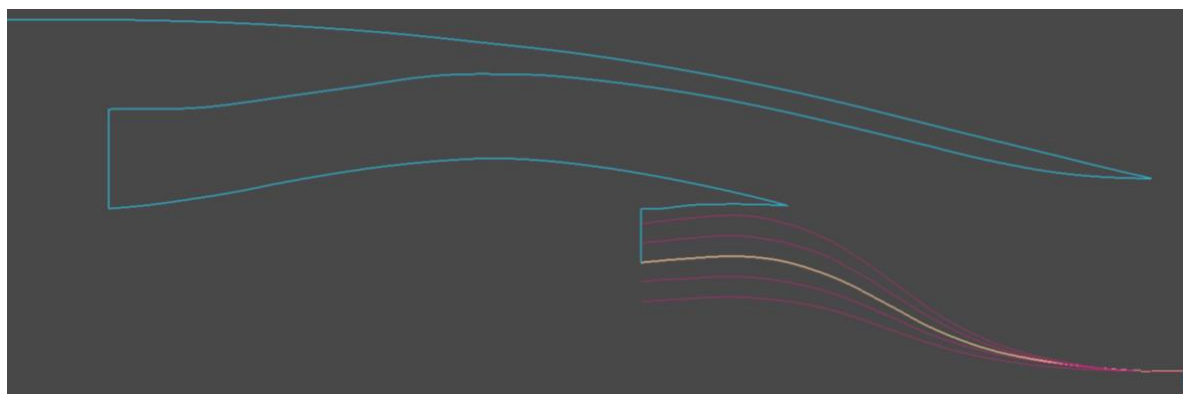


Рисунок 4– Граничные условия

Варьирование начального радиуса осуществлялось по принципу симметричного изменения относительно базового значения: брались множители 0,7; 0,85; 1,0; 1,15 и 1,3. Выходной радиус жестко фиксировался сорока миллиметрами во всех вариантах, таким образом менялась кривизна носовой части. Геометрическая интерпретация этих конфигураций дана на рисунке 5. Подчеркнем, что профиль оставался S-образным, без изломов, что важно для предотвращения преждевременных скачков уплотнения.



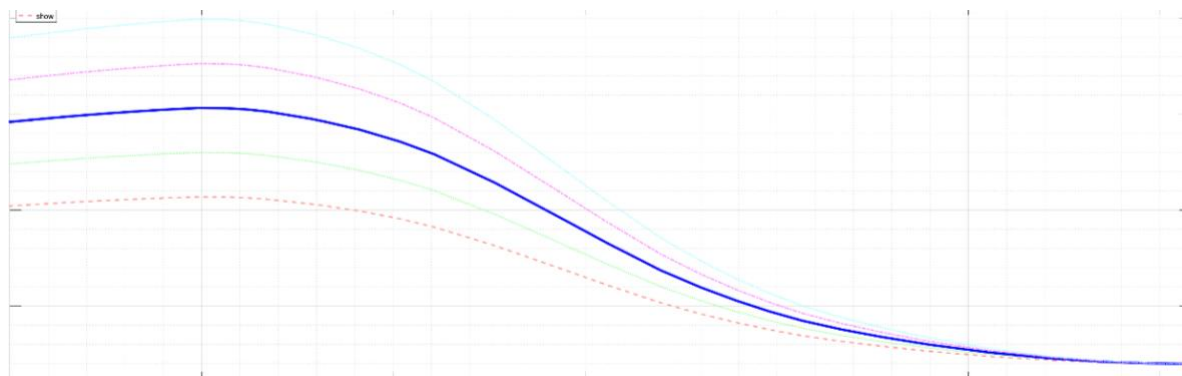


Рисунок 5 – Вариация начального радиуса центрального тела

Обработка результатов велась по двум диагностическим показателям: турбулентное число Прандтля и поле чисел Маха. Число Прандтля показало, насколько эффективно турбулентность переносит тепло по сравнению с импульсом. При увеличении начального радиуса до 115 и тем более до 130 процентов поперечные градиенты средней скорости сглаживались, турбулентная вязкость росла медленнее, и теплообмен начинал доминировать над переносом количества движения.

Это означает, что поток позже выравнивается по температуре, дольше сохраняя контраст между холодным и горячим ядрами (рисунок 6).

