

МЕТОДИКА И МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К БОЕВОМУ САМОЛЁТУ С УЧЁТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО ЖИВУЧЕСТИ И ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ

© 2018

- А. Н. Сажин** кандидат технических наук, заместитель начальника кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж; 72_sazhin1981@mail.ru
- Д. В. Ковальчук** бортовой авиационный техник (вертолёт) авиационной эскадрильи испытаний и отработки бортовых средств РЭБ; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж; kovalchuck.dima@mail.ru
- В. Н. Колодежнов** доктор технических наук, профессор; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж; kvn117@mail.ru
- В. А. Малышев** доктор технических наук, профессор; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж; vamalyshhev@list.ru
- Р. Р. Шатовкин** доктор технических наук; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж; Shatovkin@yandex.ru

Обосновывается необходимость создания комплекса математических моделей функционирования боевого самолёта в условиях воздействия средств поражения для разрешения возможной несогласованности его лётно-тактических свойств и эксплуатационных характеристик. Представлена разработанная схема методики оценки воздействия средств поражения по самолёту, позволяющая производить обоснование конструктивно-компоновочных и схемных решений по обеспечению боевой живучести, исследование и анализ повреждаемости элементов планера при различных условиях встречи средства поражения и самолёта, в том числе и на ранних стадиях проектирования. Изложены принципы, положенные в разработку математических моделей по формированию пространственно-геометрической структуры самолёта на основании его трёхмерной твёрдотельной компоновки, имитации подрыва боевой части средства поражения с формированием поля поражающих элементов, накрытия самолёта поражающими элементами с определением фактов их попадания. Методика позволяет производить многократное статистическое моделирование процесса воздействия типовых средств поражения по самолёту с оценкой характеристик боевой повреждаемости конструкций планера. Рассчитываются индивидуальные кинематические характеристики каждого поражающего элемента из состава боевой части средства поражения при встрече с элементами конструкции самолёта с учётом массовых и аэродинамических сил. Приведены примеры работы разработанных математических моделей.

Боевая живучесть; повреждаемость; средства поражения; поражающий элемент.

Цитирование: Сажин А.Н., Ковальчук Д.В., Колодежнов В.Н., Малышев В.А., Шатовкин Р.Р. Методика и математические модели для обоснования требований к боевому самолёту с учётом обеспечения его живучести и повреждаемости при воздействии средств поражения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 116-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-116-126

Введение

Современный боевой самолёт, наделённый высокими техническими и лётно-тактическими характеристиками, подтверждёнными в процессе проведения лётных испытаний, в течение жизненного цикла попадает в условия боевого применения при воздействии различных средств поражения (СП) противника. Это приводит к проявлению эксплуатационных свойств самолёта, основными из которых в таких условиях являются боевая живучесть, боевая повреждаемость, а также возможность оперативного восстановления боевых повреждений (ремонтпригодность) для обеспечения боеготовности. В результате воздействия СП при решении боевой задачи самолёт может оказаться в различных состояниях (рис. 1). Он может быть поражён или по тяжести боевых повреждений отнесён к капитальному, среднему или текущему виду ремонта.

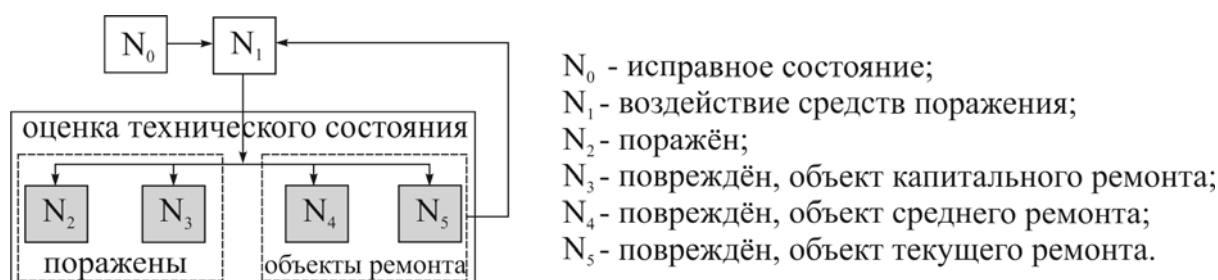


Рис. 1. Возможные состояния самолёта в условиях воздействия средств поражения

Поражённые самолёты и, как правило, отошедшие в капитальный ремонт являются объектами глубокого изучения их уязвимости с точки зрения обеспечения требуемой боевой живучести. Самолёты, отошедшие в средний и текущий вид ремонта, являются объектами исследования повреждаемости и ремонтпригодности их элементов с доведением их до исправного состояния.

