

УДК 621.452.322

doi: 10.32620/akt.2020.8.11

Д. В. ИВЧЕНКО¹, В. М. МЕРКУЛОВ¹, Н. В. СМЕТАНКИНА²

¹ Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А. Г. Ивченко, Запорожье, Украина

² Институт проблем машиностроения имени А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ПТИЦЫ-УДАРНИКА ДЛЯ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ПОВРЕЖДЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В данной статье рассматривается разработка модели птицы-ударника для математического моделирования процессов повреждения деталей турбореактивного двухконтурного двигателя при попадании птицы в его проточную часть. Модель птицы-ударника обоснована для моделирования птиц массой 0,7...3,65 кг в соответствии с требованиями норм летной годности для авиационных двигателей CS-E, FAR-33, AP-33. Она реализована в виде численной SPH-модели для явного решателя LS-DYNA Solver программного комплекса ANSYS LS-DYNA. Также использовалась программа - пре - и постпроцессор LS-PrePost для генерирования численной SPH- модели, подготовки исходных данных и обработки результатов расчетов. Модель птицы-ударника имела геометрическую форму в виде цилиндра со скругленными торцами. Материал модели птицы-ударника был определен как смесь воды (90 % объема) и воздуха (10 % объема). Для моделирования птицы использовалась NULL-модель материала с низкой прочностью и уравнение состояния в виде линейного полинома. Для верификации модели птицы-ударника были рассмотрены удары птиц по жесткой плите со скоростью 100...300 м/с и углом удара 45°, 90°. Жесткая плита была смоделирована как неподвижная толстая стальная плита. Объем жесткой плиты был разбит с использованием конечных элементов. В центре жесткой плиты был установлен датчик. Он был смоделирован одним конечным элементом. Давление удара птицы было получено путем деления контактной силы для конечного элемента - датчика на его площадь. Таким образом, кривые давления были рассчитаны для каждого удара птицы по жесткой плите. Давление Гюгонио (давление удара) было определено как максимум кривой давления. Давление торможения было определено методом Симпсона для участка кривой с примерно постоянным низким уровнем давления. Верификация разработанной модели птицы-ударника выполнена путем сравнения результатов расчета давлений Гюгонио и торможения с использованием модели птицы-ударника, одномерной гидродинамической теории и результатов расчета других авторов. Верификация разработанной модели птицы-ударника показала хорошее согласование с одномерной гидродинамической теорией и с результатами других авторов.

Ключевые слова: попадание птицы; двигатель; удар; модель птицы; математическая модель; численная модель; SPH; LS-DYNA; верификация; гидродинамическая теория; давление Гюгонио; давление торможения.

Введение

Попадание стайных средних птиц (СП) массой $M_B \geq 0,7$ кг или одиночной крупной птицы (КП) массой $M_B \geq 1,85$ кг в турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) может вызвать сильное повреждение его деталей проточной части и привести к выключению ТРДД в полете и (или) опасным последствиям. Поэтому на этапе проектирования ТРДД перспективным является применение математического моделирования процессов удара птицы и повреждения его деталей, позволяющее разработать стойкую к повреждениям конструкцию ТРДД в со-

ответствии с требованиями норм летной годности (НЛГ) для авиационных двигателей CS-E, FAR-33, AP-33 и др. [1].

Для математического моделирования процессов удара птицы и повреждения деталей ТРДД требуется разработка обоснованной модели птицы-ударника (МПУ), которая способна адекватно воспроизводить ударные нагрузки, действующие на детали при попадании реальной птицы в ТРДД.

На сегодняшний день имеется несколько работ [2 – 6], в которых представлены МПУ разных масс для математического моделирования процессов удара птицы и повреждения деталей ТРДД. Лишь

некоторые из них содержат обоснование выбора применяемых математических моделей и значений параметров.

Целью данной работы является обоснование, разработка МПУ (математической и численной (компьютерной)) и ее верификация.

1. Постановка задачи

Разработка МПУ выполнялась для СП наибольших масс и КП в соответствии с требованиями НЛГ для авиационных двигателей CS-E, FAR-33, AP-33.

Рассматривались птицы с $M_B = 0,7...3,65$ кг; скорости удара птиц $V_B = 100...300$ м/с.

В работе использовались численные методы: гидродинамики сглаженных частиц (SPH - метод), метод конечных элементов (КЭ) для моделирования птицы и преграды, а также метод Симпсона (интегрирование методом парабол).

Численная МПУ (рис. 1) реализована для явного решателя LS-DYNA Solver программного комплекса ANSYS LS-DYNA, с помощью которого были проведены расчеты ударов птиц для верификации МПУ. Также для численной МПУ и получения результатов расчетов использовался пре - постпроцессор LS-PrePost.

2. Обоснование и разработка математической модели птицы-ударника

Птицы имеют крылья и тело обтекаемой формы, покрытое легкими перьями. Тело птиц имеет небольшую плотность и состоит из мягких тканей, мышц, внутренних органов, воздушных мешков и скелета из костей, многие из которых имеют полости, заполненные воздухом [7].

Для моделирования птиц разными авторами использовались, как правило, несколько простых геометрических форм: сфера, оваллоид, цилиндр, цилиндр со скругленными торцами [8 – 10].



