

УДК 518

Ю.Н. ШМОТИН¹, А.А. РЯБОВ², Д.В. ГАБОВ¹, С.С. КУКАНОВ²¹ОАО «НПО «САТУРН», Россия²ЗАО «Саровские лаборатории», Россия

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРЫВА ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

Рассмотрено решение задачи о численном моделировании обрыва лопатки вентилятора авиационного двигателя и взаимодействия фрагментов лопатки с соседними лопатками и корпусом вентилятора. Исследовано влияние постановки задачи, гипотезы фрагментации лопатки, критериев разрушения и динамического трения на результаты расчетов. Выполнено сопоставление результатов расчета с доступными экспериментальными данными. Разработанная методика численного моделирования использована при разработке вентилятора авиационного двигателя SaM-146.

безопасность, авиационный двигатель, прочность, численное моделирование, обрыв лопатки вентилятора, LS-Dyna

Введение

Авиационный двигатель должен быть спроектирован таким образом, чтобы свести к минимуму развитие опасных для двигателя состояний в процессе эксплуатации [1]. Обрыв лопатки ротора вентилятора может стать причиной аварийной ситуации. Поэтому при проектировании корпуса ротора вентилятора необходимо обеспечить локализацию повреждений вследствие разрушения лопатки ротора, а также в результате вторичных явлений, возникающих при ее разрушении.

Данная задача традиционно решается на этапе проектирования с применением полуэмпирических расчетных методов [2] и подтверждается экспериментально на этапе сертификации путем принудительного обрыва одной из лопаток.

Для обеспечения положительных результатов в эксперименте необходимо на этапе проектирования использовать методы расчета, которые наиболее точно описывают процесс обрыва лопатки вентилятора и взаимодействие ее фрагментов с соседними лопатками и корпусом вентилятора.

В данной статье рассматривается применение программных средств LS-Dyna для решения такой задачи. В качестве объекта исследования рассмотр-

им вентилятор двигателя SaM-146 (рис. 1)

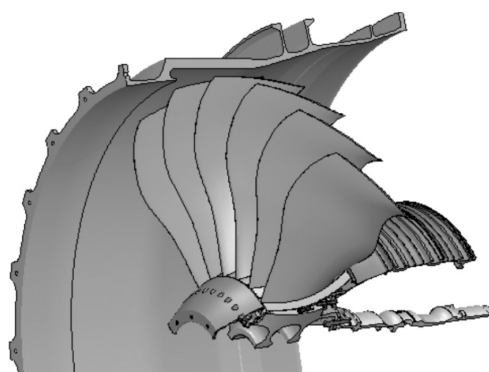


Рис. 1. Объект исследования

1. Анализ проблемы

Анализ проблемы обрыва лопатки вентилятора показывает, что в процессе моделирования необходимо последовательно решать четыре задачи:

1. Статическое деформирование вентилятора при вращении с постоянными оборотами;
2. Нестационарное деформирование элементов конструкции в процессе обрыва лопатки – развитие трещины в корневой части пера;
3. Динамическое деформирование при соударении оборвавшейся лопатки с элементами конструкции (фрагментация лопатки и взаимодействие фрагментов с корпусом, набегающей лопаткой и т.д.);

4. Динамическое деформирование при разбалансировке ротора.

Для решения этих задач была разработана методика, включающая следующие основные этапы:

1. Импорт и при необходимости доработка CAD-моделей;
2. Разработка и проверка FEM моделей большой размерности;
3. Численное моделирование стационарных напряженно-деформированных состояний;
4. Численное моделирование нестационарных процессов деформирования;
5. Постпроцессорная обработка и анализ результатов расчетов.

2. Статическое деформирование ротора

Разработка конечно-элементных (КЭ) моделей является трудоемким подготовительным этапом. Для выбора оптимальной КЭ сетки был использован прием последовательного сгущения расчетных сеток. В процессе расчетных исследований было изучено влияние размерности сетки лопатки на распределение НДС и уровни максимальных напряжений. Наиболее важным было исследование влияния количества элементов по толщине пера лопатки. Использовались сетки с 2, 3, 4, 5 КЭ по толщине пера. При выборе окончательного варианта размерности сетки учитывалось два важнейших фактора: точность решения и возможность получения результатов на располагаемых вычислительных ресурсах. Данные исследования были выполнены в комплексе ANSYS в постановке лопатка плюс диск на секторе одной лопатки. На этом этапе для контактирующих поверхностей лопатки и диска задавалось трение, на других контактах – «жесткая склейка». Расчеты проводились при заданных оборотах ротора. На рис. 2 приведена оптимальная расчетная сетка с тремя КЭ по толщине пера, при этом в зоне максимальных напряжений (в корневом сечении) используется 5

КЭ. С учетом выбранных критериев была разработана КЭ модель ротора 90° (рис. 3).