Требования к эксплуатационным свойствам качественно и количественно задаются в тактико-техническом задании при проектировании, однако реализовать соответствие им самолёта при испытаниях затруднительно. Это вызвано высокой сложностью и стоимостью создания физических моделей и проведения экспериментальных обстрелов по оценке боевой живучести летательного аппарата (ЛА), повреждаемости элементов планера, их несущей способности при наличии боевых повреждений, а также невозможностью учёта многовариантности условий встречи самолёта и СП вследствие их случайности.

Недостаточная проработка по реализации этих требований может привести к несогласованности обоснованных лётно-тактических свойств и эксплуатационных характеристик современного самолёта в условиях боевого применения [1], особенно если последний имеет новую компоновку и новые конструкционные материалы в силовых элементах планера, что в конечном итоге влечёт за собой снижение заявленной эффективности и необоснованные затраты.

Разрешить эту несогласованность можно за счёт создания комплекса математических моделей, описывающих боевой самолёт в условиях воздействия СП.

Такие модели должны учитывать:

- состав характеристик самолёта как ЛА, способного решать типовые задачи;
- возможность представления самолёта в виде пространственно-геометрической модели как объекта поражения и ремонта после воздействия средств противника;
- состав характеристик СП, его боевой части (БЧ) с возможностью осуществления воздействия по самолёту заданной компоновки.

Моделирование процесса функционирования самолёта в условиях воздействия СП позволит решить комплекс задач органичного сочетания имеющихся лётно-технических характеристик и эксплуатационных свойств, проявляющихся в условиях противодействия.

К таким задачам можно отнести:

- оценку эффективности компоновочных решений самолёта (схема, размещение элементов систем внутри компоновки), закладываемых на ранних стадиях проектирования в угоду обеспечения требованиям боевой живучести;
- исследование, анализ уязвимости и повреждаемости отдельных элементов систем и планера самолёта, особенно при применении новых конструктивных решений (применение новых схем, новых конструкционных материалов в силовых элементах);
- исследование влияния условий встречи СП с самолётом на характеристики его уязвимости.

Общая схема методики воздействия средств поражения по самолёту

На рис. 2 представлена схема методики по оценке воздействия поражающих элементов (ПЭ), образующихся при подрыве БЧ управляемого СП, по конструкции самолёта. Структурно методика состоит из блока исходных данных 1, где кинематические характеристики встречи ЛА и СП определяются на основании [2], а параметры БЧ задаются согласно [3]. В блоке 2 формализуется пространственно-геометрическая модель (ПГМ) компоновки самолёта, формируется полигональная модель элементов конструкции ЛА с целью дальнейшей оценки фактов попадания ПЭ.

В блоке 3 реализована имитационная модель подрыва БЧ управляемого СП с формированием осесимметричного поля ПЭ. Производится оценка кинематических параметров ПЭ. Организуется преобразование системы координат, в которых рассматривается движение ПЭ, в систему координат самолёта и производится проверка факта попадания ПЭ в конструкцию.

В блоке 4 организован вывод результатов воздействия СП по ЛА в виде общей картины накрытия, а также кинематических параметров каждого попавшего ПЭ. Эти данные являются исходными для исследования и обоснования требований живучести и повреждаемости боевого самолёта.