Рис. 1. Численная МПУ и численная модель рабочих лопаток вентилятора ТРДД

В данной работе для МПУ в качестве геометрической формы был выбран цилиндр со скругленными торцами. Эта геометрическая форма достаточно близка к формам тушек птиц, которые применяются для проведения экспериментальных исследований удара птиц, в том числе испытаний ТРДД с забрасыванием птиц в проточную часть (рис. 2).

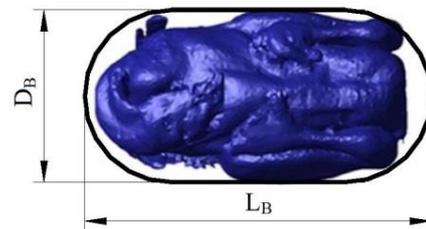


Рис. 2. Цилиндр со скругленными торцами, моделирующий птицу

Для расчета плотности тела МПУ в зависимости от массы использовалась эмпирическая формула [11]:

$$\rho_B = -0,063 \cdot \lg M_B + 1,148, \quad (1)$$

где ρ_B – плотность МПУ, г/см³,

M_B – масса МПУ, г.

С учетом плотности диаметр цилиндра со скругленными торцами, моделирующий птицу, определялся по формуле:

$$D_B = \sqrt[3]{\frac{M_B}{\pi \cdot \rho_B \cdot A_1}}, \quad (2)$$

где M_B – масса МПУ, кг,

ρ_B – плотность МПУ, кг/м³,

$A_1 = \frac{1}{6} + \frac{1}{4} \cdot (R_B - 1)$, $R_B = \frac{L_B}{D_B}$ – отношение длины к диаметру цилиндра.

Для тушек птиц, применяемых для экспериментальных исследований, $R_B = 1,4...2,0$. При этом для тушек с $M_B < 1$ кг отношение длины к диаметру цилиндра составляет $R_B = 1,4...1,5$. В связи с этим для МПУ с $M_B = 0,7$ кг было принято $R_B = 1,4$ и $R_B = 2$ - для МПУ с $M_B > 0,7$ кг.

Так как птица при ударном нагружении ведет себя подобно жидкости [8], поэтому моделирование птицы было проведено с использованием гидродинамической теории.

В качестве моделирующего материала МПУ, обладающего низкой прочностью, был использован «нулевой» NULL-материал [12]. Он имеет следующую зависимость для тензора напряжений движущейся жидкости [12, 13]:

$$\sigma_{ij} = -P \cdot \delta_{ij} + 2 \cdot \mu \cdot \dot{\epsilon}_{ij}, \quad (3)$$

где P – давление,

δ_{ij} – символ Кронекера,

μ – динамическая вязкость,

$\dot{\epsilon}_{ij}$ – девиатор скоростей деформации.

Для птиц с $M_B = 0,7...3,65$ кг средняя плотность составляет $\rho_B \approx 950$ кг/м³. По результатам экспериментальных и теоретических исследований Уилбека (Wilbeck), птицы с такой плотностью удовлетворительно моделируются смесью, состоящей из воды (90 % объема) и воздуха (10 % объема) [14].

Динамическая вязкость смеси воды и воздуха была определена по приближенной формуле [15]:

$$\mu = \frac{100}{\frac{G_1}{\mu_1} + \frac{G_2}{\mu_2}}, \quad (4)$$

где G_1 и G_2 – массовые доли воды и воздуха, зависящие от плотностей и объемных долей, %,

μ_1 и μ_2 – динамические вязкости воды и воздуха.

Для смеси воды (90 % объема) и воздуха (10 % объема) динамическая вязкость при температуре 20 °C [16] составляет $\mu = 996,7 \cdot 10^{-6}$ Па·с.

Null-материал требует определения уравнения состояния, которое было задано при помощи линейного полинома:

$$P = C_0 + C_1 \cdot \mu + C_2 \cdot \mu^2 + C_3 \cdot \mu^3, \quad (5)$$

где P – давление, Па,

C_0, C_1, C_2, C_3 – коэффициенты полинома, Па;

μ – объемный параметр, который определяется как:

$$\mu = \frac{v_0 - v}{v} = \frac{\rho}{\rho_0} - 1, \quad (6)$$

где v_0 , и ρ_0 – объем и плотность материала в начальный момент времени (до деформирования),

v и ρ – объем и плотность материала в текущий момент времени (во время деформирования).

Для материала птицы - смеси из воды (90 % объема) и воздуха (10 % объема) были использованы значения коэффициентов полинома, представленные в [17].

3. Разработка численной модели птицы-ударника

Для численной МПУ был использован SPH - метод, который широко применяется для моделиро-

вания динамики жидкости и газов, а также удара птиц [8]. Он является бессеточным методом и предусматривает дискретизацию расчетного объема набором частиц. Дискретизация объема частицами и задание необходимых значений параметров численной модели МПУ выполнялось следующим образом:

– в препроцессоре ANSYS LS-DYNA создавался цилиндр со скругленными торцами, объем которого разбивался на КЭ. Для этого был разработан с помощью языка параметрического программирования ANSYS Parametric Design Language макрос *bird.mac*, содержащий необходимые команды. В результате работы макроса *bird.mac* создавался командный файл *bird.k*;

– в пре - постпроцессоре LS-PrePost командный файл *bird.k* модифицировался путем генерации частиц из существующих КЭ. Использовался метод Solid Center для создания частицы в центре каждого КЭ. После этого с учетом массы МПУ были заданы одинаковые массы для всех части. Также в командный файл *bird.k* были добавлены необходимые ключевые слова LS-DYNA (команды решателя) с картой параметров.

