

УДК 629.7.036.34

ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИ ЗАБРОСА ПТИЦЫ НА ВХОД В АВИАЦИОННЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

М.В. КУЗЬМИН, А.Р. КИРСАНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Сиротиним Н.Н.

Представлено описание процедуры валидации расчетной модели заброса птиц на вход в газотурбинный двигатель (ГТД) и предшествующей верификации ее основных компонентов. Приводятся расчетные и экспериментальные данные в качестве документального свидетельства точности, воспроизводимости и чувствительности модели.

Ключевые слова: валидация модели, верификация, заброс птиц, разрушение, газотурбинный авиационный двигатель.

Введение

Для анализа и оценки птицестойкости проектируемого двигателя была разработана модель заброса птиц в двигатель. Методика создания модели и расчетов попадания птиц в двигатель была освидетельствована на двигателе-прототипе. Валидация модели заброса птиц в двигатель-прототип проводилась для подтверждения ее способности воспроизводить реальный процесс в пределах установленных параметров. Оценка точности, чувствительности и повторяемости расчетной модели выполнялась по сходимости расчетных тестов с эталонными стендовыми испытаниями птицестойкости двигателя-прототипа. Используемые случаи заброса птиц в двигатель в стендовых испытаниях различались между собой результирующими повреждениями рабочих лопаток.

Стадии валидации расчетной модели заброса птицы предшествовала верификации ее компонентов. В ходе верификации определялось соответствие характеристик составляющих элементов расчетной модели заранее определенным требованиям.

Структура расчетной модели заброса птиц в двигатель:

- модель птицы;
- модель разрушения материала рабочих лопаток вентилятора;
- модель первой ступени КНД с ВНА;
- схема испытаний по забросу птиц.

Требования для модели птицы и модели разрушения материала рабочих лопаток вентилятора определялись на основе натурных испытаний образцов.

Верификация модели птицы

Верификация модели птицы выполнялась с использованием экспериментов Джеймса Вилбека при высокоскоростном попадании цыпленка в жесткую пластину [1]. Современное численное моделирование поведения птицы при ударе во многом базируется на результатах его экспериментов и полученных им заключениях об особенностях поведения материала птицы и ее заменителях при соударении с жесткой пластиной на скоростях, достаточных для сильной деформации и гидродинамического поведения экспериментальной птицы (100 – 300 м/с).

Главный вывод из его исследований: заменитель птицы может быть однородным. Это позволяет в натурных и численных тестах использовать однородную структуру птицы с унифицированными свойствами. Второй вывод из полученной гидродинамической модели материала птицы и ее экспериментальной проверки состоит в том, что птица может быть описана как низкопрочный материал с уравнением состояния воды со средней плотностью 950 кг/м^3 и пористостью 10% или с той же плотностью без пористости. Такая плотность ниже, чем у воды, и равна осредненной плот-

ности птицы с учетом полостей, костей, перьев и других анатомических особенностей. Заметим, что в настоящее время эта плотность является ссылочной при численном моделировании.

Геометрия птицы является важным фактором [2]. Самая подходящая форма – цилиндр с полусферами с аспектом 2. В расчетных тестах геометрия снаряда должна повторять снаряд в эксперименте.

Джеймсом Вилбеком была разработана нестационарная гидродинамическая модель птицы [1]. Когда напряжения, возникающие при ударе, значительно выше предела текучести материала, то задачу можно приближенно рассматривать как гидродинамическую, пренебрегая прочностными свойствами материала птицы, так как при ударе доминирующим фактором является плотность материала птицы [1; 3-5]. Для обеспечения способности модели птицы сохранять свою форму при низких давлениях материал птицы моделируют упруго-пластическим [1; 5]. А во время удара при высоких давлениях материал птицы описывается уравнением состояния.