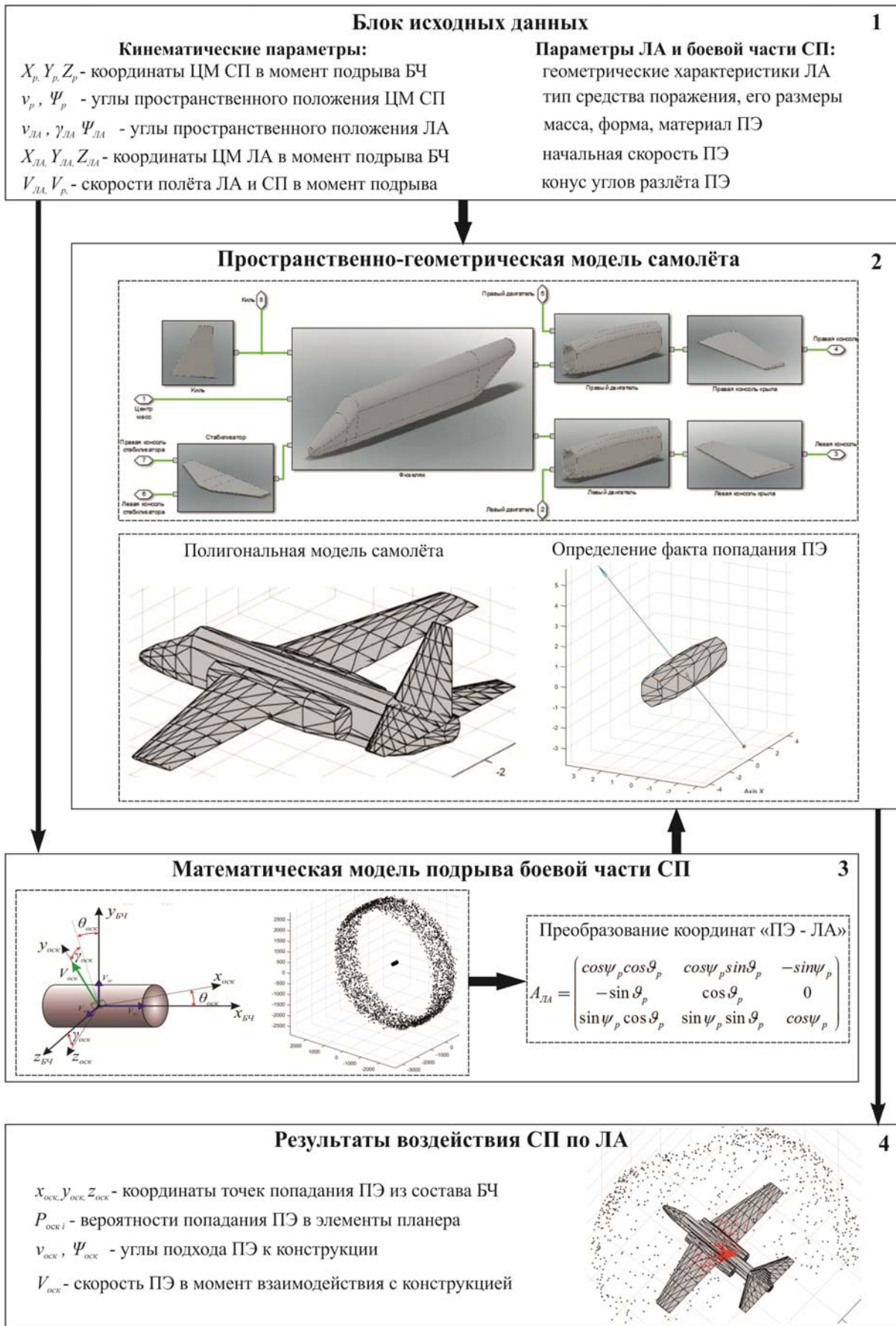


Рис. 2. Общая схема методики

Формирование пространственно-геометрической модели самолёта

В [4] указывается, что ПГМ самолёта для исследования его живучести и повреждаемости при моделировании воздействия СП должна соответствовать геометрическим и функциональным характеристикам реального ЛА. При этом ПГМ компоновки самолёта представлялась в виде пространственных прямолинейных функциональных блоков (крыло, элероны, механизация, оперение, фюзеляж, двигатели и т.д.). В целях соответствия ПГМ реальному объекту и по аэродинамическим признакам в работе в основе ПГМ ЛА лежит его трёхмерная твёрдотельная модель, наиболее полно описывающая аэродинамические обводы элементов планера. На рис. 3 показан пример формализации ПГМ крыла самолёта.

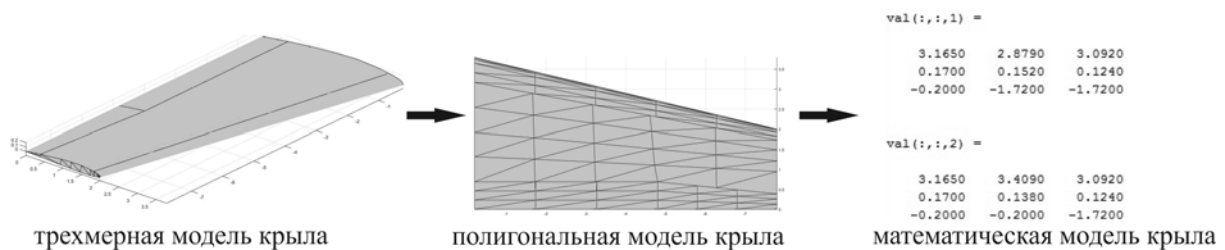


Рис. 3. Формализация ПГМ крыла самолёта

Математическое описание ПГМ крыла предполагает её представление в виде совокупности полигонов треугольной формы (рис.3), каждый из которых описывается матрицей координат вида

$$T_1 = \begin{pmatrix} x_{12} & x_{22} & x_{32} \\ y_{12} & y_{22} & y_{32} \\ z_{12} & z_{22} & z_{32} \end{pmatrix},$$

где x_{ij} , y_{ij} , z_{ij} – координаты вершин полигона относительно центра масс (ЦМ) ЛА.