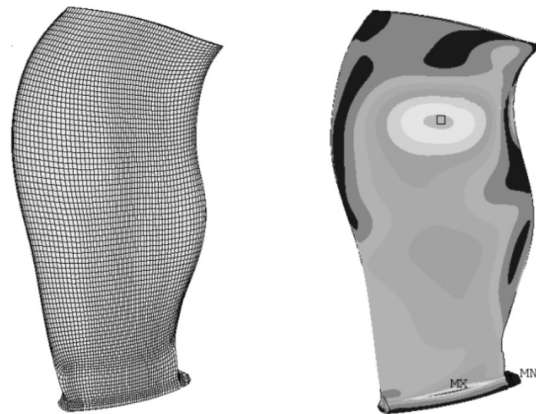


Рис. 2. КЭМ лопатки и распределение напряжений

Статические расчеты на основе созданной КЭМ проводились по программе ANSYS с использованием решателей Sparse и PCGOUT. Для подтверждения достоверности решения задач были проведены дополнительные расчеты статических полей средствами LS-Dyna.

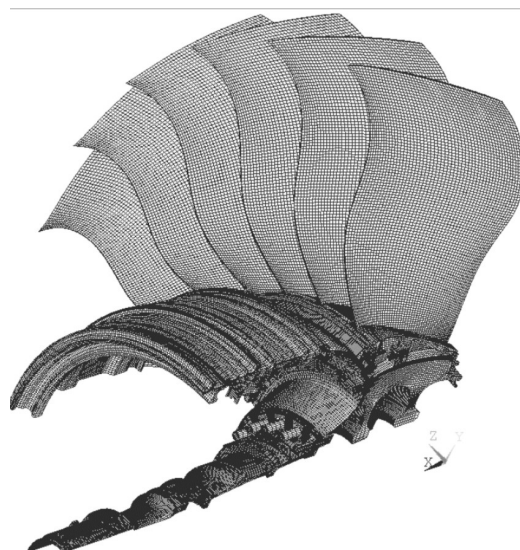


Рис. 3. КЭМ ротора (90°)

Сравнительный анализ результатов показал, что результаты, полученные по программам ANSYS и LS-Dyna, хорошо согласуются как по максимальным значениям, так и по распределению полей в конструкции. Данный факт подтверждает достоверность результатов, получаемых на основе этих программ, и позволяет при решении статических задач боль-

шой размерности (которые не могут быть решены средствами ANSYS) использовать LS-Dyna.

3. НДС ротора при обрыве лопатки

С целью исследования развития трещины на изменение НДС деталей ротора был смоделирован процесс развития трещины. При этом были приняты следующие предположения:

- зона зарождения трещины известна и находится в зоне перехода пера лопатки в хвостовик;
- траектория развития трещины строго параллельна хвостовику лопатки;
- скорость развития трещины постоянна и равна скорости звука в титане.

Основываясь на данных предположениях был разработан алгоритм развития трещины: в заданные моменты времени происходит удаление элементов в зоне трещины. В качестве начального НДС использовались результаты, полученные средствами LS-Dyna. По расчету развития трещины сделаны следующие выводы:

1. В процессе развития трещины в лопатке НДС соседних лопаток и диска практически не изменяется. Учитывая данный факт, при решении дальнейших задач в целях экономии времени следует использовать модель мгновенного отрыва лопатки.
2. До момента столкновения оборвавшейся лопатки с другими лопатками вылета последних из мест их закрепления не происходит.

4. Моделирование обрыва лопатки

В процессе проведения расчетных исследований динамики деформирования ротора и корпуса после обрыва лопатки было установлено, что в КЭ модель необходимо включать все силовые элементы ротора и КЭ модель корпуса (рис. 4). Одна из лопаток изначально оторвана в корневой зоне. В модели вентилятора учтены контактные взаимодействия между всеми элементами конструкции. Коэффициент тре-

ния был выбран таким образом, чтобы смоделировать предельное нагружение.