При ударе жидкости о жесткую плоскость различают две основных стадии удара: режим ударной волны и стационарного потока. Давление в области скачка уплотнения выражается из уравнений сохранения:

$$\rho_1 u_s = \rho_2 (u_s - u_p); \quad (1)$$

$$P_1 + \rho_1 u_s^2 = P_2 + \rho_2 (u_s - u_p)^2; \quad (2)$$

$$P_2 - P_1 = P_H = \rho_1 u_s u_p, \quad (3)$$

где P_1 и P_2 – давление до и после скачка; P_H – давление Гюгонио; ρ_1 и ρ_2 – плотность до и после скачка; u_s – скорость распространения ударной волны в неподвижной жидкости, при низких скоростях удара может быть заменена скоростью изэнтропической волны в материале $u_s = c_0$ (скорость звука в воде $c_0 \approx 1480$ м/с); u_p – скорость частиц.

Давление в начальный момент удара получается из (3)

$$P_H = \rho_0 u_s u_0, \quad (4)$$

где ρ_0 – начальная плотность; u_0 – начальная скорость столкновения.

Скорость ударной волны и скорость частиц связаны линейным уравнением Гюгонио

$$u_s = c_0 + k u_p, \quad (5)$$

где k – константа материала (для воды $k = 2$).

Для описания материала птицы использовалось уравнение состояния в виде полинома третьей степени [4; 5]

$$P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3, \quad (6)$$

где $\mu = \rho/\rho_0 - 1$ – изменение плотности во время удара; C_0 – начальное равновесное давление, незначительное; C_1 – модуль объемной упругости; коэффициенты $C_0, \dots, C_3$:

$$C_0=0; C_1=\rho_0 c_0^2; C_2=(2k-1)C_1; C_3=(k-1)(3k-1)C_1. \quad (7)$$

Коэффициенты уравнения состояния и упругопластические свойства материала птицы [4; 5] приводятся в табл. 1.

Таблица 1

УпрС, ГПа			Прочность, ГПа		
C_1	C_2	C_3	G	τ_y	E_{hard}
2,06	6,16	10,3	2,0	$2,0 \times 10^{-8}$	$1,0 \times 10^{-9}$

Существует несколько подходов для численного моделирования взаимодействия птицы с лагранжевой структурой: Лагранжа, Эйлера (A LE) и бессеточный метод SPH (Smooth Particle Hydrodynamics) [2; 5-6]. В случае расчетов птицестойкости на рабочих станциях более эффективно использовать SPH-модель птицы.

На рис. 1 показано расчетное давление в центре твердой пластины при столкновении птицы на скоростях 116 м/с и 197 м/с в сравнении с экспериментами доктора Вилбека [1]. Шкала давления и времени представлены в нормализованном виде.

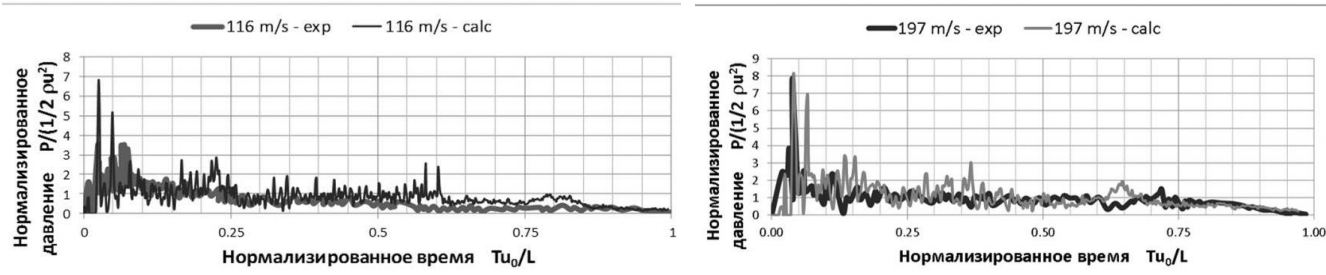


Рис. 1. Сравнение расчета и эксперимента при столкновении птицы с твердой пластиной

На графиках видно три фазы процесса: начальное пиковое давление при соударении, деформация и установившееся течение. Начальное давление при ударе соответствует давлению Гюгонио (для скоростей, использованных в тестах – до 300 м/с)

$$P_H = \rho_0 \cdot c_0 \cdot u_0, \quad (8)$$

где u_0 – начальная скорость столкновения.

