

## АНАЛИЗ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВНЕШНИХ ПОДУШЕК БЕЗОПАСНОСТИ НА ВЕРТОЛЕТЕ

Николаев Е.И., Югай П.В.\*

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева — КАИ,  
ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

\* e-mail: pavelyugai@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 10.05.2021

Представлены результаты численного моделирования процесса заполнения подушек безопасности газом. Получены зависимости массового расхода от температуры, которые должен обеспечить источник заполнения подушки с заданным начальным давлением и объемом. По результатам конечно-элементного анализа определено время, за которое подушка безопасности заполняется газом до заданного давления. Выполнен сравнительный анализ нагружения вертолета в процессе посадки с внешними подушками и без них с учетом упругопластического деформирования фюзеляжа. На основании результатов выполненных расчетов и статистических данных об аварийных инцидентах с вертолетами, выполнен анализ преимуществ и недостатков применения системы внешних подушек безопасности.

*Ключевые слова:* внешние подушки безопасности, заполнение газом, аварийная посадка вертолета, газодинамические характеристики, противоударная аварийная система.

### Введение

Обеспечение выживаемости и травмобезопасности пассажиров и экипажей летательных аппаратов становится всё более значимой и актуальной задачей. По данным Национального союза страховщиков ответственности (НССО), вертолет является одним из наиболее опасных видов транспорта из всех, по которым страхуется обязательная гражданская ответственность перевозчиков. Одно из направлений повышения выживаемости — сохранение целостности летательного аппара-

та и снижение нагрузок, действующих на людей, путем использования различных систем поглощения энергии удара при вынужденной аварийной посадке. Одним из примеров является применение внешних подушек безопасности (рис. 1) [1–3]. Среди научных исследований применения внешних подушек безопасности на вертолетах можно выделить [4, 5], имеются также патенты [6–8].

Настоящая статья является прямым продолжением работы [9] и дополняет её в части анализа целесообразности использования внешних поду-



Рис. 1. Внешние подушки безопасности на вертолетах

шек для обеспечения выживаемости пассажиров и экипажей вертолетов. В отличие от указанных выше исследований, в настоящей работе:

- выполнено расчетное исследование влияния подушек безопасности на целостность внутреннего объема фюзеляжа вертолета;

- определены основные требования к источникам газа, обеспечивающим заданную скорость заполнения подушек газом до их рабочего состояния;

- сформулированы основные недостатки применения внешних подушек безопасности на вертолете.

Основные исходные данные для исследования (модель вертолета, параметры подушек безопасности) взяты из работы [9] без изменений, за исключением следующего: недеформируемая модель фюзеляжа вертолета заменена конечно-элементной моделью с упругопластическими свойствами, заимствована из работы [10] и доработана для целей настоящего исследования (рис. 2).

В отличие от рассматриваемых внешних подушек, изготавливаются из герметичных тканей, вследствие чего достаточно долго наполняются газом. Так, время заполнения всех баллонетов вертолета Bell 206 составляет около 5 с [11], вертолета Bell 212 — около 6 с [12].

Для оценки времени заполнения внешних подушек газом необходимо определиться с характеристиками материала подушек и источника газа. Выбор материала подушек определяется требованиями по обеспечению прочности и минимизации массы. Публикации и патенты на тему разработки систем внешних подушек безопасности указывают на необходимость использования высокопрочных тканей на основе полиэфирных волокон Vectran или арамидных волокон Kevlar [7, 13]. В настоящем исследовании в качестве материала подушек используется ткань марки «Kevlar K129», механические характеристики которой взяты из статьи [14].

