

**NUMERICAL SIMULATION OF GAS FLOW  
IN A WELL-SEALED CHANNEL OF A GAS PUMPING UNIT****Ahunov A.***ahunov.adel@yandex.ru*

Supervisor: A. Tukmakov, Doctor of Physico-Mathematical Sciences

*(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev KAI, Kazan)*

Due to the high requirements for the power, service life and efficiency of gas pumping units, special attention is paid to the control of radial and axial clearances. Excessive clearances can lead to losses of efficiency of the working cycle and instability of the flow, with small clearances contact surfaces may be crased, overheating and shortening the service life of the components of the unit. Due to the constant increase in the productivity of computer technology, calculations based on the methods of computational fluid dynamics is the most cost-effective way to increase the performance of systems. The paper proposes a numerical model describing the flow of gas in a channel with a rectangular bar that creates a gas-dynamic seal between the turbine body and the working blade of the gas-pumping unit.

УДК 629.036

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫПУСКА  
ОХЛАДИТЕЛЯ НА ВЕЛИЧИНУ ПОТЕРЬ****Бузин В.М., Акупец М.В.***buzin98@mail.ru*

Научный руководитель: А.А. Волков

*(Самарский национальный исследовательский  
университет имени академика С.П. Королева, г. Самара)*

В данной работе описан процесс создания численной модели охлаждаемого соплового аппарата. Данные для построения геометрической и численной модели были взяты из отчёта NASA. Построение сеточной модели, настройка решателя и анализ результатов производился в программном пакете NUMECA. При создании численной модели использовалась функция моделирования выдувов охлаждения непосредственно с граней элементов сеточной модели Cooling/Bleed.

Одним из основных направлений развития ГТД является повышение температуры рабочего тела перед турбиной. Это позволяет существенно повысить удельную тягу двигателя или же уменьшить его габариты и массу. Но вместе с тем возникает необходимость в обеспечении надёжной работы турбины на температурах, превышающих допустимые значения для материалов, используемых в конструкции турбины. По этой причине в ГТД стремятся реализовать эффективные системы охлаждения.

В современном авиационном двигателестроении с достаточно высокой скоростью растёт применение численного моделирования из-за возможности его использования для проведения сложных газодинамических расчетов. Проблема дороговизны исследований и времени проектирования остается актуальной, и именно численное моделирование позволяет существенно приблизиться к решению данной проблемы.

Но обеспечение достаточной точности численного моделирования всё ещё требует значительных вычислительных ресурсов из-за сложности моделей (рисунок 1). По этой причине создание более простых численных моделей или альтернативных способов численного моделирования, обеспечивающих достаточную точность расчетов, является перспективным направлением развития компьютерного моделирования. Цель данной работы заключается в создании и верификации упрощенной численной модели охлаждаемого соплового аппарата ГТД, обеспечивающей приемлемую точность результатов.

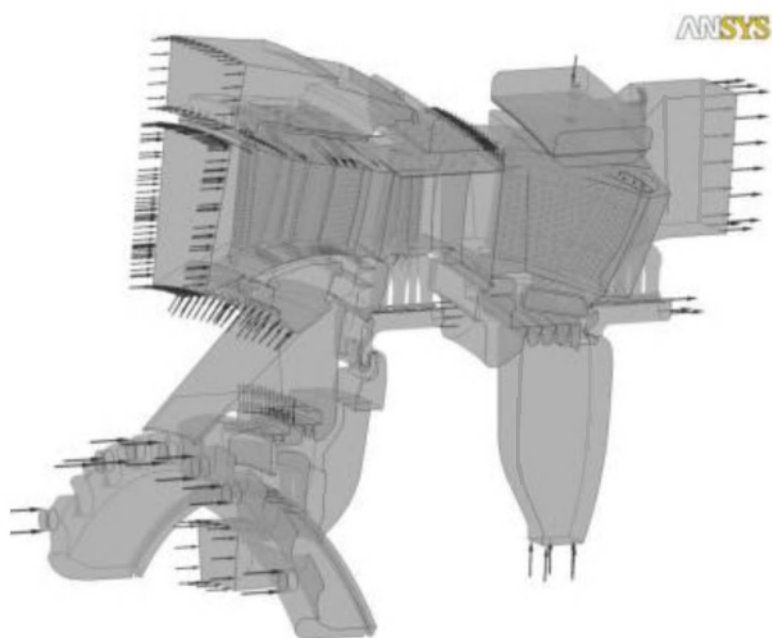


Рис. 1. Расчётная схема ТВД [1]

В нашем случае главным помощником в создании упрощенной модели является функция программного комплекса NUMECA FINE/Turbo под названием Cooling/Bleed. Принцип её действия заключается в моделировании выдувов охлаждения непосредственно с граней элементов сеточной модели без необходимости реализации геометрии охлаждающих отверстий. После настройки функции на сплошных стенках модели создаются дополнительные источники массы, импульса и энергии (рисунок 2).