Таким образом, ПГМ самолёта – многомерный массив данных координат полигонов, на которые разбиваются трёхмерные поверхности его составных частей. Увязка функциональных частей самолёта в ПГМ реализована в среде MatLab@Simulink в приложении SimMechanics (рис. 4).

Такое представление самолёта позволяет детально представить параметры его аэродинамической компоновки и однозначно учесть параметры объёмно-массового проектирования агрегатов внутри ПГМ.

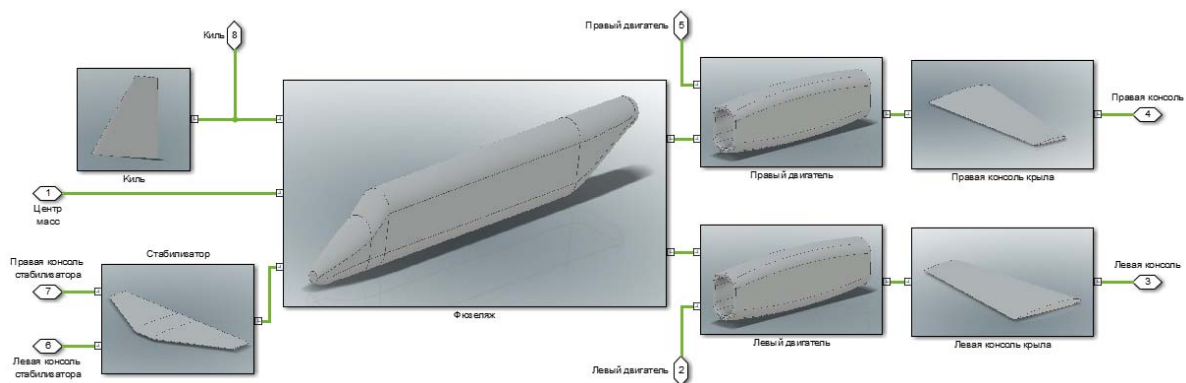


Рис. 4. Структурная схема ПГМ самолёта

Математическая модель подрыва боевой части средства поражения

Структурная схема модели подрыва БЧ и формирования поля ПЭ СП показана на рис. 5. Она состоит из блока формирования массово-геометрической модели ПЭ, имитационного блока разлёта ПЭ из состава БЧ, блока расчёта динамики полёта ПЭ с учётом массовых и аэродинамических сил, блока преобразования систем координат БЧ и ПЭ и блока формирования поля ПЭ.

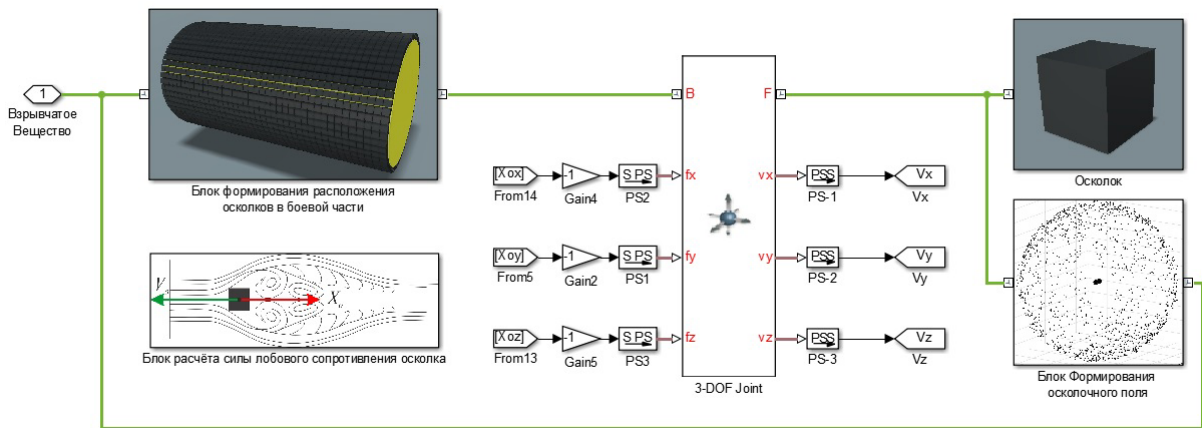


Рис. 5. Структурная схема модели формирования подрыва БЧ СП

В процессе функционирования математической модели производится случайная по распределению ПЭ на поверхности БЧ имитация их разлёта. Положение ПЭ относительно БЧ определяется двумя углами: углом бросания $\theta_{ПЭ}$ и крена $\gamma_{ПЭ}$. При этом на каждый ПЭ действуют силы тяжести и лобового сопротивления (рис. 6).