По причине кратковременности первоначального давления при ударе птицы о жесткую стенку его значение сложно отследить (при высокой частоте опроса появляются резонансные частоты от оснастки). В процессе деформации устанавливается радиальное течение, но из-за неоднозначности этого процесса аналитически оно не выражается. Статическое давление на стадии установившегося течения определяется из уравнения Бернулли по формуле

$$P = 1/2 \cdot \rho \cdot u_0^2. \quad (9)$$

Верификация модели материала рабочих лопаток вентилятора

Использованная модель материала GISSMO (Generalized Incremental Stress State dependent damage Model) [7; 8] реализует модификацию теории пластического течения с изотропным упрочнением с зависимостью от скорости деформации и интегральной характеристикой накопления повреждений. Модель содержит критерий разрушения, зависящий от трехосности и вида напряженного состояния. Для модели разрушения применялась регуляризационная кривая – зависимость пластической деформации разрушения от характерного размера конечных элементов, что является необходимым при моделировании закритического поведения материала в случае нерегулярной конечно-элементной сетки. Используемая в расчетах поверхность разрушения материала рабочих лопаток показана на рис. 2 (трехосность $\eta = \sigma_H/\sigma_{vm}$; вид напряженного состояния $\xi = \cos(3\beta)$, если $\beta = 0$ – растяжение, $\beta = 30^\circ$ – срез и $\beta = 60^\circ$ – сжатие [9]).

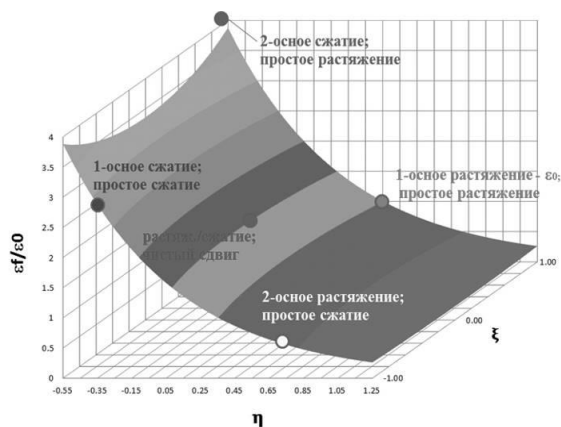


Рис. 2. Поверхность разрушения в пространстве инвариантов

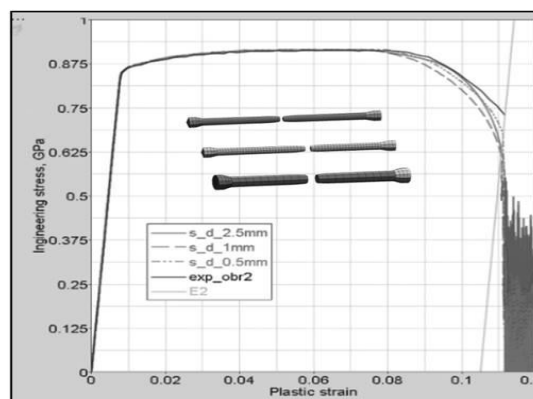


Рис. 3. Расчетные инженерные кривые при одноосном растяжении в сравнении с экспериментом

На рис. 3 показано сравнение результатов одноосного растяжения образца в испытаниях и расчетах. Для разных размеров конечно-элементной сетки была получена одинаковая расчетная вязкость образца, примерно равная экспериментальной величине.

Описание использованной модели деформирования и разрушения материала рабочих лопаток представлено в [10].

Валидация расчетной модели заброса птиц в газотурбинный двигатель

Для освидетельствования расчетной модели использовались два тестовых случая заброса птицы, которые соответствовали условиям стендовых испытаний газотурбинного авиационного двигателя. Оценка сходимости расчетов с экспериментом осуществлялась по качественной картине повреждений рабочих лопаток первой ступени компрессора низкого давления (КНД). Конечно-элементная модель двигателя-прототипа, ограниченная входным направляющим аппаратом (ВНА) и первой ступенью КНД, использованная для расчетного заброса птиц, показана на рис. 4.

