УДК 621.452.2

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

© 2012 А.С. Салтыков

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж

Поступила в редакцию 17.10.2012

В статье представлены основные результаты расчетного исследования по совершенствованию конструкции и улучшения характеристик работы сверхзвуковых воздухозаборников боевых авиационных комплексов четвертого поколения. В качестве практических рекомендаций предложены конструктивные мероприятия, направленные на повышение безопасности полетов и улучшение взлетнопосадочных характеристик боевых воздушных судов.

Ключевые слова: боевое воздушное судно четвертого поколения, сверхзвуковое входное устройство, интенсивность вихревого потока, посторонние предметы, численный метод исследования, бортовое защитное устройство, дополнительное окно подпитки.

Получение льготной лицензии ANSYS Academic Teaching для численного моделирования исследуемых процессов открыло новые возможности по внедрению наукоемких технологий на кафедре авиационных двигателей ВУНЦ BBC «BBA им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж) в учебный процесс и при проведении научно-исследовательских работ, выполнения выпускных квалификационных работ и для получения новых научных результатов с целью повышения безопасности полетов боевых воздушных судов (BC).

Опыт эксплуатации боевых ВС четвертого поколения свидетельствует о возможности попадания посторонних предметов (ПП) с покрытия аэродрома во входное устройство (ВУ) [1]. Повреждения элементов проточной части силовой установки (СУ) (забоины, вырывы, загибы рабочих лопаток) приводят к преждевременному съему двигателя (ПСД) с эксплуатации, материальным и значительным экономическим потерям. Согласно статистическим данным, высокий уровень ПСД из-за попадания ПП обусловлен рядом причин и факторов. К причинам ПСД относятся: попадание во ВУ и проточную часть двигателя ПП с аэродромного покрытия; попадание птиц и льда в газотурбинный двигатель (ГТД); отсутствие технологической дисциплины (оставление обслуживающим персоналом инструмента и расходного материала в канале СУ); повреждение деталями конструкции и двигателя ВС; нарушение правил эксплуатации ВС (не выдерживание дистанции при рулении и взлете, выкатывание за пределы взлетно-посадочной полосы, грубая посадка и др.). К факто-

Салтыков Александр Сергеевич, кандидат технических наук, преподаватель. E-mail: irk_sas@mail.ru

рам ПСД из-за попадания ПП относятся: условия эксплуатации и содержания искусственных аэродромных покрытий и грунтовых частей летного поля. На основе статистических данных установлено, что ПСД происходит, в том числе и вследствие разрушения участков искусственного покрытия. На аэродромном покрытии появляются ПП, которые приводят к ухудшению газодинамических параметров СУ, в виде фрагментов различных форм и размеров - заполнители швов, бетонная крошка и осколки щебня диаметром до 3 мм, реже от 20 до 50 мм [1].

На современных боевых ВС четвертого поколения используется сверхзвуковое ВУ прямоугольного сечения со скосом. Сочетание таких факторов как: повышенный расход воздуха через двигатель, его низкое расположение и неудовлетворительное состояние аэродромного покрытия приводит к увеличению уровня ПСД с эксплуатации по причине попадания ПП с покрытия аэродрома, о чем свидетельствуют информационно-аналитические выпуски ВВС [1].

Таким образом, в качестве в качестве объекта исследования выбрана модель сверхзвукового воздухозаборника (ВЗ) боевого ВС четвертого поколения типа Су-27 и МиГ-29 (рис. 1). Согласно существующей классификации, данный ВЗ относится к вихревому типу [1]. Исследования, направленные на уменьшение его интенсивности вихревобразования являются важными и актуальными, в связи с тем существует опасность подхвата свободнолежащего ПП на аэродромном покрытии и попадании его в тракт ГТД, что в свою очередь влияет на вероятность своевременного вылета боевого ВС и в конечном итоге на уровень безопасности полетов.



Рис. 1. Объект исследования – сверхзвуковой ВЗ типа МиГ-29 и СУ-27

Использование разнообразных средств и способов защиты авиационных двигателей не позволяет в полной мере защитить СУ, а применяемые методики оценки интенсивности вихревого потока не достаточно четко показывают качественную картину протекания вихреобразования перед ВЗ [1]. Таким образом, разработка и применение способа измерения интенсивности вихревого потока перед ВЗ боевого ВС и поиск путей для обеспечения защиты СУ от попадания ПП, направленных на повышение уровня боевой эффективности, позволит успешно решать задачи, связанные с защитой СУ от попадания ПП.