Уравнение для скорости полёта ПЭ имеет вид:

$$m_{ПЭ} \frac{dV_{ПЭ}}{dt} = -m_{ПЭ}g \sin \theta_{ПЭ} - c_x \frac{\rho V_{ПЭ}^2}{2} S,$$

где $m_{ПЭ}$ – масса ПЭ; $V_{ПЭ}$ – скорость ПЭ; ρ – плотность воздуха; S – площадь миделя ПЭ; c_x – коэффициент лобового сопротивления ПЭ; g – ускорение свободного падения; $\theta_{ПЭ}$ – угол наклона траектории вектора скорости $\bar{V}_{ПЭ} = \sqrt{V_{xПЭ}^2 + V_{yПЭ}^2 + V_{zПЭ}^2}$ к горизонту.

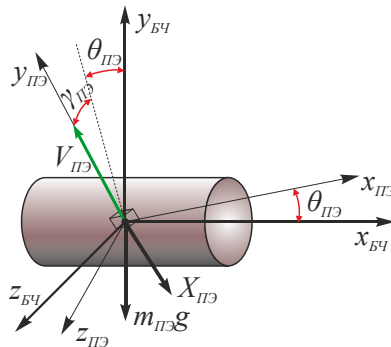


Рис. 6. Силы, действующие на ПЭ

Коэффициент лобового сопротивления ПЭ зависит от его формы и скорости полёта. В работе для определения коэффициента лобового сопротивления ПЭ используются аналитические выражения, полученные на основании аппроксимации экспериментальных данных для осколочного шарика [3].

На рис. 7 показаны результаты моделирования подрыва БЧ СП с формированием поля ПЭ. Результаты получены при следующих исходных данных: поступательная скорость СП $V_{СП} = 600$ м/с; количество ПЭ в составе БЧ – 3600, конус разлёта ПЭ с углами $\varphi_{ПЭ} \approx 55^\circ, \gamma_{ПЭ} = 0...360^\circ$, т.е. формируется осесимметричное поле ПЭ; начальная скорость ПЭ $V_{ПЭ} = 1800$ м/с; ПЭ имеет форму куба размером $7 \times 7 \times 7$ мм и массу 2,7 г.

Результаты моделирования показывают, что вследствие влияния скорости полёта средства поражения на скорость движения ПЭ относительно БЧ наблюдается сдвиг всего поля ПЭ относительно центра масс БЧ (рис. 7).

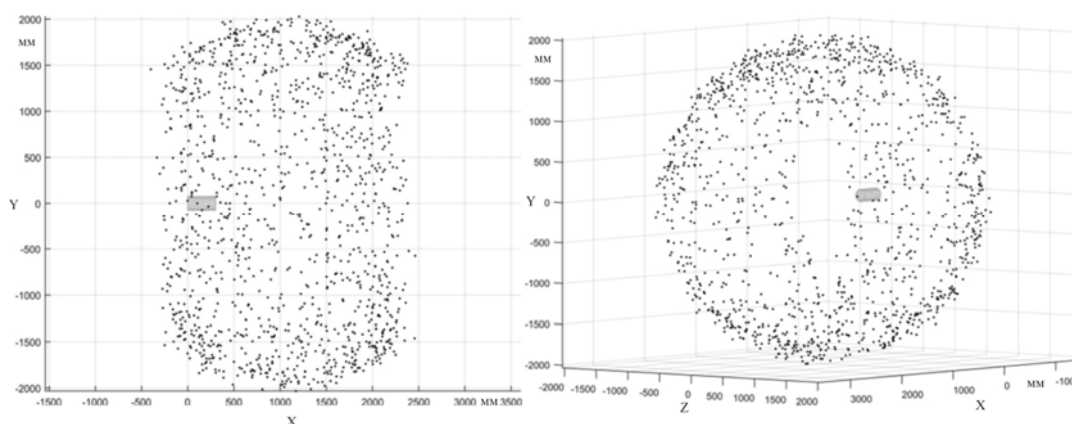


Рис. 7. Результаты моделирования по формированию поля ПЭ

Модель накрытия самолёта полем ПЭ

Уравнения движения ПЭ относительно элемента ЛА имеют вид:

$$\frac{dX_{ПЭ}}{dt} = V_{x_{ПЭ}} \cdot \cos \psi_{СП} \cdot \cos \vartheta_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \sin \vartheta_{СП} \cdot \cos \psi_{СП} - V_{z_{ПЭ}} \cdot \sin \psi_{СП},$$

$$\frac{dY_{ПЭ}}{dt} = -V_{x_{ПЭ}} \cdot \sin \vartheta_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \cos \vartheta_{СП},$$

$$\frac{dZ_{ПЭ}}{dt} = V_{x_{ПЭ}} \cdot \cos \vartheta_{СП} \cdot \sin \psi_{СП} + V_{y_{ПЭ}} \cdot \sin \vartheta_{СП} \cdot \sin \psi_{СП} + V_{z_{ПЭ}} \cdot \cos \psi_{СП},$$

где $V_{x_{ПЭ}}, V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$ – составляющие скоростей движения ПЭ в связанной системе координат БЧСП; $X_{ПЭ}, Y_{ПЭ}$ и $Z_{ПЭ}$ – координаты ПЭ в связанной системе координат элемента ЛА.