При построении численной модели МПУ использовались следующие принципы в соответствии с рекомендациями [18, 19]:

– при разбивке объема МПУ создавалась регулярная структура с равными промежутками между частицами (насколько это возможно);

– плотность частиц принималась из расчета, что одна частица приходится на один КЭ преграды;

– суммарное количество частиц – более 9 тыс. шт.

Размер преграды был принят ≈ 5 мм.

Значения параметров МПУ (математической и численной) представлены в таблице 1.

4. Верификация модели птицы-ударника

Для верификации разработанной МПУ были использованы результаты расчетов нагрузок – давлений, которые создают птицы при ударе:

– проверки соответствия одномерной гидродинамической теории (в дальнейшем – 1D теория);

– других авторов [2 – 6].

1D теория была сформулирована Уилбеком (Wilbeck J. S.) [20, 21] по данным экспериментальных исследований ударов птиц по жесткой плите. При этом измеренные кривые давления, действующие на плиту в зоне удара, имели следующий характер:

– на начальном этапе деформирования птицы давление резко растет, достигая максимума;

Таблица 1
Значения параметров МПУ

Птица	СП		КП		
M_B , кг	0,70	1,15	1,85	2,75	3,65
Математическая модель					
ρ_B , кг/м ³	969	955	942	931	924
R_B	1,4	2,0	2,0	2,0	2,0
D_B , мм	95	97	114	131	145
L_B , мм	133	194	228	262	290
μ , Па·с	996,7·10 ⁻⁶				
C_0 , МПа	0				
C_1 , МПа	28				
C_2 , МПа	-85				
C_3 , МПа	35000				
Численная модель					
Количество частиц, тыс. шт.	15,7	23,9	34,8	50,5	70,4
Масса частицы, мг	45	48	53	54	52
Условный диаметр частицы, мм	4,45	4,58	4,76	4,82	4,75

– затем, по мере деформирования птицы, давление снижается и остается на уровне, примерно одинаковом во времени.

В соответствии с 1D теорией действующее максимальное давление удара – давление Гюгонио (Hugoniot) – определяется по формуле:

$$P_H = \rho_B \cdot U_S \cdot v_B \cdot \sin \alpha, \quad (7)$$

где U_S – скорость ударной волны в теле птицы;

α – угол удара (угол между прямой движения птицы и плоскостью плиты).

Постоянное во времени давление низкого уровня – давление торможения – определяется по формуле:

$$P_S = \frac{1}{2} \cdot \rho_B \cdot v_B^2. \quad (8)$$

Следует отметить, что давление торможения по формуле (9) можно определить только для $\alpha = 90^\circ$. Для $\alpha < 90^\circ$ требуется применение более сложных зависимостей, учитывающих трехмерное течение материала птицы при ударе.

Для верификации были проведены расчеты давлений с использованием МПУ. Рассматривались удары птиц в центр жесткой плиты под углами удара: $\alpha = 45^\circ; 90^\circ$.

Для расчетов была разработана модель жесткой плиты (МЖП) с датчиком для определения нагрузки

при ударе птицы. Размеры МЖП составляли 700 x 700 x 100 мм; размеры датчика – 14 x 14 x 5 мм. Датчик установлен в точке пересечения диагоналей передней грани МЖП и заподлицо с ней. Материал МЖП и датчика – сталь с параметрами: $\rho = 7850$ кг/м³; $E = 210$ ГПа; $\mu = 0,3$.

МЖП имела следующие закрепления: по горизонтальной оси – по одной из двух боковых граней; по вертикальной оси – по нижней грани; по направлению удара – по ребрам задней грани.

В препроцессоре ANSYS LS-DYNA и постпроцессоре LS-PrePost была создана численная МЖП, объем которой разбит на 233,3 тыс. КЭ. В зоне удара размеры КЭ составляли ≈ 5 мм. Датчик смоделирован одним КЭ.

Было принято, что при ударе МПУ действует на датчик с силой равной силе действия датчика на МЖП. С учетом этого давление, действующее на МЖП в зоне удара, определялось по формуле:

$$P = \frac{F_{\text{norm}}}{S}, \quad (9)$$

где F_{norm} – нормальная составляющая силы, действующей в контакте между датчиком и МЖП;

S – площадь контакта, была принята как площадь задней грани датчика.

В качестве примера на рис. 3 представлено деформирование МПУ при ударе по МЖП при $M_B = 1,85$ кг; $v_B = 200$ м/с; $\alpha = 45^\circ$.

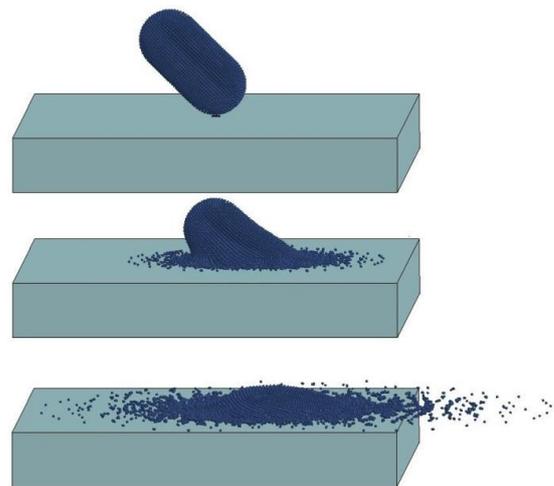


Рис. 3. Деформирование МПУ

На рис. 4 представлена кривая давления в центре МЖП при ударе МПУ при $M_B = 1,85$ кг; $v_B = 200$ м/с; $\alpha = 90^\circ$. Для МПУ других масс в результате расчетов были получены подобные кривые давления. Характер изменения давления для всех масс МПУ был аналогичен принятому для 1D теории.