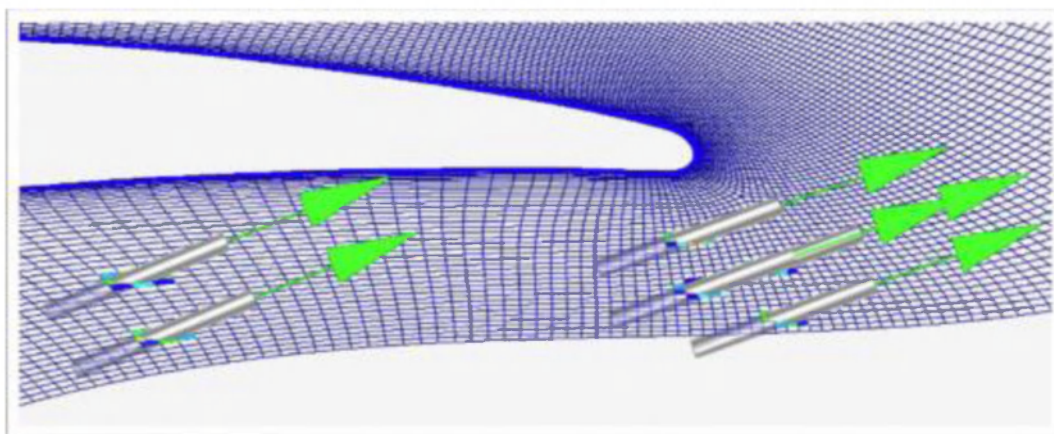


Рис. 2. Представление выдувов программой после настройки функции Cooling/Bleed

Работа началась с исследования отчёта ТМ X-73568 эксперимента NASA по продувке охлаждаемого соплового аппарата [2]. Из отчёта были получены результаты эксперимента, с которыми далее было проведено сравнение, координаты точек профиля лопатки, координаты положения охлаждающих отверстий и направления выдувов из них (рисунок 3).