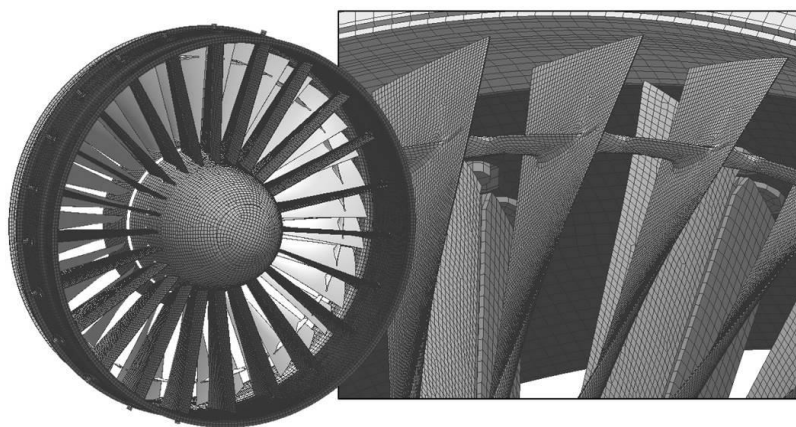


Рис. 4. Конечно-элементная модель двигателя-прототипа, использованная для численного заброса птиц

При стендовых испытаниях птицестойкости газотурбинного авиационного двигателя было произведено по три заброса одиночных и стайных птиц. После остановки двигателя последствия попадания птиц были описаны и сфотографированы. Из-за отсутствия скоростной видеосъемки точное определение таких параметров испытаний, как скорость заброса, место попадания и ориентация птиц, затруднительно. Особенно в случае стайных птиц их определение становится проблематичным. Для тестовых расчетов требовалась полная реконструкция испытаний, для чего были выбраны случаи заброса одиночной птицы, как имеющие меньшее количество неизвестных параметров испытаний в отличие от стайных. Для оценки точности и чувствительности расчетной модели были использованы два случая заброса птиц в двигатель с качественно различающимися повреждениями рабочих лопаток: один случай с разрушениями рабочих лопаток и второй случай – без разрушений. Параметры двух тестовых забросов птиц, которые соответствуют двум выбранным эталонным случаям заброса птиц в двигатель в стендовых испытаниях, приводятся в табл. 2.

Таблица 2

№	$n_{\text{кнд}}$, рад/мс	$v_{\text{птицы}}$, м/с	$m_{\text{птицы}}$, кг	Кол-во птиц	Место попадания
Случай 1	1,039	69	0,057	1	В периферию стойки ВНА
Случай 2	1,039	69	0,057	1	Под антивибрационные стойки

Повреждения рабочих лопаток первой ступени КНД, зафиксированные при испытаниях:
Случай 1:

- всего было повреждено 12 рабочих лопаток первой ступени КНД;
- были обнаружены вмятины с разрывом и вырывы по входной кромке;
- сквозная трещина по единственной антивибрационной полке;
- погнутости входных кромок лопаток с торцов и другие мелкие повреждения.

Случай 2:

- было повреждено 7 рабочих лопаток;
- вмятины и погнутости передней кромки рабочих лопаток первой ступени КНД;
- разрушения не обнаружены.

По сходимости результатов натурного эксперимента с расчетами определялся масштабный коэффициент, требуемый для коррекции полученной прежде регуляризационной кривой.

По результатам расчета теста 1 заброса птицы в периферию стойки ВНА были получены повреждения рабочих лопаток первой ступени КНД, почти полностью идентичные стендовым испытаниям:

- количество поврежденных лопаток – всего 12 штук (рис. 5);
- характер повреждений: погнутости, разрывы, вырывы по входной кромке (рис. 6);
- сквозная трещина по антивибрационной полке в единственной лопатке (рис. 7).