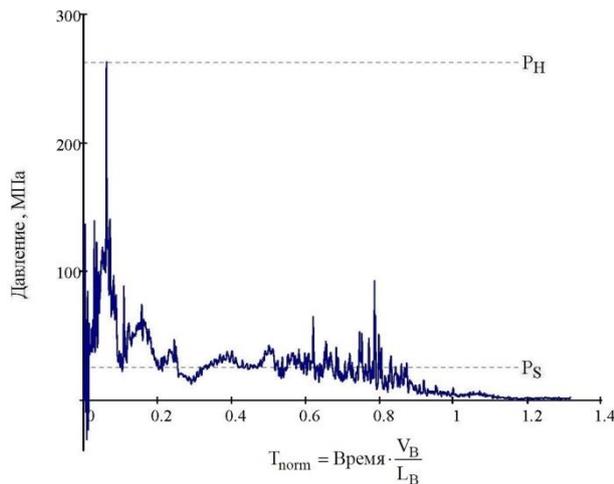


Рис. 4. Кривая давления при ударе МПУ

По каждой кривой давления были определены давления P_H и P_S . При этом P_H определялось как максимальное давление кривой. P_S рассчитывалось для участка кривой, на котором наблюдалось постоянное во времени давление низкого уровня (примерно при $T_{\text{norm}} = 0,28 \dots 0,70$), по формуле [22]:

$$P_S = \frac{I_P}{\Delta T_{\text{norm}}}, \quad (10)$$

где I_P – удельный импульс давления торможения;

ΔT_{norm} – время действия давления торможения.

$$\Delta T_{\text{norm}} = \Delta T_{\text{norm}2} - \Delta T_{\text{norm}1}, \quad (11)$$

где $\Delta T_{\text{norm}1}$ и $\Delta T_{\text{norm}2}$ – нормированные времена начала и конца действия давления торможения.

Импульс давления торможения:

$$I_P = \int_{T_{\text{norm}1}}^{T_{\text{norm}2}} P(T_{\text{norm}}) dT_{\text{norm}}. \quad (12)$$

Для определения импульса давления торможения применялся численный метод – метод Симпсона (интегрирование методом парабол).

Верификация разработанной МПУ была проведена путем сравнения давлений P_H и P_S , рассчитанных с использованием МПУ и по формулам (7), (8) 1D теории. При этом значения ρ_B определялись в зависимости от M_B по формуле (1), значения U_S принимались в зависимости от V_B для смеси из воды (90 % объема) и воздуха (10 % объема) по данным [22].

Верификация МПУ проведена для удара птиц со следующими значениями параметров:

- $M_B = 0,7; 1,15; 1,85; 2,75$ и $3,65$ кг;
- $\alpha = 45, 90^\circ$;
- $V_B = 100, 200$ и 300 м/с.

Результаты верификации МПУ представлены на рисунках 5...7.

Значения давлений, вычисленные с использованием МПУ, находятся на уровне давлений, рассчитанных с использованием 1D теории. Относительная погрешность $\delta_{\text{отн}}$ расчета давлений с использованием МПУ составила:

- $V_B < 200$ м/с: для P_H – $\delta_{\text{отн}} \leq 19$ %; для P_S – $\delta_{\text{отн}} \leq 39$ %;
- $200 \leq V_B \leq 300$ м/с: для P_H – $\delta_{\text{отн}} \leq 33$ %; для P_S – $\delta_{\text{отн}} \leq 46$ %.

Имеющиеся отличия величин давлений, объясняются, главным образом, тем, что МПУ является 3D моделью, которая моделирует неоднородное напряженно-деформированное состояние тела и трехмерное течение материала птицы при ударе, в отличие от 1D теории.

Также была проведена верификация разработанной МПУ с результатами других авторов. Значения давлений P_H и P_S , вычисленные с использованием МПУ, находятся на одном уровне соответствующих давлений, рассчитанных и представленных в [2 – 6].

Хорошее согласование результатов расчетов давлений P_H и P_S с использованием разработанной МПУ и 1D теории, а также других авторов, показывает ее адекватность и подтверждает достоверность полученных результатов.

Заключение

Разработана модель птицы-ударника с обоснованием значений ее параметров для моделирования средних и крупных птиц массой $0,7 \dots 3,65$ кг в соответствии с требованиями норм летной годности для авиационных двигателей CS-E, FAR-33, AP-33. Модель птицы-ударника реализована в виде SPH-модели для явного решателя LS-DYNA Solver.

Верификация модели птицы-ударника, выполненная путем сравнения создаваемых птицами давлений при ударе, показала хорошее согласование с одномерной гидродинамической теорией и с результатами других авторов.

Следующий этап разработки модели птицы-ударника для математического моделирования процессов повреждения деталей турбореактивного двухконтурного двигателя состоит в ее валидации с использованием экспериментальных данных натуральных исследований ударов птиц.