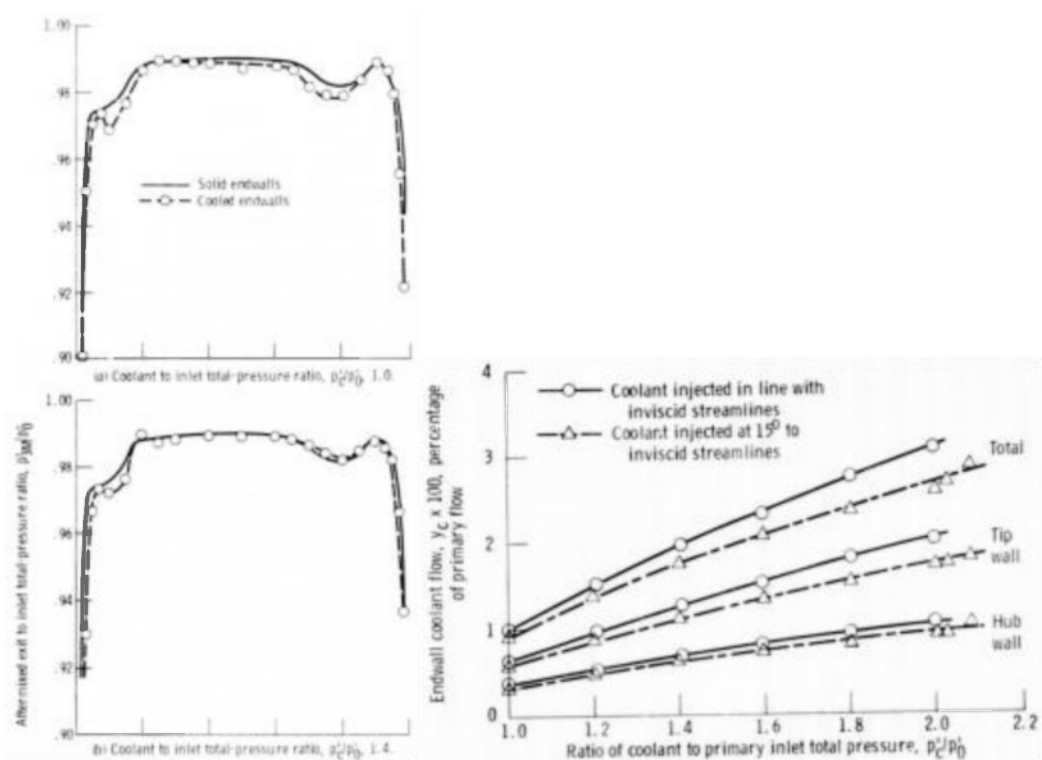


Рис. 3. Данные отчёта по результатам эксперимента

С использованием приведенных в отчёте данных была построена геометрия лопатки в программе Profiler (рисунок 4). Далее геометрия была перенесена в модуль NUMECA AutoGrid 5, где была сформирована сеточная модель.

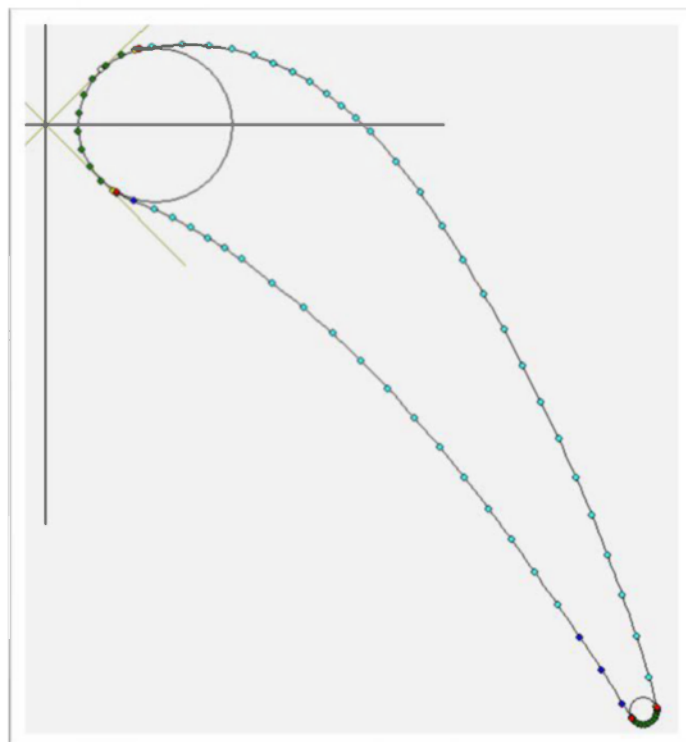


Рис. 4. Построенная геометрия профиля лопатки

Параметры сеточной модели:

- Количество элементов  $\approx 2$  млн.;
- Expansion ratio  $\approx 1.2$ ;
- Aspect ratio  $\approx 1000$ ;

- $y^+ \approx 1$ .

Заключительный этап настройки численной модели и её расчёт осуществлялись в модуле NUMECA FINE/Turbo (рисунки 5, 6):

- Модель турбулентности – Spalart-Allmaras;
- Рабочее тело – воздух (реальный);
- Граничные условия на входе – полное давление и полная температура;
- Граничные условия на выходе – статическое давление;
- Граничные условия охлаждающих отверстий – диаметр отверстий, полная температура и расход через отверстия.