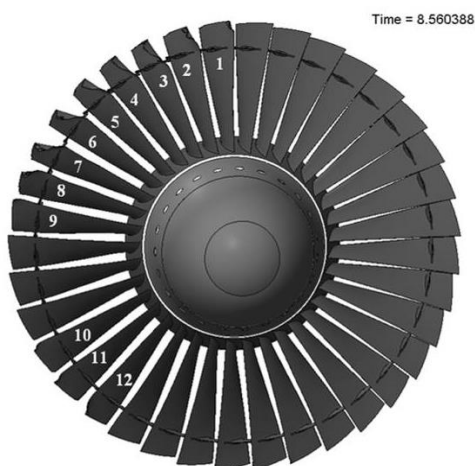
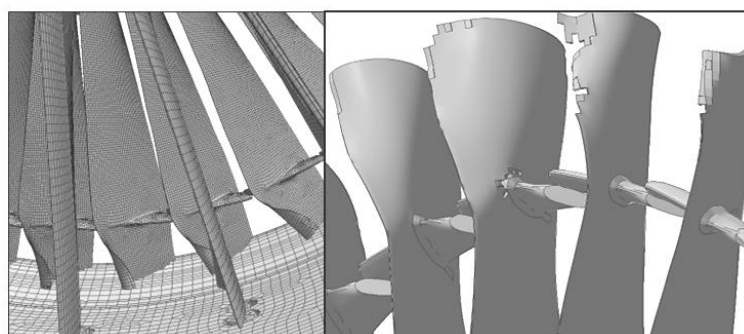
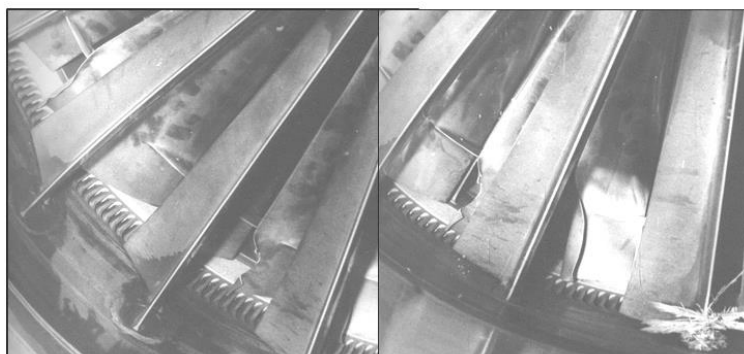


Рис. 5. Количество поврежденных рабочих лопаток первой ступени КНД в результате попадания птицы в тестовом случае 1



а



б

Рис. 6. Деформирование и разрушение рабочих лопаток в результате попадания птицы в тестовом случае 1:
а – расчет; б – стендовые испытания

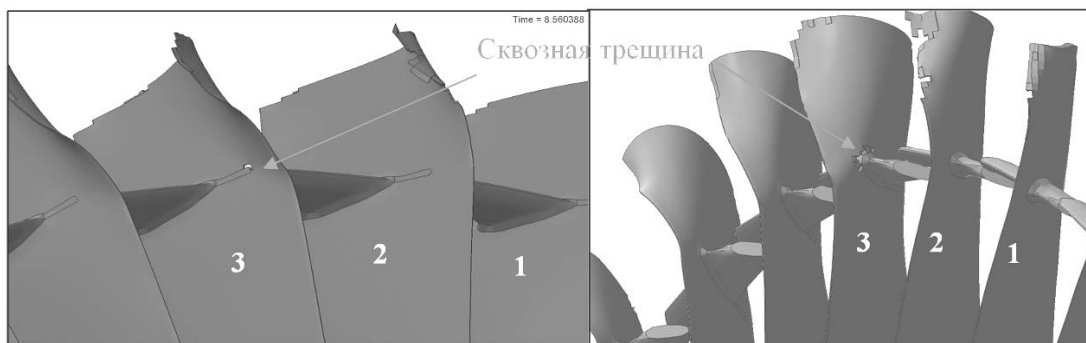


Рис. 7. Единственная сквозная трещина по антивибрационной полке в тестовом случае 1

Анализ деформирования лопаток первой ступени КНД вследствие взаимодействия с птицей показал, что разрушение рабочих лопаток по кромке происходит в результате задевания закрылков ВНА (рис. 8).