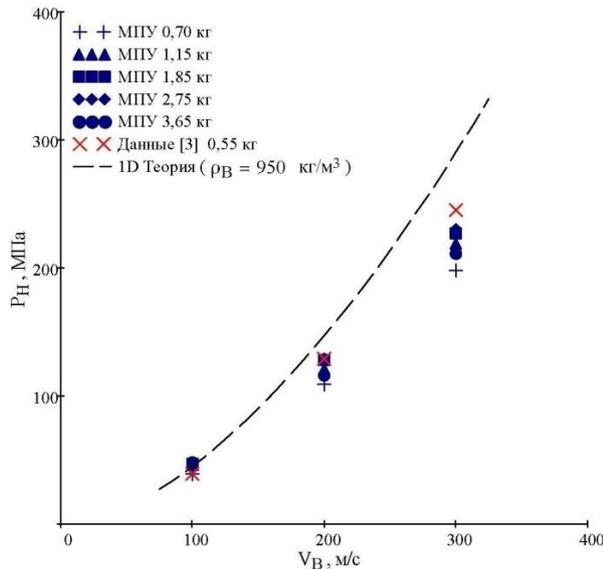


Рис. 5. Верификация МПУ ($\alpha = 45^\circ$)

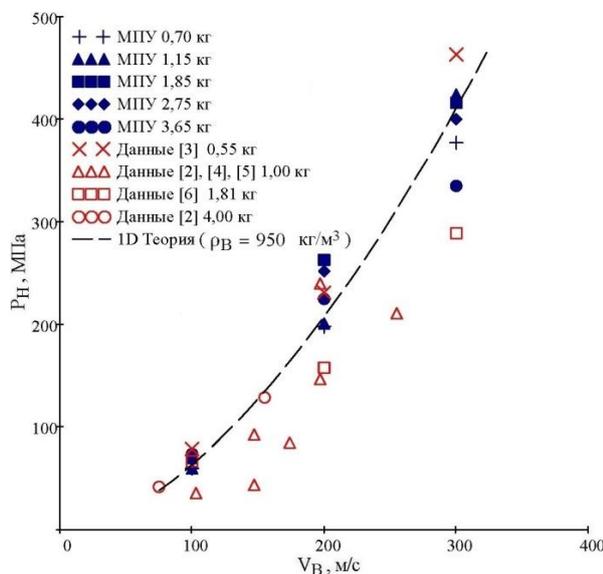


Рис. 6. Верификация МПУ ($\alpha = 90^\circ$)

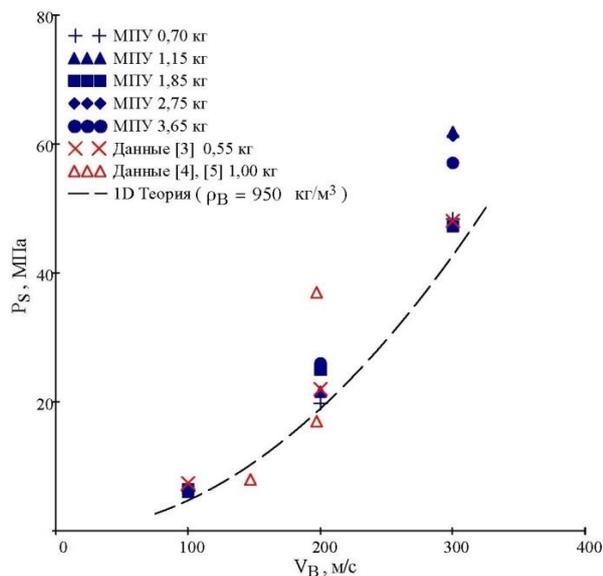


Рис. 7. Верификация МПУ ($\alpha = 90^\circ$)

Литература

1. Сметанкина, Н. В. Обеспечение птичестойкости рабочих лопаток вентилятора ТРДД методами математического и физического моделирования [Текст] / Н. В. Сметанкина, Д. В. Ивченко // Динамика, прочность и моделирование в машиностроении : тез. докл. I Междунар. науч.-техн. конф., 10-14 сентября 2018 г. – Харьков, 2018. – С. 119–120.

2. Niering, E. Simulation of bird strikes on turbine engines [Text] / E. Niering // Journal of engineering for gas turbines and power. – 1990. – Vol. 112 (4). – P. 573-578.

3. Moffat, T. J. Prediction of bird impact pressures and damage using MSC/DYTRAN [Text] / T. J. Moffat, W. L. Cleghom // Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – 2001. – 9 p. DOI: 10.1115/2001-GT-0280.

4. TC4 Hollow Fan Blade Structural Optimization Based on Bird-Strike Analysis [Text] / Zeng Chuana, Jiang Xiang-hua, Chai Xiang-hai et al // Procedia Engineering. – 2015. – Vol. 99. – P. 1385-1394. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.674.

5. Кузьмин, М. В. Валидация модели заброса птицы на вход в авиационный газотурбинный двигатель [Текст] / М. В. Кузьмин, А. Р. Курсанов // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 212. – С. 120–126.

6. Syed Noman Husainie Bird Strike and Novel Design of Fan Blades [Text] / Syed Noman Husainie // Science in the Age of Experience, May 15-18. – Chicago, 2017. – P. 26-40.