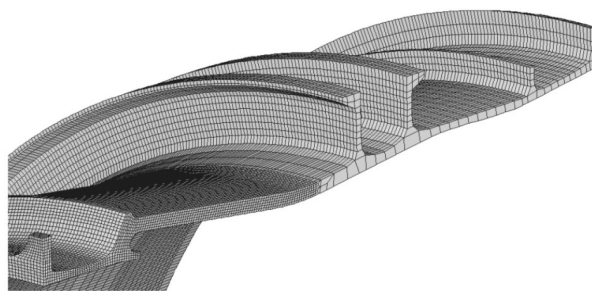


Рис. 4. КЭ модель корпуса (180°)

Деформирование материалов ротора (титан) и корпуса (алюминий) описываются на основе диаграмм деформирования, полученных в результате статических и динамических испытаний. При проведении расчетов учитывалось разрушение материалов конструкции по заданному критерию.

Нагружение конструкции осуществлялось мгновенным приложением начальной угловой скорости ко всем элементам ротора. Для моделирования разрушения оборванной лопатки были использованы две гипотезы фрагментации: естественная фрагментация и принудительная. Первая основана на удалении из расчета тех элементов лопатки, в которых достигается заданное критериальное значение интенсивности пластических деформаций и таким образом лопатка естественным путем распадается на фрагменты. Вторая гипотеза основана на том, что размер фрагментов лопатки и время их образования известны заранее, поэтому естественное разрушение лопатки не учитывается, а в заданное время лопатка искусственно «разрезается» на фрагменты заданного размера. Принудительная фрагментация лопатки задается из эксперимента, и в данной статье рассматриваться не будет.

Результаты расчетов с естественной гипотезой фрагментации лопатки приведены на рис. 5. Видно, что лопатка разрушается на три фрагмента.

Анализ результатов расчетов показывает, что наибольшую опасность вызывают растягивающие напряжения на наружной поверхности корпуса в

зоне удара последнего фрагмента и в корневой части лопатки со стороны зуба (рис. 6).



Рис. 5. Фрагментация лопатки вентилятора

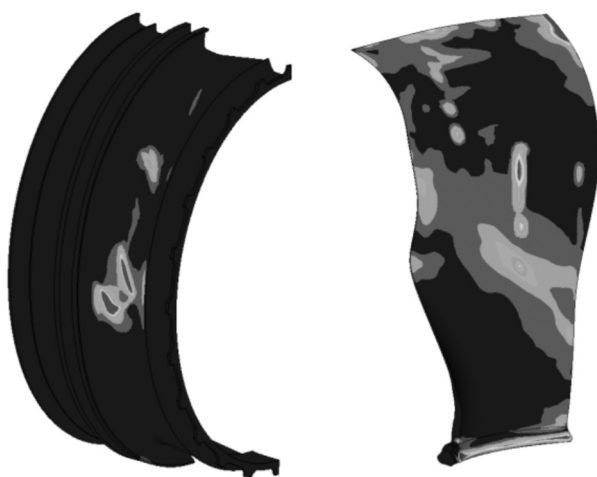


Рис. 6. Распределение интенсивности напряжений

Заключительной частью прочностных расчетов является оценка прочности, и определение коэффициентов запасов прочности. Что касается коэффициентов запаса прочности, то их вычисление для элементов, работающих в областях упругих деформаций, не представляет труда. Другое дело, когда материал деформируется упруго – пластически, при этом деформации могут быть одного порядка с относительным удлинением δ при разрыве.

В этом случае важнейшим является наличие достоверного критерия разрушения. Классические критерии разрушения, основанные на силовых параметрах (усилия, напряжения ...) могут дать результат далекий от действительности. При развитой пластической деформации малое увеличение нагрузки вызывает большой рост деформаций. Поэто-

му деформации имеют более значимый характер. Несмотря на большие трудности с регистрацией больших деформаций при проведении экспериментов, они по сравнению с напряжениями, все-таки являются измеряемыми величинами. Таким образом, критерий прочности, основанный на деформационных параметрах, может быть более представительным для прогнозирования возможности (или невозможности) разрушения. Необходимо отметить, что для установления критерия разрушения необходимо провести большой объем расчетных и экспериментальных исследований на образцах и моделях лопаток и корпуса. Ввиду того, что к настоящему времени эти работы не закончены, в расчетах в качестве критериального параметра принята интенсивность деформации (или первая главная деформация).