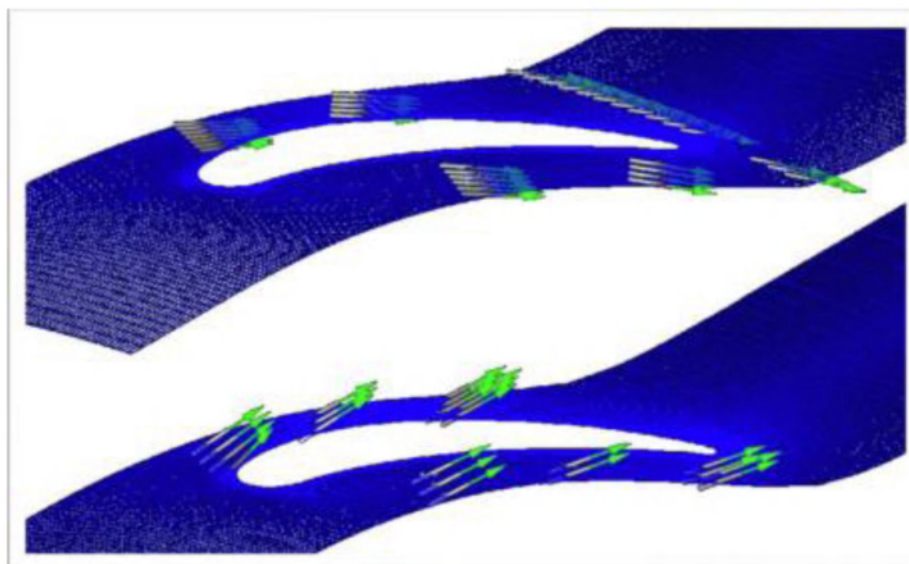


Рис. 5. Смоделированные выдувы охлаждающих отверстий



Рис. 6. Итоговый вид расчётной области

Следует отметить, что в отчёте NASA[2] даны результаты продувки на различных отношениях полного давления охлаждающего потока к полному давлению основного потока на входе. Но функция Cooling/Bleed не позволяет задавать ни полное, ни статическое давление охлаждающего потока, поэтому в представленной работе данный параметр выдерживался путём подбора значений расхода через охлаждающие отверстия, обеспечивающих необходимые величины параметра.

Для анализа полученных результатов отобразим линии тока охлаждающего потока (рисунок 7), также построим зависимости эффективности решётки по высоте проточной части (рисунок 8) и зависимости процентного отношения расхода через охлаждающие

отверстия от отношения полного давления охлаждающего потока к полному давлению основного потока на входе (рисунок 9):

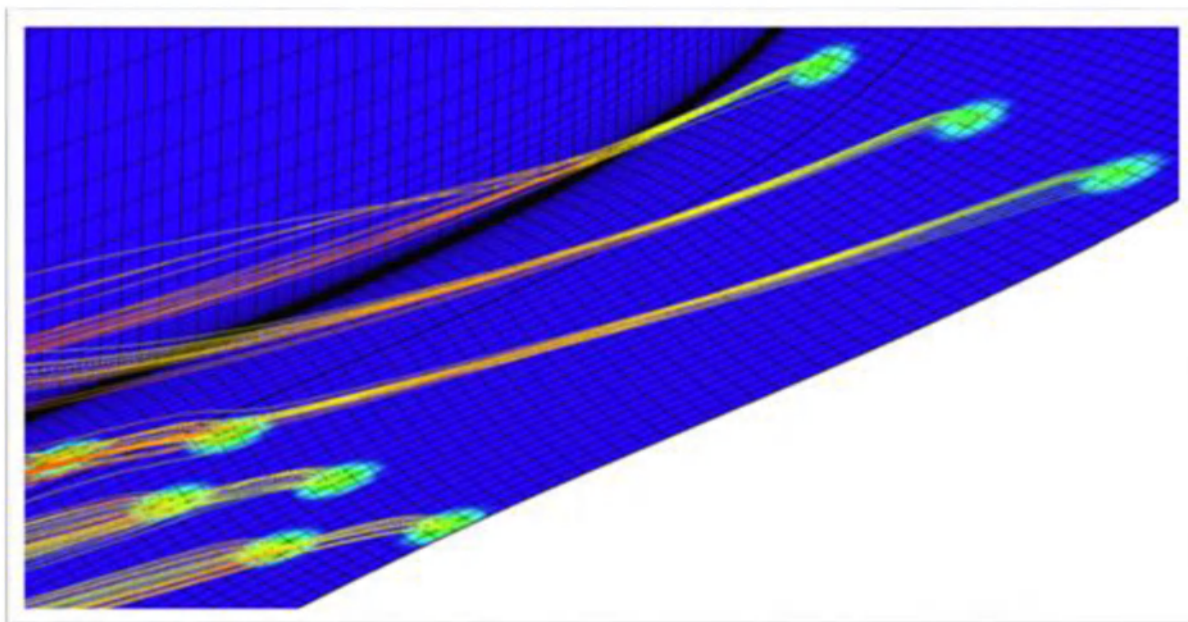


Рис. 7. Линии тока охлаждающего потока

Анализ полученных результатов позволяет наблюдать их качественное совпадение с экспериментальными данными, таким образом можно сделать вывод о достоверности созданной численной модели.