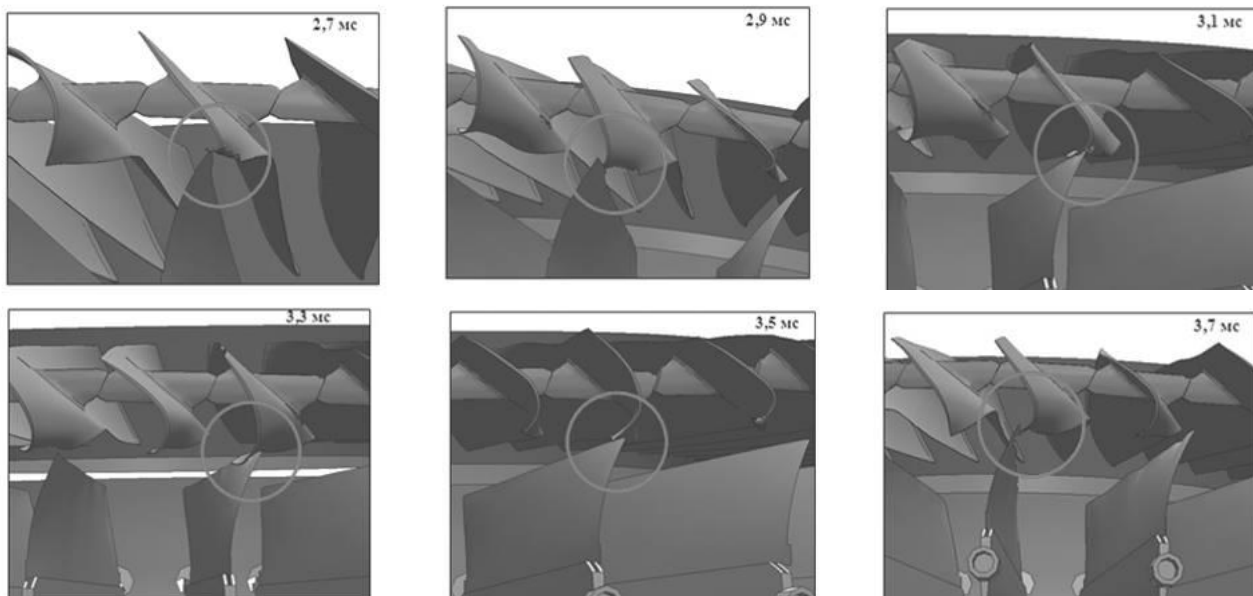


Рис. 8. Разрушение рабочих лопаток по кромке

Во втором тестовом случае было повреждено 7 рабочих лопаток без разрушений (рис. 9), повреждения типа вмятин и погнутостей передней кромки рабочих лопаток, что аналогично характеру и количеству повреждений в стендовых испытаниях.

Выводы

Описана процедура валидации расчетной модели заброса птиц на вход в двигатель с предшествующей верификацией моделей птицы и повреждаемости материала рабочих лопаток. Представлены расчетные и экспериментальные данные в качестве документального свидетельства точности и чувствительности расчетной модели.



Рис. 9. Количество поврежденных рабочих лопаток первой ступени КНД во втором тестовом случае

ЛИТЕРАТУРА

1. James S. Wilbeck. *Impact Behavior of Low Strength Projectiles*. Air Force Materials Laboratory. 1977.
2. Mhamed Souli. *Smooth Particle Hydrodynamics SPH Method in LS-DYNA*. STRELA. 2012.
3. Shorr B., Melnikova G., Tishchenko N. *Numerical and Experimental Analysis of a Large Bird Impact on Fan Blades for the Certification Purpose*. Russia. International Bird Strike Committee. Athens. 2005.
4. Selezneva M., Stone P., Behdinan K., Poon C. Modeling Bird Impact on a Rotating Fan: The Influence of Bird Parameters. *11 International LS-DYNA Users Conference*. 2012.
5. Lavoie M.-A., Gakwaya A., Nejad Ensan M., Zimcik D.G. *Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools*. 2007.
6. Ls-Dyna. *Keyword user's manual*. Vol. II. Material Models. Version 971 R6.1.0 Livermore Software Technology Corporation (LSTC). August 2012.