В процессе моделирования вычисляются координаты каждого ПЭ в системе координат ЛА, производится сравнение их значений с координатами полигонов ПГМ элементов самолёта. При численной близости координат ПЭ к координатам полигонов ПГМ происходит остановка процесса моделирования с выводом значений координат X, Y и Z предполагаемого попадания ПЭ в элемент ЛА и значений составляющих его скорости $V_{x_{ПЭ}}, V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$ в этой точке. На рис. 8 приведена структурная схема модели оценки попадания ПЭ в конструкцию фюзеляжа самолёта.

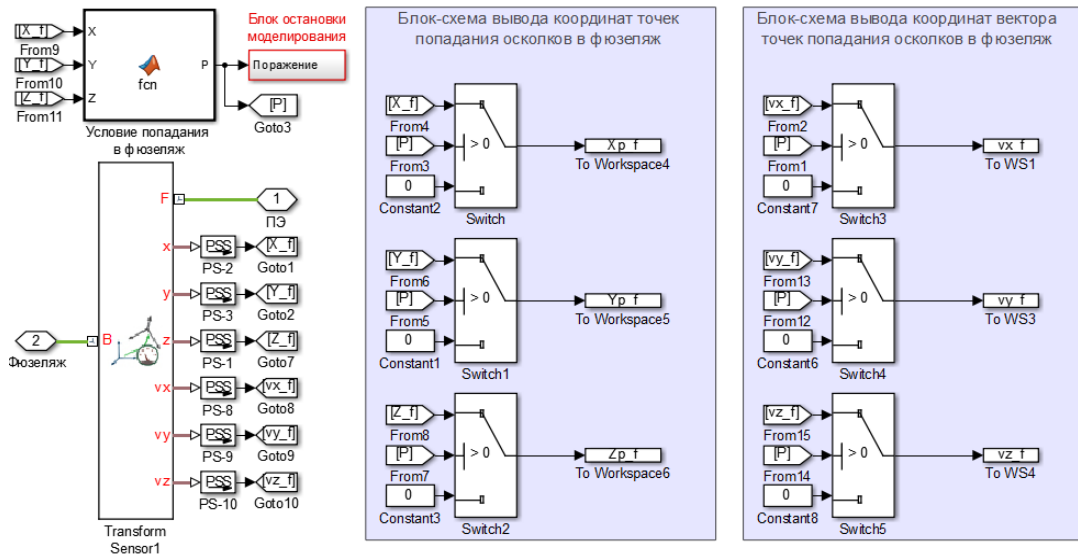


Рис. 8. Структурная схема модели по оценке попаданий ПЭ из состава БЧ в фюзеляж

Итогом работы модели является массив координат ПЭ, лежащих в непосредственной близости от элементов ПГМ самолёта. Каждой такой точке с координатами ПЭ соответствуют составляющие абсолютной его скорости $V_{x_{ПЭ}}$, $V_{y_{ПЭ}}$ и $V_{z_{ПЭ}}$, однозначно определяющие ориентацию ПЭ относительно соответствующего полигона ПГМ.

Определение факта попадания ПЭ в конструкцию самолёта

Вычисление координат точек пересечения траектории ПЭ с поверхностью ПГМ самолёта реализовано в работе методом трассировки луча, в основе которого лежит вычисление координат точки пересечения луча, выпущенного из точки предполагаемого попадания с плоскостью, в которой находится треугольный полигон [5].

На рис. 9 точке $M_0(x_0, y_0, z_0)$ соответствует точка с координатами $(X_{ПЭ}, Y_{ПЭ}, Z_{ПЭ})$ возможного попадания осколка в элементы ПГМ самолёта. Координаты вершин треугольного полигона (x_1, y_1, z_1) , (x_2, y_2, z_2) , (x_3, y_3, z_3) – данные из числового многомерного массива ПГМ ЛА. Луч в пространстве задаётся начальной точкой $M_0(x_0, y_0, z_0)$ и направляющим вектором $\vec{V}(V_{x_{ПЭ}}, V_{y_{ПЭ}}, V_{z_{ПЭ}})$, выпущенным из этой точки.