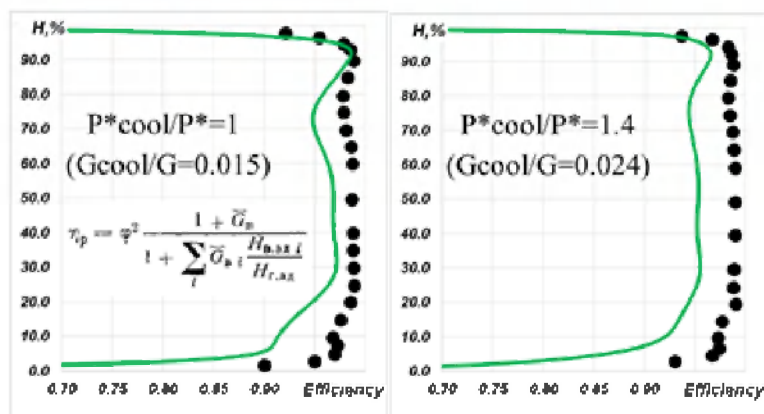


Рис. 8. Эффективность решётки по высоте проточной части

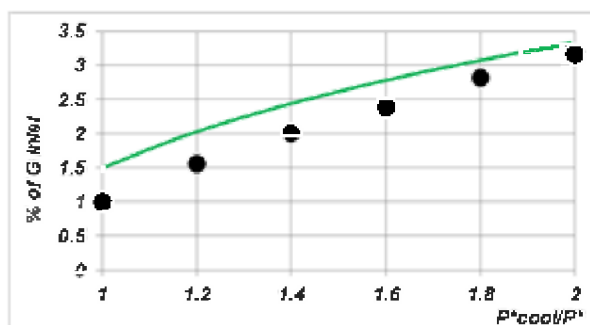


Рис. 9. Зависимость процентного отношения расхода через охлаждающие отверстия от отношения полного давления охлаждающего потока к полному давлению основного потока на входе

В заключение хотелось бы отметить, что:

- данный подход позволяет получить результаты, качественно повторяющие



экспериментальные;

- настройка модели достаточно проста;
- количество необходимых вычислительных ресурсов компьютера существенно ниже, чем при “прямом” численном моделировании.

Исходя из этого можно заявить о имеющейся возможности проведения оптимизации плёночного охлаждения при полной автономности процесса и малой запрашиваемой мощности компьютера.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. *Сендюров С.И.* Современные системы охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин / Тихонов А.С., Хайрулин В.Т // *Аэрокосмическая техника.* – 2015. – С.35 - 38.

2. Effect of endwall cooling on secondary flows in turbine stator vanes / National Aeronautic and Space Administration; G.Medic.- Washington D.C., 1977. № NASA TM X-73568

#### ANALYSIS OF THE COOLING INTAKE INFLUENCE ON THE LOSS MAGNITUDE

*Buzin V., Akunets M.*

*buzin98@mail.ru*

Supervisor: A. Volkov

*(Samara National Research University, Samara)*

This paper describes the process of creating a cooled nozzle apparatus numerical model. The data for the creating of the geometric and numerical models were taken from the NASA report. The modeling of the grid model, the adjustment of the solver and the analysis of the results were performed in the NUMECA software. When creating a numerical model, we used the function of cooling blowing modeling directly from the edges of the grid model elements Cooling / Bleed.

УДК 629.036

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ СОПЛОВОГО АППАРАТА НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТА

*Волков А.А., Акунец М.В., Бузин В.М.*

*akunetsm@list.ru*

Научный руководитель: Г.М. Попов, канд. техн. наук, доцент

*(Самарский национальный исследовательский*

*университет имени академика С.П. Королева, г. Самара)*

В данной работе описан процесс создания численной модели и влияние параметров сеточной модели и решателя на точность расчётов. Данные для построения геометрической и численной модели были взяты из отчёта NASA. Построение сеточной модели, настройка решателя и анализ результатов производился в программном пакете NUMECA.

В современном авиационном двигателестроении при моделировании рабочего процесса турбины широко применяются численные модели, посредством которых решаются задачи газодинамики. Однако модели, стремящиеся наиболее точно описать физические процессы, требуют большое количество вычислительных ресурсов, и в настоящее время актуальной проблемой является сокращение требуемых вычислительных мощностей с сохранением достаточной точности численной модели. Поэтому возникает необходимость верификации полученных результатов и определении зависимостей искомой расчетной характеристики от значений параметров численной модели, в чём и заключается цель данной работы.

При создании численной модели наибольшее влияние на точность и скорость расчета оказывают параметры сеточной модели, а также настройки решателя (в частности, модели