Для получения сетки конечных элементов свернутой подушки необходимо выполнить соот-

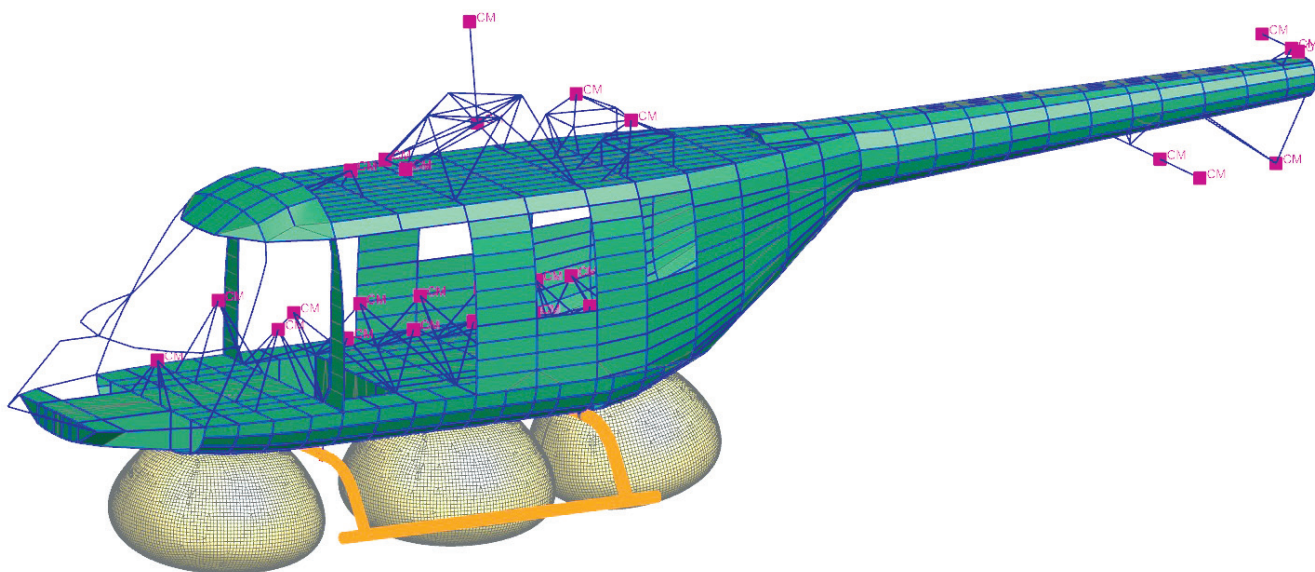


Рис. 2. Конечно-элементная модель вертолета с подушками безопасности

### Моделирование укладки подушки безопасности

Почти все немногочисленные исследования на тему скорости газонаполнения мягких оболочек относятся либо к автомобильным подушкам безопасности, либо к системам аварийного приводнения вертолетов. Автомобильные подушки безопасности в среднем заполняются за 60–100 мс. Баллонеты систем аварийного приводнения вертолетов имеют объемы, сопоставимые с объемами внешних подушек вертолетов. Баллонеты, в от-

ветствующее моделирование укладки подушки. Деформирование ткани подушки в процессе её укладки в специальный контейнер представлено на рис. 3.

Сущность данного метода заключается в уменьшении контрольного объема недеформированной (раскрытой) подушки безопасности до необходимого. При этом выполняется условие контактного взаимодействия между материалом подушки и стенками контрольного объема. Дан-