7. **André Haufe.** GISSMO – Material Modeling with a sophisticated Failure Criteria. *LS-Dyna Developer Forum*. 2011.
8. **Ls-Dyna.** *Keyword user's manual*. Vol. I. Version 971 R6.1.0 Livermore Software Technology Corporation (LSTC). August 2012.
9. **Смирнов-Аляев Г.А.** *Сопротивление материалов пластическим деформациям. Краткие основы*. М., Л.: Машгиз, 1949. 246 с.
10. **Кузьмин М.В., Кирсанов А.Р.** Описание модели разрушения материала рабочих лопаток вентилятора // *Научный Вестник ГосНИИ ГА*. 2012. № 4. С. 62-67.

VALIDATION OF AIRCRAFT GAS-TURBINE ENGINE INLET BIRD THROW-IN SIMULATION MODEL

Kuzmin M.B., Kirsanov A.R.

This article describes validation procedure of the birds throw into gas-turbine engine (GTE) simulation model and the preceding verification of its main components. The provided data are including predictive and experimental data, as an additional documentary proof of the simulation model fidelity, repeatability and sensitivity.

Keywords: model validation, verification, birds throw-in, destruction, gas-turbine engine.

REFERENCES

1. **James S. Wilbeck.** *Impact Behavior of Low Strength Projectiles*. Air Force Materials Laboratory. 1977.
2. **Mhamed Souli.** *Smooth Particle Hydrodynamics SPH Method in LS-DYNA*. STRELA. 2012.
3. **Shorr B., Melnikova G., Tishchenko N.** *Numerical and Experimental Analysis of a Large Bird Impact on Fan Blades for the Certification Purpose*. Russia. International Bird Strike Committee. Athens. 2005.
4. **Selezneva M., Stone P., Behdinan K., Poon C.** Modeling Bird Impact on a Rotating Fan: The Influence of Bird Parameters. *11 International LS-DYNA Users Conference*. 2012.
5. **Lavoie M.-A., Gakwaya A., Nejad Ensan M., Zimcik D.G.** *Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools*. 2007.
6. **Ls-Dyna.** *Keyword user's manual*. Vol. II. Material Models. Version 971 R6.1.0 Livermore Software Technology Corporation (LSTC). August 2012.
7. **André Haufe.** GISSMO – Material Modeling with a sophisticated Failure Criteria. *LS-Dyna Developer Forum*. 2011.
8. **Ls-Dyna.** *Keyword user's manual*. Vol. I. Version 971 R6.1.0 Livermore Software Technology Corporation (LSTC). August 2012.
9. **Smirnov-Alyayev G.A.** *Soprotivlenie materialov plasticheskim deformatsiyam. Kratkie osnovih*. М., L.: Mashgiz. 1949. 246 p. (In Russian).
10. **Kuzjmin M.V., Kirsanov A.R.** Opisaniye modeli razrusheniya materiala rabochih lopatok ventiljatora. *Nauchniyh Vestnik GosNII GA*. 2012. № 4. Pp. 62-67. (In Russian).

Сведения об авторах

Кузьмин Максим Владимирович, 1978 г.р., окончил РГТА (2000), заместитель главного конструктора ОКБ им. А. Люльки, автор 25 научных работ, область научных интересов – динамика и прочность ГТД, испытания и эксплуатация ГТД, численное моделирование.

Кирсанов Андрей Родионович, 1971 г.р., окончил СГАУ (1994), инженер отдела прочности ОКБ им. А. Люльки, автор 5 научных работ, область научных интересов – прочность, численное моделирование.