Способ измерения интенсивности вихря по векторному полю скоростей, представлен в виде определения циркуляции потока I, вычисляемой по контуру в форме окружности, охватывающему со всех сторон исследуемый вихрь (рис. 2). На разработанный способ определения интенсивности вихревого потока был получен патент РФ на полезную модель [2]. Данный подход основывается на результатах многочисленных экспериментальных исследованиях, в процессе которых установлено, что сам вихрь замыкался на контур, в форме круга. Используемый способ подробно описан в работе [3]. На основании разработанного способа была произведена оценка интенсивности вихревого потока, в том числе и с учетом внешних факторов (скорости ветра и его направления).

На экспериментальной установке, которая описана в работе [4] была произведена оценка интенсивности вихревого потока и получена вихревая характеристика ВЗ в изолированных условиях и с учетом влияния внешних факторов. Было установлено, что наиболее опасным направлением ветра является встречный, а интенсивность вихреобразования увеличивается по мере достижения условия сдува вихря, скорость которого достигает 5-10 м/с. Таким образом, в результате проведения эксперимента определены характерные условия возникновения вихря, место и координаты его расположения перед нижней кромкой ВЗ, время его существования, и получена вихревая характеристика ВЗ.

В связи с тем, что экспериментальные исследования дорогостоящие и трудозатратны, то в качестве метода исследования процесса вихре-



Рис. 2. Разложение скорости на радиальную и тангенциальную ее составляющие

образования был выбран численный метод. Достоинством математического моделирования является то, что численный эксперимент позволяет получить невидимую в естественных условиях картину, индуцируемую вихревыми жгутами и связано с тем, что в натурном эксперименте время их существования незначительно.

Исследование возникновения вихревых потоков происходящих в пространстве между покрытием аэродрома и входом в воздухозаборные каналы было выполнено на основе метода конечных объемов с использованием вычислительного комплекса ANSYS CFX, который является мощным средством решения различных инженерных газодинамических задач [5]. Порядок разработки математической модели следующий: создание модели в графической среде Solid works с заданным масштабом 1:10 (рис. 3); построение расчетной сетки в препроцессоре ICEM CFD; задание и приложение граничных условий в препроцессоре; расчет параметров в расчетном модуле; получение данных пост процессоре; анализ полученных результатов.

Газодинамика воздухозаборных каналов опи-



Рис. 3. Построение 3D модели расчетной области в графическом редакторе



Рис. 4. Приложение граничных условий

сывается дифференциальными уравнениями турбулентного течения газа, которые могут быть решены конечно-разностными методами, основанными на усреднении системы уравнений в частных производных, описывающих законы сохранения массы, энергии, импульса в турбулентной системе. Используемый пакет ANSYS CFX позволяет численным методом производить решение сложных практических задач газодинамики, на основе выбранной моделей турбулентности. Среди дифференциальных моделей турбулентности одной их наиболее популярных и используемых является двухпараметрическая $k - \varepsilon$ модель [6], где по результатам исследования установлено, что расхождение экспериментальных и расчетных данных, при использовании модели $k - \varepsilon$ – достигает 10...15%.

В процессе расчета задавались следующие начальные условия: рабочее тело – идеальный газ при стандартных атмосферных условиях Т = 288 K, P_a = 101325 Па, расход газа через ВЗ $G_{_{\rm B}}$ = 1 кг/с (как и на экспериментальной установки, которая разработана с учетом требований по теории подобия); граничные условия заданы следующие: условие «opening» – граничное условие на границе с атмосферным воздухом $P=P_a$; «wall» – условие непротекания на стенках к по-

току газа $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$; «outlet» — условие выхода потока газа $P = P_m$. Реализация приложенных граничных условий показана на рис. 4. Для точности расчетов в программном пакете ANSYS CFX



использовался критерий сходимости 10-4.

Из обзора литературы установлено, что вихревой поток образовывается в пространстве между ВЗ и покрытием аэродрома [1, 6]. Поэтому формирование ячеек в расчетной сетке должно быть настолько плотным, насколько это возможно, особенно в области формирования вихревого потока. Область вычислений была разбита на несколько объемов, для того чтобы можно было точно следить за поведением вихревого потока в области его существования. Сложным этапом создания сетки было расположение ячеек перед и под ВЗ. Применение метода увеличения числа ячеек внутри исследуемой области (метод Refine), который показан на рис. 5 позволил увеличить число ячеек в 3 раза, по сравнению с числом ячеек, без применения данного метода [6].