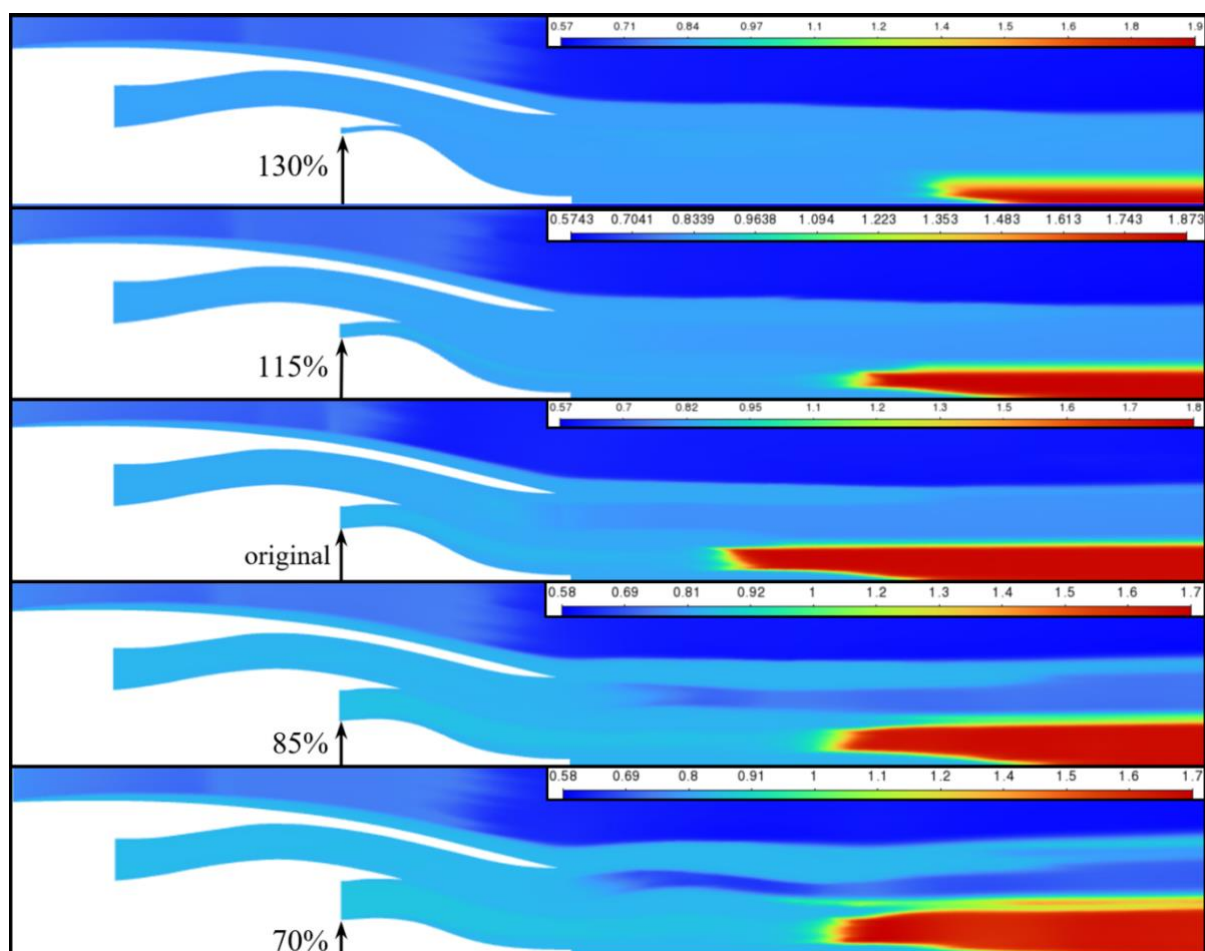


Рисунок 6 – Число Прандтля при изменении начального радиуса центрального тела двухконтурного сопла

Уменьшение радиуса до 70 процентов дало обратный эффект: резкие градиенты скорости интенсифицировали генерацию турбулентных вихрей, Прандтль падал, перемешивание ускорялось. Однако вместе с этим наблюдался рост потерь кинетической энергии, что проявлялось в снижении полного давления к выходному срезу. Самой сбалансированной оказалась конфигурация 85 процентов.

Анализ поля чисел Маха на рисунке 7 демонстрирует, что при таком радиусе поле скоростей становится гладким, устраняются застойные зоны, а интенсивность скачков уплотнения минимальна.