7. Лукин, Е. И. Зоология: учеб. для студентов зооинженерных и зооветеринарных вузов и факультетов [Текст] / Е. И. Лукин. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. школа, 1981. – 400 с.

8. Hedayati, Reza. Bird Strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation [Text] / Reza Hedayati, Mojtaba Sadighi. – 1st Edition. – Woodhead Publishing, 2015. – 258 p.

9. Simulating the process of a bird striking a rigid target [Text] / N. Smetankina, S. Ugrimov, I. Kravchenko et al // Advances in Design, Simulation and Manufacturing II. – Springer: Cham, 2020. – P. 711–721.

10. Modelling of Bird Strike on an Aircraft Glazing [Text] / N. Smetankina, I. Kravchenko, V. Merculov et al // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Editors Mykola Nechyporuk, Vladimir Pavlikov, Dmitriy Kritskiy. – Series “Advances in Intelligent Systems and Computing”. – Vol. 1113. – Springer: Cham, 2020. – P. 289-297.

11. Budgey, R. The development of a substitute artificial bird by the international birdstrike research group for use in aircraft component testing [Text] / R. Budgey // 25th International Bird Strike Committee, April 17-25. – Amsterdam, 2000. – P. 543-550.

12. LS-DYNA® Keyword User's Manual [Text]. – LS-DYNA R8.0. – LSTC, 2015. – Vol. II. – 2482 p.

13. Бэтчелор, Дж. Введение в динамику жидкости [Текст] : пер. с англ. / Дж. Бэтчелор ; под

ред. Г. Ю. Степанова. – М. : Мир, 1973. – 760 с.

14. Wilbeck J. S. *Impact Behavior of Low Strength Projectiles [Text] : technical report / J. S. Wilbeck // Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB OH. – Ohio, 1978. – 132 p. – ADA060423.*

15. Михеев, М. А. *Основы теплопередачи [Текст] / М. А. Михеев, И. М. Михеева. – 2-е изд. – М. : Энергия, 1977. – 344 с.*

16. Идельчик, И. Е. *Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] / И. Е. Идельчик ; под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.*

17. *Modeling Bird Impact on a Rotating Fan: The Influence of Bird Parameters [Electronic resource] / M. Selezneva, P. Stone, T. Moffat et al // 11th International LS-DYNA Users Conference, June 6-8. – Dearborn, 2010. – Access mode: [https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2010/Aerospace-1-4.pdf/@download/file/Aerospace\(1\)-4.pdf](https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2010/Aerospace-1-4.pdf/@download/file/Aerospace(1)-4.pdf) – 30.05.2020.*

18. Курсанов, А. Р. *Методика оценки повреждаемости ГТД на этапах его создания, изготовления и эксплуатации от поражающего воздействия птиц [Текст] : дис. канд. техн. наук : 05.22.14 / Курсанов Андрей Родионович. – М., 2015. – 229 с.*

19. Ванин, В. А. *Численное исследование взаимодействия тела птицы с преградой на основе сеточного и бессеточного методов [Текст] / В. А. Ванин, С. П. Светличный // Вісник Нац. техн. ун-ту "ХПИ" : зб. наук. пр. Темат. вип. : Математичне моделювання в техніці та технологіях. – 2016. – № 16. – С. 5-15.*

20. Barber, J. P. *Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets [Text] : technical report / J. P. Barber, H. R. Taylor, J. S. Wilbeck // University of Dayton Research Institute; author. – Dayton, 1978. – 88 p. – ADA061313.*

21. Wilbeck, J. S. *The Development of a Substitute Bird Model [Text] / J. S. Wilbeck, J. L. Rand // Journal of Engineering for Power. – 1981. – Vol. 103 (4). – P. 725-730.*

22. Ugrčić, M. *Application of the Hydrodynamic Theory and the Finite Element Method in the Analysis of Bird Strike in a Flat Barrier [Text] / M. Ugrčić // Scientific Technical Review. – 2012. – Vol. 62, No. 3-4. – P. 28-37.*

References

1. Smetankina, N. V., Ivchenko, D. V. *Obespechenie pıtsestoikosti rabochikh lopatok ventilyatora TRDD meto-dami matematicheskogo i fizicheskogo modelirovaniya. Tez. dokl. I Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf. "Dinamika, prochnost' i modelirovanie v mashinostroenii"* [Theses of 1st scientific and technical conf. "Dynamics, strength, and modeling in mechanical engineering"]. Kharkov, 2018, pp. 119–120. (In Russian).

2. Niering, E. *Simulation of bird strikes on turbine engines. Journal of engineering for gas turbines and power, 1990, vol. 112 (4), pp. 573-578.*

3. Moffat, T. J., Cleghom, W. L. *Prediction of bird impact pressures and damage using MSC/DYTRAN. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2001, 9 p. DOI: 10.1115/2001-GT-0280.*

4. Zeng Chuana, Jiang Xiang-hua, Chai Xiang-hai, Shi Tong-cheng. *TC4 Hollow Fan Blade Structural Optimization Based on Bird-Strike Analysis. Procedia Engineering, 2015, vol. 99, pp. 1385-1394. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.674.*

5. Kuz'min, M. V., Kirsanov A. R. *Validatsiya modeli zabrosa ptitsy na vkhod v aviatsionnyi gazoturbinniy dvigatel' [Validation of aircraft gas-turbine engine inlet bird throw-in simulation model]. Nauchnyi vestnik MGTU GA - Civil Aviation High Technologies, 2015, no. 212, pp. 120-126.*