Результатом работы явилась разработка алгоритма, который позволил получить вихревые структуры различной интенсивности. На базе предложенного алгоритма возможно исследовать и предлагать к практическому использованию различные защитные средства технологической и конструктивной направленности в том числе и с учетом влияния внешних факторов (скорости и направления ветровых воздействий, которые значительным образом влияют на исследуемую системы в целом). В качестве аргументов, доказывающих склонность ВЗ к вихреобразованию на покрытии аэродрома, используются векторное поле скоростей, поле давлений и линии тока, выстраиваемые в узловых точках



Рис. 5. Этапы создания сетки: (а) общий вид сетки; (б) применение метода Refine



(вид слева)

в) поле давлений(вид сверху)

Рис. 6. Визуализация расчета вихревых характеристик. Модель исследуемого ВЗ без защитного устройства и влияния внешних факторов

по вектору местной скорости потока (рис. 6)

Сближение ВЗ с покрытием аэродрома, ведет к сильному течению потока по направлению к нижней кромке ВЗ. В этих условиях возможно визуализировать два вихря, поднимающихся в ВЗ СУ, которые показаны на рис. 6 (а). При отсутствии влияния внешних факторов оказывается, что эти два вихря имеют разнонаправленное вращение. Располагая данными численного эксперимента по исследованию вихревого потока с использованием вышеописанных условий проведения численного эксперимента перед ВЗ СУ без конструктивных средств защиты можно сделать следующие выводы:

1. Источником энергии для забора воздуха в воздухозаборный канал СУ является осевой компрессор, создающий разрежение среды на его входе – на выходе из ВЗ. Под действием избыточного перепада давления воздух из окружающей среды устремляется на вход в компрессор через воздухозаборный канал.

2. При работе СУ вход в ВЗ представляет для внешней среды распределенный по поверхности *F*_{px} сток, расположенный на покрытии аэродрома.

3. Стенки ВЗ оказывают силовое воздействие на поток, забираемый из внешней среды, заставляя его огибать непротекаемые поверхности стенок. Наибольшее воздействие тела ВЗ на внешний поток имеет место у передних кромок его обечаек.

Анализ распределения тангенциальной скорости вдоль оси ∂x показал, что полученные ре-



а) векторное поле скоростей (вид слева)

зультаты имеют хорошее качественное совпадение с физическим течением потока перед ВЗ:

- существует два максимума тангенциальной скорости, как показано на рис. 6(а);

- точка мнимого стока при отсутствии ветра находится перед плоскостью входа, как показано на рис. 6(б);

- максимум тангенциальной скорости, соответствующий большему ее модулю, находится перед ВЗ;

- распределение статического давления под ВЗ (рис. 6(в)) имеет характерную вытянутую форму и наличие области пониженного давления перед корпусом ВУ. Такое распределение вызвано вытеснением части объема газа корпусом ВЗ, увеличением скорости потока непосредственно перед корпусом и, как следствие, снижением давления.

Полученные результаты позволили перейти к реализации конструктивного средства защиты СУ от попадания ПП, в виде отсекающей панели, которая располагается под нижней кромкой ВЗ. Геометрические размеры защитного устройства (ЗУ) и координаты ее расположения в пространстве взяты из проведенного цикла гидродинамических исследований. На основе разработанной математической модели вихревого потока были получены результаты численного моделирования с использованием полей давлений и скоростей, в том числе с наличием внешних факторов (скорости и направления ветра), результаты которого представлены на рис. 7, 8.



б) поле давлений (вид сверху)

Рис. 7. Результаты численного моделирования. Модель исследуемого ВЗ с наличием $3Y(V_e = 0 \text{ м/c})$





а) векторное поле скоростей (вид слева) б) поле давлений (вид сверху) **Рис. 8.** Результаты численного моделирования. Модель исследуемого ВЗ с наличием ЗУ, при влиянии встречного ветра (V_e=5 м/с)

Установлено, что снизить интенсивность вихревого потока при влиянии внешних факторов возможно, установив ЗУ прямоугольной формы с боковыми кромками на величину выдвижения $\overline{\lambda}_n = 0.47$ и с заданным углом ее отклонения на 15°. Результат численного эксперимента показал, что наличие ЗУ замыкает вихрь перед ВЗ на введенную в засасываемый поток отсекающую поверхность, поэтому в районе применения ЗУ вихря не существует; размывает поток, сходившийся ранее к точке мнимого стока. Точка мнимого стока переместилась вперед; уменьшилась горизонтальная скорость V, воздуха на покрытии аэродрома, индуцируемая размытым вихрем и снизилось страгивание с места ПП. Скорость V, снизилась на 25% в сравнении с данными, полученными перед моделью ВЗ без конструктивных средств защиты.