Расчет допустимой толщины корпуса проверялся на базе энергетического метода $E_A \geq E_K$, где E_K – кинетическая энергия лопатки, а E_A – поглощающая способность корпуса. В расчете учитывалась кинетическая энергия фрагмента, угол взаимодействия фрагмента с корпусом и периметр взаимодействия. На рис. 7 приведены результаты расчета толщины корпуса вентилятора.

В качестве дополнительной иллюстрации на рис. 8 представлено поведение элементов конструкции ротора при обрыве лопатки вентилятора после первого столкновения оборвавшейся лопатки с набегающей лопаткой.



Рис. 7. Определение толщины корпуса

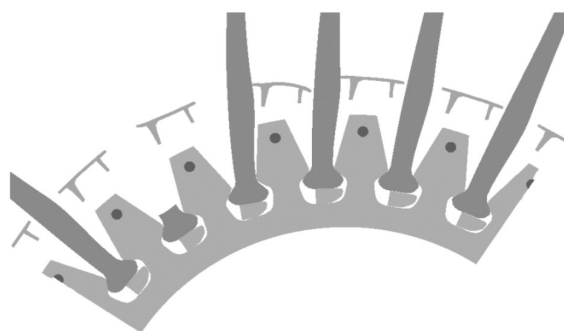


Рис. 8. Поведение элементов ротора при обрыве лопатки

5. Дисбаланс ротора

При обрыве одной из лопаток ротора вентилятора и взаимодействии ее фрагментов с конструкцией возникает дисбаланс ротора. Расчет траектории движения ротора при дисбалансе выполняется с использованием динамической модели двигателя и в данной работе не рассматривается. Траектория движения ротора задается как начальное условие. В расчете была использована КЭ модель ротора 90° и корпуса 360° .

В деформации лопаток, трущихся о корпус при дисбалансе, значительный вклад вносит овализация корпуса. Необходимо отметить, что максимальный уровень овализации корпуса реализуется от удара оборвавшейся лопатки, а не от трения лопаток об корпус в результате дисбаланса.

На рис. 9 приведено поле распределения деформаций в трущихся лопатках.

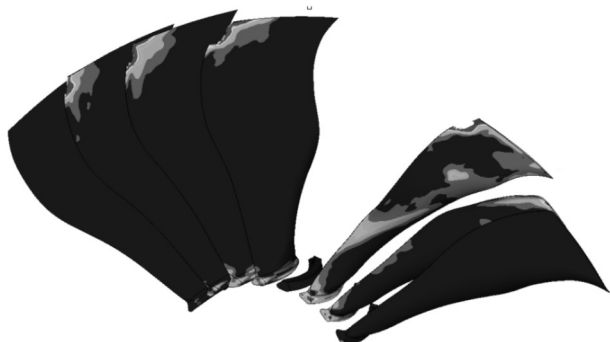


Рис. 9. Интенсивность деформаций в трущихся лопатках

Анализ полученных результатов показывает, что происходит разрушение кончиков лопаток, связанное с их контактным взаимодействием с корпусом.

Заключение

Разработана методика, позволяющая определять напряженно деформированное состояние и прочность элементов ротора и корпуса при стационарном режиме нагружения, при обрыве лопатки и дисбалансе ротора. Точность методики подтверждена путем сравнения решений с использованием программных средств ANSYS, LS-Dyna и экспериментальными данными [3].

На основании расчетных исследований, проведенных по данной методике, были выявлены особенности деформирования элементов вентилятора, выработаны рекомендации по усовершенствованию конструкции.

С учетом рекомендаций разработана конструкция вентилятора удовлетворяющая требованиям по прочности и безопасности при нормальных условиях эксплуатации и в аварийном режиме.

Литература

1. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности. Нормы летной годности двигателей воздушных судов.
2. Нормы прочности, ЦИАМ, 1990.
3. Carney K.S., Perrira M., Revilock D., Mathney P., Jet Engine Fan Blade Containment using Two Alternative Geometries. 4th European Users Conference, Germany, Ulm, 2003.

Поступила в редакцию 3.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук М.Л. Кузменко, ОАО НПО «Сатурн», Рыбинск.