6. Syed Noman Husainie. *Bird Strike and Novel Design of Fan Blades. Science in the Age of Experience. Chicago, 2017, pp. 26-40.*

7. Lukin, E. I. *Zoologiya: ucheb. dlya studentov zooinzhenernykh i zooveterinarnykh vuzov i fakul'tetov [Zoology: textbook for high schools]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1981. 400 p.*

8. Reza Hedayati, Mojtaba Sadighi. *Bird Strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation, Sawston, Cambridge, Woodhead Publishing, 2015. 258 p.*

9. Smetankina, N., Ugrimov, S., Kravchenko, I., Ivchenko, D. *Simulating the process of a bird striking a rigid target. Advances in design, simulation and manufacturing II. Cham, Springer, 2020, pp. 711–721.*

10. Smetankina, N., Kravchenko, I., Merculov, V., Ivchenko, D., Malykhina, A. *Modelling of bird strike on an aircraft glazing. Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Editors Mykola Nechyporuk, Vladimir Pavlikov, Dmitriy Kritskiy. Series "Advances in Intelligent Systems and Computing", vol. 1113, Cham, Springer, 2020, pp. 289-297.*

11. Budgey, R. *The development of a substitute artificial bird by the international birdstrike research group for use in aircraft component testing. 25th International Bird Strike Committee. Amsterdam, 2000, pp. 543-550.*

12. *LS-DYNA® Keyword User's Manual. LS-DYNA R8.0. LSTC, 2015, vol. II. 2482 p.*

13. Batchelor, G. K. *An Introduction to Fluid Dynamics. Cambridge, Cambridge at the University Press, 1970. (Russ. ed.: Betchelor, Dzh. Vvedenie v dinamiku zhidkosti, Moscow, Mir Publ., 1973. 760 p.)*

14. Wilbeck J. S. *Impact Behavior of Low Strength Projectiles. Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB OH, Ohio, 1978. 132 p. technical report: ADA060423.*

15. Mikheev, M. A. *Osnovy teploperedachi [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Energiya Publ., 1977. 344 p.*

16. Idelchik, I. Y. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam [Reference book on hydraulic resistances]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 672 p.*

17. Selezneva, M., Stone, P., Moffat, T., Behdian, K., Poon, C. Modeling Bird Impact on a Rotating Fan: The Influence of Bird Parameters, *11th International LS-DYNA Users Conference*. Dearborn, 2010. Available at: [https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2010/Aerospace-1-4.pdf/@download/file/Aerospace\(1\)-4.pdf](https://www.dynalook.com/conferences/international-conf-2010/Aerospace-1-4.pdf/@download/file/Aerospace(1)-4.pdf) (accessed 30.05.2020).

18. Kirsanov, A. R. *Metodika ocenki povrezhdaemosti GTD na jetapah ego sozdaniya, izgotovleniya i jeksplu-atacii ot porazhajushhego vozdeystviya ptic*. Diss. Kand. Tehn. Nauk. [Methodology of GTE damage estimation on design, manufacture and operation stages from damaging impact of birds. Kand. Diss.]. Moscow, 2015. 229 p.

19. Vazin, V. A., Svetlichnyi, S. P. *Chislennoe issledovanie vzaimodeystviya tela ptitsy s pregradoi na osnove setochnogo i bessetochnogo metodov* [Numerical study of the interaction of bird carcasses with an

obstacle on the basis of the grid and gridless methods]. *Visnik Nats. tekhn. un-tu "KhPI" : zb. nauk. pr. Temat. vip. : Matematichne modelyuvannya v tekhnitsi ta tekhnologiyakh - Bulletin of National Technical University "KhPI" : coll. of sci. papers. Ser. : Mathematical modeling in engineering and technologies*, 2016, no. 16, pp. 5-15.

20. Barber, J. P., Taylor, H. R., Wilbeck, J. S. *Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets*. University of Dayton Research Institute, Dayton, 1978. 88 p. technical report: ADA061313.

21. Wilbeck, J. S., Rand, J. L. The Development of a Substitute Bird Model. *Journal of Engineering for Power*, 1981, vol. 103 (4), pp. 725-730.

22. Ugrcic, M. Application of the Hydrodynamic Theory and the Finite Element Method in the Analysis of Bird Strike in a Flat Barrier, *Scientific Technical Review*, 2012, vol. 62, no. 3-4, pp. 28-37.

Поступила в редакцію 30.05.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

РОЗРОБКА МОДЕЛІ ПТАХА-УДАРНИКА ДЛЯ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ПОШКОДЖЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА

Д. В. Івченко, В. М. Меркулов, Н. В. Сметанкіна

У цій статті розглядається розробка моделі птаха-ударника для математичного моделювання процесів пошкодження деталей турбореактивного двоконтурного двигуна при попаданні птаха в його проточну частину. Модель птаха-ударника обґрунтована для моделювання птахів масою 0,7...3,65 кг відповідно до вимог норм льотної придатності для авіаційних двигунів CS-E, FAR-33, AP-33. Вона реалізована у вигляді чисельної SPH-моделі для явного вирішувача LS-DYNA Solver програмного комплексу ANSYS LS-DYNA. Також використовувалася програма - пре - і постпроцесор LS-PrePost для генерування чисельної SPH-моделі, підготовки початкових даних і обробки результатів розрахунків. Модель птаха-ударника мала геометричну форму у вигляді циліндра з округленими торцями. Матеріал моделі птаха-ударника був визначений як суміш води (90 % обсягу) і повітря (10 % обсягу). Для моделювання птаха використовувалася NULL-модель матеріалу з низькою міцністю і рівняння стану у вигляді лінійного полінома. Для верифікації моделі птаха-ударника були розглянуті удари птахів по жорсткій плиті зі швидкістю 100...300 м/с і кутом удару 45°, 90°. Жорстка плита була змодельована як нерухома товста сталева плита. Об'єм жорсткої плити був розбитий з використанням кінцевих елементів. У центрі жорсткої плити був встановлений датчик. Він був змодельований одним кінцевим елементом. Тиск удару птаха був отриманий шляхом ділення контактної сили для кінцевого елемента - датчика на його площу. Таким чином, криві тиску були розраховані для кожного удару птиці по жорсткій плиті. Тиск Гюгоніо (тиск удару) було визначено як максимум кривої тиску. Тиск гальмування було визначено методом Сімпсона для ділянки кривої з приблизно постійним низьким рівнем тиску. Верифікація розробленої моделі птаха-ударника виконана шляхом порівняння результатів розрахунку тисків Гюгоніо і гальмування з використанням моделі птаха-ударника, одновимірної гідродинамічної теорії і результатів розрахунку інших авторів. Верифікація розробленої моделі птаха-ударника показала хороше узгодження з одновимірною гідродинамічною теорією і з результатами інших авторів.

Ключові слова: попадання птаха; двигун; удар; модель птаха; математична модель; чисельна модель; SPH; LS-DYNA; верифікація; гідродинамічна теорія; тиск Гюгоніо; тиск гальмування.

THE DEVELOPMENT OF THE BIRD-IMPACTOR MODEL FOR MATHEMATICAL MODELING OF TURBOFAN ENGINE PARTS DAMAGE PROCESSES

D. Ivchenko, V. Merkulov, N. Smetankina

This study aims to develop of the bird-impactor model for mathematical modeling of turbofan engine parts damage processes in case of a bird ingestion into the its air-gas channel. The bird-impactor model was justified for simulation of bird with mass of 0,70...3,65 kg for certification requirements on aircraft engines according to avia-

tion regulations CS-E, FAR-33, AP-33. It was implemented in numerical SPH model for explicit LS-DYNA Solver of ANSYS LS-DYNA software package. The pre- and postprocessor LS-PrePost program also was used for numerical SPH model generating, preparing input data and processing the results from calculations. The bird-impactor model was had a hemispherical-ended cylinder geometry form. Material of the bird-impactor model was defined as a mixture of water (90-percent of volume) and air (10-percent of volume). The Null material model with low strength and the linear polynomial equation of state were used for the bird modeling. It was considered impacts bird to the rigid plate at striking velocities of 100...300 m/s and impact angle of 45°, 90° for the bird-impactor model verification. The rigid plate was modeled as a fixed thick steel plate. Volume of rigid plate was meshed with finite elements. The transducer was installed in center of the rigid plate. It was modeled by one finite element. The pressure of impact bird was obtained by dividing the contact force for finite element - transducer to its area. Thus the pressure curves were calculated for each impact bird to rigid plate. The Hugoniot pressure (shock pressure) was defined as maximum of pressure curve. The stagnation pressure was defined for phase of curve with approximately constant low pressure level by Simpson's rule. Verification of the developed bird-impactor model was performed by comparing the calculating results of Hugoniot and stagnation pressures used the developed bird-impactor, the one-dimensional hydrodynamic theory and calculation results of other authors. Verification of developed the bird-impactor model was shown good agreement with the one-dimensional hydrodynamic theory and with results of other authors.

Keywords: bird ingestion; engine; impact; bird model; mathematical model; numerical model; SPH; LS-DYNA; verification; hydrodynamic theory; Hugoniot pressure; stagnation pressure.

Ивченко Дмитрий Владимирович – вед. инж., отдел прочностных расчетов и исследований, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье.

Меркулов Вячеслав Михайлович – канд. техн. наук, первый зам. директора предприятия, главный конструктор тематического направления “Новые авиадвигатели”, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Сметанкина Наталья Владимировна – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., зав. отделом вибрационных и термомпрочностных исследований, ИПМаш им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

Dmitry Ivchenko – Lead Engineer, Strength Calculations and Research Department, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine,

e-mail: ivchenko.dmitry@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0001-6821-6113, Scopus Author ID: 57209260358, ResearcherID: AAO-5904-2020, <https://scholar.google.com.ua/citations?user=-M8z6C8AAAAJ>.

Vyacheslav Merkulov – Cand. Tech. Sciences, First Deputy Director of Enterprise, Chief Designer, New aircraft engines, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine,

e-mail: v.merkulov@ivchenko-progress.com, ORCID Author ID: 0000-0002-8716-626X.

Natalia Smetankina – Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher, Head of Department of Vibration and Thermostability Studies, A. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems of NAS of Ukraine, Kharkov, Ukraine,

e-mail: nsmetankina@ukr.net, ORCID Author ID: 0000-0001-9528-3741, Scopus Author ID: 7801574244, Researcher ID: E-7173-2017, <https://scholar.google.com.ua/citations?user=BUakBqUAAAAJ>.