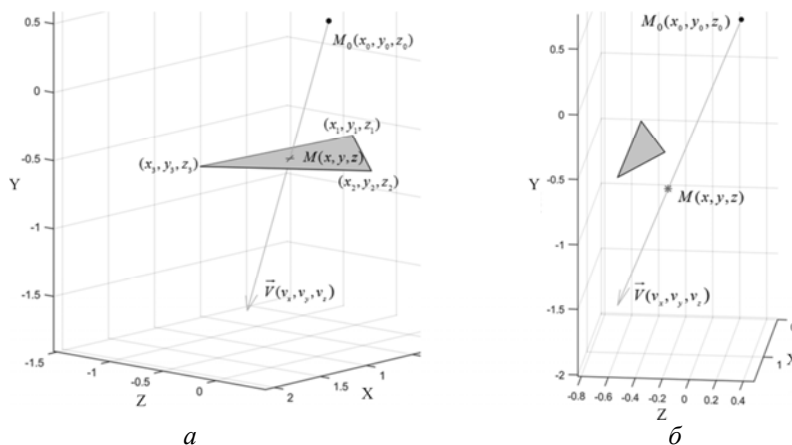


Рис. 9. Структурная схема модели по оценке попаданий ПЭ из состава БЧ в фюзеляж: а – попадание; б – промах

Алгоритм предполагает поиск точки пересечения луча с плоскостью, в которой лежит полигон, заданный координатами его вершин, и проверку принадлежности точки пересечения луча и плоскости полигону, реализованной по правилу «площадей треугольников» [5].

В процессе вычисления точек попадания осколков их координаты записываются в массив данных для каждого элемента ЛА. Производится построение графического отображения картины накрытия ЛА полем ПЭ и вычисляются числовые значения попаданий в элементы самолёта.

На рис. 10 показано частное решение по получению картины накрытия ЛА полем ПЭ при полёте СП со скоростью $V_{СП} = 600 \text{ м/с}$. Углы атаки и скольжения СП: $\alpha_{СП} = 0^\circ$, $\beta_{СП} = 0^\circ$. Координаты центра масс СП относительно ЛА: $X_{СП} = -2,0 \text{ м}$, $Y_{СП} = 1,8 \text{ м}$, $Z_{СП} = -0,5 \text{ м}$. Углы пространственного положения СП относительно центра масс ЛА: $\vartheta_{СП} = 10^\circ$, $\psi_{СП} = 30^\circ$.

Количество попавших в элементы ЛА осколков приведено в таблице.

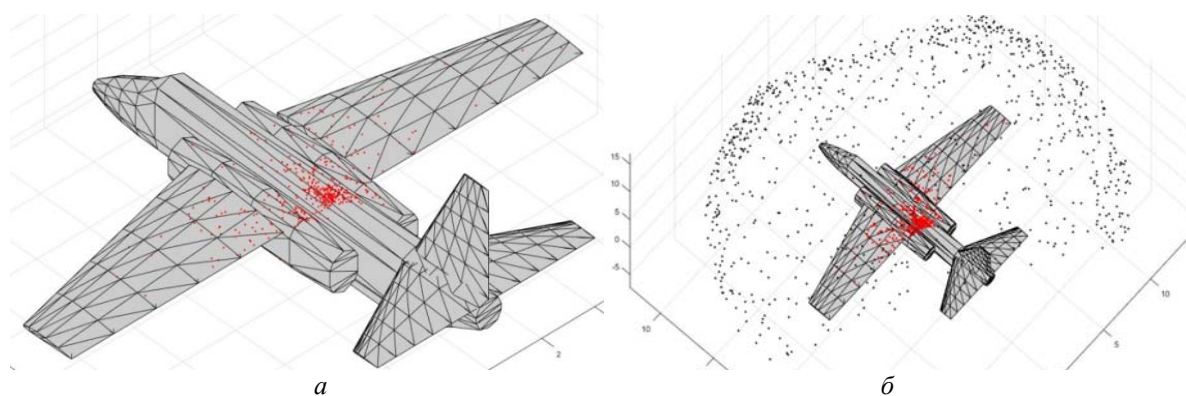


Рис. 10. Картина накрытия самолёта полем ПЭ СП:
а – точки попадания ПЭ; б – характер накрытия ЛА ПЭ с учётом промахов

Таблица. Характеристики накрытия ЛА полем ПЭ

№ п/п	Элемент ЛА	Количество попавших осколков
1	ЛА	453
2	Фюзеляж	241
3	Левая консоль крыла	53
4	Правая консоль крыла	43
5	Левый двигатель	82
6	Правый двигатель	33
7	Стабилизатор	1
8	Киль	0

Заключение

Представленная методика и математические модели позволяют получать характеристики накрытия самолёта средствами поражения, определять кинематические характеристики ПЭ в момент встречи с конструкцией. Эти данные являются исходными для обоснования требований обеспечения боевой живучести самолёта, повреждаемости его элементов и необходимы для последующего прогноза технического состояния ЛА.