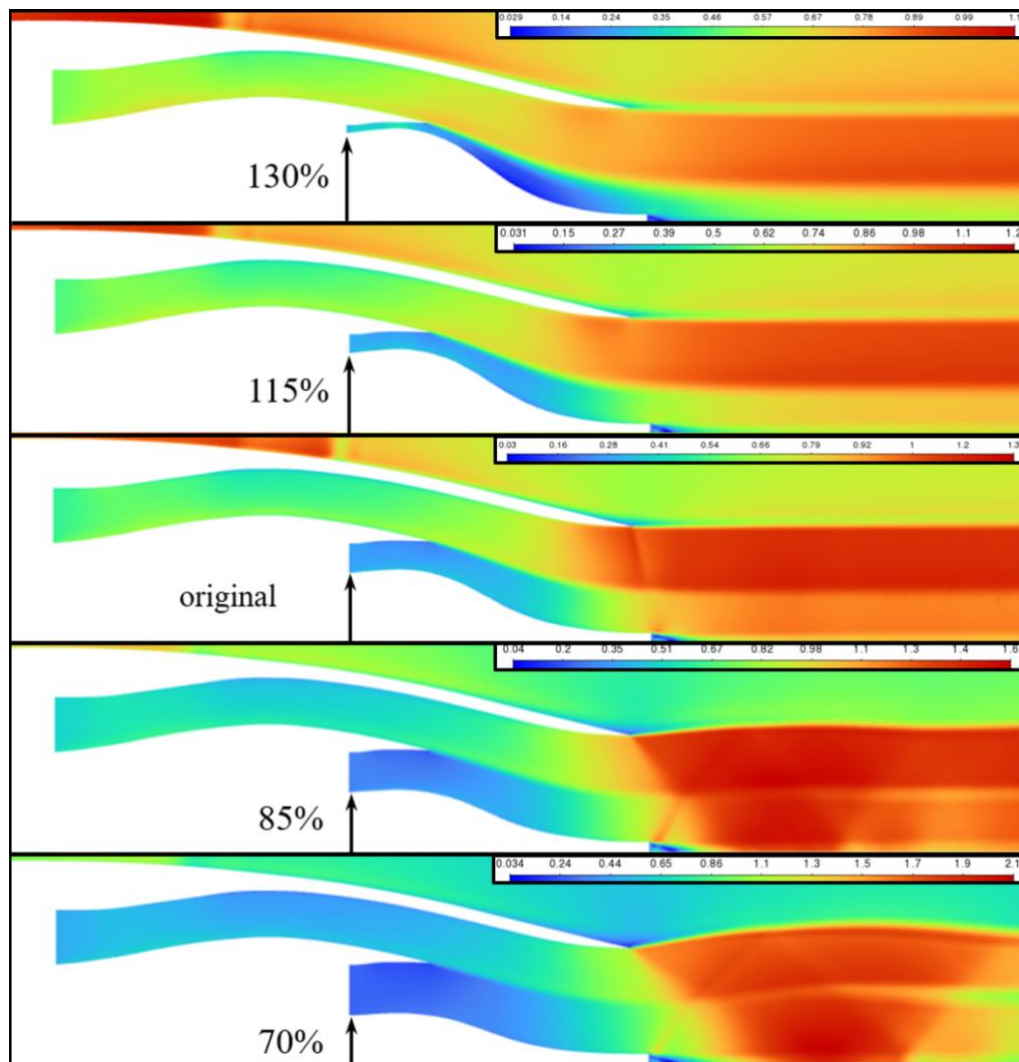


Рисунок 7 – Число Маха при изменении начального радиуса центрального тела двухконтурного сопла

Дальнейшее утонение до семидесяти процентов хотя и повышает максимальную скорость, но создает неравномерность, способную возбуждать вибрации в элементах выхлопной системы.

Данные результаты хорошо коррелируют с выводами, полученными при продувках кольцевых сопел на продуктах сгорания углеводородных топлив [4]. Авторы тех экспериментов также указывали на существование узкого диапазона радиусов входной кромки, в котором потери полного давления минимальны, а равномерность истечения максимальна.

Незначительное уменьшение начального радиуса центрального тела относительно заводской геометрии SaM146 позволяет улучшить газодинамическую эффективность без вмешательства в силовую схему крепления обтекателя. Это происходит за счет более быстрого выравнивания полей температуры и давления в камере смешения при разумном уровне гидравлического сопротивления. Внедрение предложенной конфигурации потенциально могло бы дать прирост тяги в крейсерском полете, а также косвенно снизить эмиссию оксидов азота за счет более равномерного температурного поля на входе в реактивное сопло.

### **Литература**

1. Теория авиационных двигателей. Часть 1 / под ред. Ю.Н. Нечаева. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. С. 31-53.
2. Сабирзянов А.Н., Ахметзянов А.С., Коновалов Р.Д. Численное моделирование газодинамической составляющей коэффициента расхода кольцевых сопел с прямым критическим сечением // Вестник Московского авиационного института. 2023. №3. С. 147–154.
3. Ахмедзянов Д.А. Методы и средства имитационного моделирования работы авиационных ГТД с элементами систем управления и контроля // Альманах современной науки и образования. 2008. №7. С. 7–9.
4. Левин В.А., Афолина Н.Е., Громов В.Г. и др. Исследование кольцевого сопла на продуктах сгорания углеводородных топлив // Теплофизика и аэромеханика. 2013. №3. С. 269–273.
5. Киселев Ю.В. Двигатель SaM 146. Устройство основных узлов: электрон. учеб. пособие. Самара, СГАУ, 2015.

### **Literature**

1. Theory of Aircraft Engines. Part 1 / ed. by Yu.N. Nechaev. Moscow: Zhukovsky Higher Aviation Institute, 2006. pp. 31–53.
2. Sabirzyanov A.N., Akhmetzyanov A.S., Konovalov R.D. Numerical modelling of the gas-dynamic component of the flow coefficient of annular nozzles

with a straight critical section // Bulletin of the Moscow Aviation Institute. 2023. No. 3. pp. 147–154.

3. Akhmedzianov, D.A. Methods and tools for simulation modelling of the operation of aircraft gas turbine engines with control and monitoring system components // Almanac of Modern Science and Education. 2008. No. 7. pp. 7–9.

4. Levin V.A., Afonina N.E., Gromov V.G. et al. Investigation of a ring nozzle on the combustion products of hydrocarbon fuels // Thermophysics and Aeromechanics. 2013. No. 3. pp. 269–273.

5. Kiselev, Yu.V. The SaM 146 Engine. Design of Main Components: electronic study guide. Samara, SSAU, 2015.