Для верификации данных в репперных точках была построена зависимость $I=f(H_{\mu\kappa})$ (рис. 9), на основе разработанного способа определения интенсивности вихревого потока. Сходимость данных составила 85%, что говорит высоком качестве разбиения гексаэдрической сетки. Различия в полученных результатах вызваны учетом влияния кормовой части СУ, длины ее канала, размерами исследуемой области и тем, что среда считается идеальным несжимаемым газом.

Разработанный алгоритм математической модели вихревого потока позволил перейти к



Рис. 9. Верификация результатов расчета с экспериментальными данными

решению других важных задач - усовершенствованию устройств дополнительной подпитки воздухом сверхзвуковых ВЗ авиационных СУ боевых ВС с целью увеличения коэффициента сохранения полного давления (y_{ex}) за счет увеличения относительной площади входа ВЗ.

Одним из требованием, предъявляемых к ВС фронтовой авиации является возможность выполнения боевой задачи при воздействии неблагоприятных факторов, с использованием всех режимов полета. В свою очередь к ВС предъявляются требования по высокой боевой эффективности и безопасности полетов. В значительной степени эти требования обеспечиваются характеристиками СУ боевого ВС. Площадь входа во ВУ на малых скоростях полета при повышенных режимах работы СУ становится недостаточной для плавного протекания потребного количества воздуха. Это приводит к тому, что поток на входе разгоняется, местные углы атаки на острые передние кромки обечайки ВУ становятся значительными и поток отрывается. При этом зона отрыва становится значительнее, чем выше режим работы СУ и меньше скорость полета. Зона отрыва распространяется вплоть до входа в компрессор двигателя. Структура потока становится неравномерной и нестационарной. Именно эти факторы и стали определяющими для усовершенствования конструкции ВУ. Анализ конструкции устройств дополнительной подпитки воздухом сверхзвуковых ВЗ боевых ВС, показало эффективность ее применения, особенно на этапах взлета и посадки для обеспечения требуемого запаса газодинамической устойчивости [7]. Сегодня устройства дополнительной подпитки воздуха применяются практически на всех типах ВС отечественного (МиГ-29, Су-27, Су-34, Ту-22) и зарубежного (Harrier - GR5, Mirage - 2000N) производства. При выполнени анализа конструкции установлено, что на ВС типа МиГ-29 отсутствует возможность дополнительной подпитки воздухом, кроме использования «верхнего входа», поэтому в качестве объекта исследования был



Рис. 10. САД модель ВУ типа МиГ-29

выбран ВУ (рис. 10) самолета МиГ-29, как ВС, которое имеет достаточной малый расход газа G_{o} и сравнительно небольшую площадь окон «верхнего входа», а это неприемлимо для осуществления взлета и посадки [1].

Был использован подход по разработке математической модели, который описан выше. Отличительными особенностями являлось задание на входе в расчетную область (рис. 11) следующих параметров воздуха: модель реального газа, температура - 288,15 К, давление - 101325 Па, скорость набегающего потока - 55,5 м/с. Параметр на выходе: расход воздуха $G_e = 77$ кг/с, что соответствует режиму «Максимал» двигателя РД- 33 2С [1].

Для стенок ВЗ и покрытия аэродрома было задано граничное условие непротекания. В ходе расчетов изменялись такие параметры как: расход воздуха G_e и скорость набегающего потока, которые имитируют взлета самолета. Результа-



Рис. 11. Приложение граничных условий

ты расчета представлены на рис. 12 - 14. Полученные данные позволяют сравнивать параметры ВЗ без створки дополнительной подпитки воздухом и с ее применением. По полученным картинам поля давлений (рис. 13) на входе в двигатель было вычислено значение коэффициента сохранения полного давления (y_{ax}) на входе в двигатель и пересчитаны основные параметры двигателя (табл.1) и сделан вывод о том, что применение дополнительного окна подпитки воздухом позволит повысить экономичность - уменьшить удельный расход топлива C_{yd} , увеличить коэффициент сохранения полного давления y_{ax} , что приведет к увеличению тяги двигателя.