Библиографический список

1. Попович К.Ф., Подобедов В.А., Левицкий С.В., Шапиро Н.С. Обоснование технического облика лёгкого многофункционального боевого самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 1. С. 22-29.
2. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полёта. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.
3. Миропольский В.Ф., Пырьев Е.В., Головенкин В.В., Хрулин С.В. Авиационные боеприпасы. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. 407 с.
4. Болховитинов О.В., Вольнов И.И., Захарченко В.С., Калашников В.И., Константинов С.Д., Михалёв Г.Е., Павлов С.Н., Подоляк М.П., Румянцев С.С., Хайров А.М. Конструкция и прочность летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 678 с.
5. Постников М.М. Лекции по геометрии. Семестр I. Аналитическая геометрия: учебное пособие для вузов. М.: Наука, 1986. 416 с.

PROCEDURE AND MATHEMATICAL MODELS FOR THE VALIDATION OF REQUIREMENTS TO COMBAT AIRCRAFT WITH ACCOUNT OF ENSURING ITS SURVIVABILITY AND DAMAGE TOLERANCE ON EXPOSURE TO MEANS OF DESTRUCTION

© 2018

- A. N. Sazhin** Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of the Department of Aviation Complexes and Aircraft Design;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
72_sazhin1981@mail.ru
- D. V. Kovalchuk** Inflight Aircraft Maintenance Technician (helicopter) of the air squadron of tests and development of airborne EW equipment;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
kovalchuck.dima@mail.ru
- V. N. Kolodezhnov** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
kvn117@mail.ru
- V. A. Malyshev** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
vamalyshhev@list.ru
- R. R. Shatovkin** Doctor of Science (Engineering);
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
Shatovkin@yandex.ru

The necessity of creating a complex of mathematical models of the functioning of a combat plane in conditions of exposure to means of destruction to resolve the possible inconsistency of the plane's tactical flight properties and performance characteristics is validated in the article. The developed scheme of the procedure of assessing the impact of weapons on the aircraft is presented. The scheme allows justification of the design and layout solutions and circuitry to ensure combat survivability, research and analysis of the damage tolerance of the airframe elements under various conditions of the weapon-aircraft rendezvous, including the early stages of design. The principles underlying the development of mathematical models for the formation of the spatial-geometric structure of the aircraft

on the basis of its three-dimensional solid-state configuration, simulation of the weapon warhead detonation with the formation of the field of damage agents, aircraft coverage with damage agents with the definition of the facts of their hitting the aircraft are outlined. The technique makes it possible to produce multiple statistical modeling of the process of impact of standard means of destruction on the aircraft with the assessment of characteristics of combat damage of the airframe structures. The individual kinematic characteristics of each damage agent of the weapon warhead in the contact with the elements of the aircraft structure, taking into account the mass and aerodynamic forces are calculated. Examples of the developed mathematical models are given.

Combat survivability; damageability; means of destruction; damage agent.

Citation: Sazhin A.N., Kovalchuk D.V., Kolodezhnov V.N., Malyshev V.A., Shatovkin R.R. Procedure and mathematical models for the validation of requirements to combat aircraft with account of ensuring its survivability and damage tolerance on exposure to means of destruction. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 116-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-116-126

References

1. Popovich K.F., Podobedov V.A., Levitskiy S.V., Shapiro N.S. To Determination of basic technical features of the lightweight multipurpose combat aircraft. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2015. No. 1. P. 22-29. (In Russ.)
2. Levitskiy S.V., Sviridov N.A. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2008. 527 p.
3. Miropol'skiy V.F., Pyr'ev E.V., Golovenkin V.V., Khrulin S.V. *Aviatsionnye boepri-pasy* [Aircraft ammunition]. Moscow: VUNTS VVS «VVA im. prof. N.E. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina» Publ., 2010. 407 p.
4. Bolkhovitinov O.V., Vol'nov I.I., Zakharchenko V.S., Kalashnikov V.I., Konstantinov S.D., Mikhalev G.E., Pavlov S.N., Podolyak M.P., Rumyantsev S.S., Khayrov A.M. *Konstruktziya i prochnost' letatel'nykh apparatov* [Aircraft design and strength]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2004. 678 p.
5. Postnikov M.M. *Lektsii po geometrii. Semestr I. Analiticheskaya geometriya: uchebnoe posobie dlya vuzov* [Lectures on geometry. Semester I. Analytical geometry]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 416 p.