Таким образом, применение современных расчетных программных продуктов для решения задач, направленных на повышение надежности и безопасности полетов авиационной техники является оправданным. Использование



Рис. 12. Поле давлений (вид слева) а) без створки подпитки; б) со створкой подпитки



Рис. 13. Поле давлений (вид сзади)

а) без створки подпитки

б) со створкой подпитки Using of ANSYS



Рис. 14. Поле скоростей (вид слева)

Таблица 1. Из	зменение основных па	раметров двигателя с	применением ство	рки подпитки
---------------	----------------------	----------------------	------------------	--------------

Параметр	Без створки подпитки	Со створкой подпитки	Изменение в %
Коэффициент восстановления полного давления, σ_{er}	0,912	0,97	^ 6 %
Удельная тяга двигателя, <i>Р_{уд}</i> , Н с/кг	611,79	630,25	^ 2,9 %
Тяга двигателя, <i>P</i> , H	7370,96	7780,86	^ 5,2 %
Удельный расход топлива, <i>С_{уд}</i> , кг/(Н·ч)	0,083	0,081	v 2,5 %

расчетного комплекса ANSYS позволяет повысить качество образования и заложить в выпускниках ВУЗа научно-исследовательский потенциал, который будет залогом успешного развития всей науки в РФ в целом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Исследование вихревых течений потока перед воздухозаборниками авиационной силовой установки с газотурбинными двигателями/ Н.В. Даниленко, П.М. Кривель, С.В. Пахомов, А.М. Сафарбаков, М.М. Федотов, Иркутск: ИВВАИУ(ВИ), 2008, 440 с.
- Федотов. Иркутск: ИВВАИУ(ВИ), 2008. 440 с. 2. Пахомов С.В., Салтыков А.С., Федотов М.М. Устройство для определения интенсивности вихревого движения среды под воздухозаборником воздушного судна / Патент на полезную модель №82327 РФ, МПК⁷ G01М 9/00.; заявитель и патентообладатель ИВВАИУ(ВИ) - № 2008152627/22; заявл. 29.12.08; опубл. 20.04.09, Бюл. № 11.
- 3. Салтыков А.С., Федотов М.М. Экспериментальные исследования процесса вихреобразования под вход-

ным устройством самолета с использованием вихревых характеристик воздухозаборника // Вестник ИрГТУ № 4. 2009. С. 45-48.

- Алексеев А.А., Пашталян М.В., Салтыков А.С. Установка для проведения экспериментальных исследований, моделирующая вихревые течения перед входным устройством боевого самолета // Всероссийская научно-практическая конференция «Инновации в авиационных комплексах и системах военного назначения». Воронеж, 2009. С. 14-18.
- значения». Воронеж, 2009. С. 14-18. 5. Салтыков А.С., Иванов Е.А., Нескоромный Е.В. Исследование вихреобразования перед моделью воздухозаборника численным методом // Перспективы развития и совершенствования эксплуатационных свойств летательных аппаратов и силовых установок (выпуск 1 часть 7). Сборник статей XX Межвузовской НПК. Воронеж: Военный авиационный инженерный университет, 2010. С. 77-80.
- Jet engine ground vortex studies, L.Rehby, D.G. MacManus, School of engineering department of aerospace sciences MSc aerospace dynamics academic, 2007. 135 p.
- 7. Даниленко Н.В. Кривель П.М. Теория авиационных двигателей: учебник в 2 ч. Ч1. Иркутск: ИВВАИ-У(ВИ), 2006. 468 с.

SOFTWARE FOR CALCULATE THE CHARACTERISTICS OF AVIATION COMBAT AIRCRAFT POWERPLANTS TO INCREASE FLIGHT SAFETY

© 2012 A.S. Saltykov

Military Scientific Center Air Force «Prof. N.E. Zhukovsky's and U.A. Gagarin's Military Air Academy», Voronezh

The article presents the main results of the research on improving the design and of supersonic air inlets characteristics of combat aircraft complexes of the fourth generation. Constructive activities aimed on improving the flight safety and the take-off and landing characteristics of combat aircraft are offered for practical recommendations Key words: combat aircraft of the fourth generation, supersonic air inlet, intensity of the vortex flow, foreign bodies, numerical method of research, airborne protective device, sub window feed.

Alexandr Saltykov, Candidate of Technical Science, Lecture. E-mail: irk_sas@mail.ru