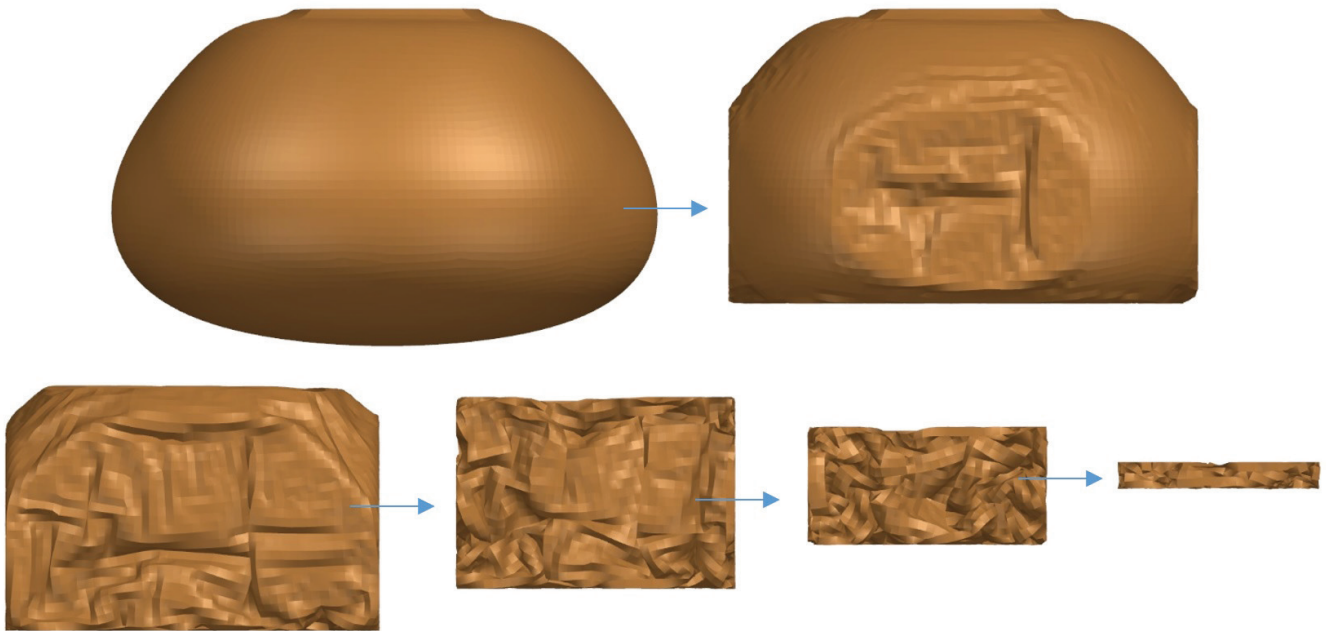


Рис. 3. Процесс построения свернутой подушки безопасности

ный способ позволяет получить конечно-элементную модель подушки безопасности в сложенном состоянии с целью последующего моделирования её раскрытия. Моделирование выполнено в системе конечно-элементного анализа MSC Dytran.

#### Параметры источника газа

В настоящем исследовании моделируется наличие индивидуального источника газа для каждой из трех подушек безопасности. Рассматриваемый источник газа представляет собой легкий металлокомпозитный баллон высокого давления со сжатым азотом. Основными параметрами источника газа, необходимыми для моделирования раскрытия подушки безопасности, являются массовый расход газа и температура поступающего в подушку газа. Они, как правило, определяются экспериментально [15], с использованием CFD решений [16] или с использованием более простых математических моделей, например в данной работе это смоделировано в Matlab Simulink (рис. 4).

Математическая модель в Matlab Simulink основана на представлении двух объемов, соединенных между собой достаточно коротким каналом и заполненных идеальным газом с различным начальным давлением. В качестве газа используется технический азот. Процесс перетекания газа от постоянного объема источника к постоянно-тестовому объему предполагается адиабатическим, он основан на уравнениях баланса массы,

энергии, импульса [17] и определяется исходными параметрами, приведенными в таблице.

Интегрирование по времени выполняется методом Рунге—Кутты 4-го порядка точности с шагом 1 мкс. В результате данная модель позволяет получить искомый массовый расход и температуру газа на выходе из источника газа (рис. 5).

Представленные в таблице параметры получены путем выполнения серии расчетов и подобраны из условия удовлетворения конструкции источника газа требованиям по массе, габаритам, рабочему давлению и объему подушки безопасности в раскрытом состоянии.

#### Результаты моделирования процесса заполнения подушки газом

Полученные в результате серии расчетов в Matlab Simulink зависимости использованы в качестве исходных данных для моделирования раскрытия подушки безопасности в системе конечно-элементного анализа MSC Dytran. Процесс заполнения подушки газом представлен на рис. 6.

Полным раскрытием подушки безопасности можно считать момент времени, при котором давление газа в раскрытой подушке достигает заданного значения. Давление определяется в основном требуемыми характеристиками по поглощению энергии удара. В представленной модели избыточное давление в подушке равно 100 кПа, а соответствующее ему время заполне-

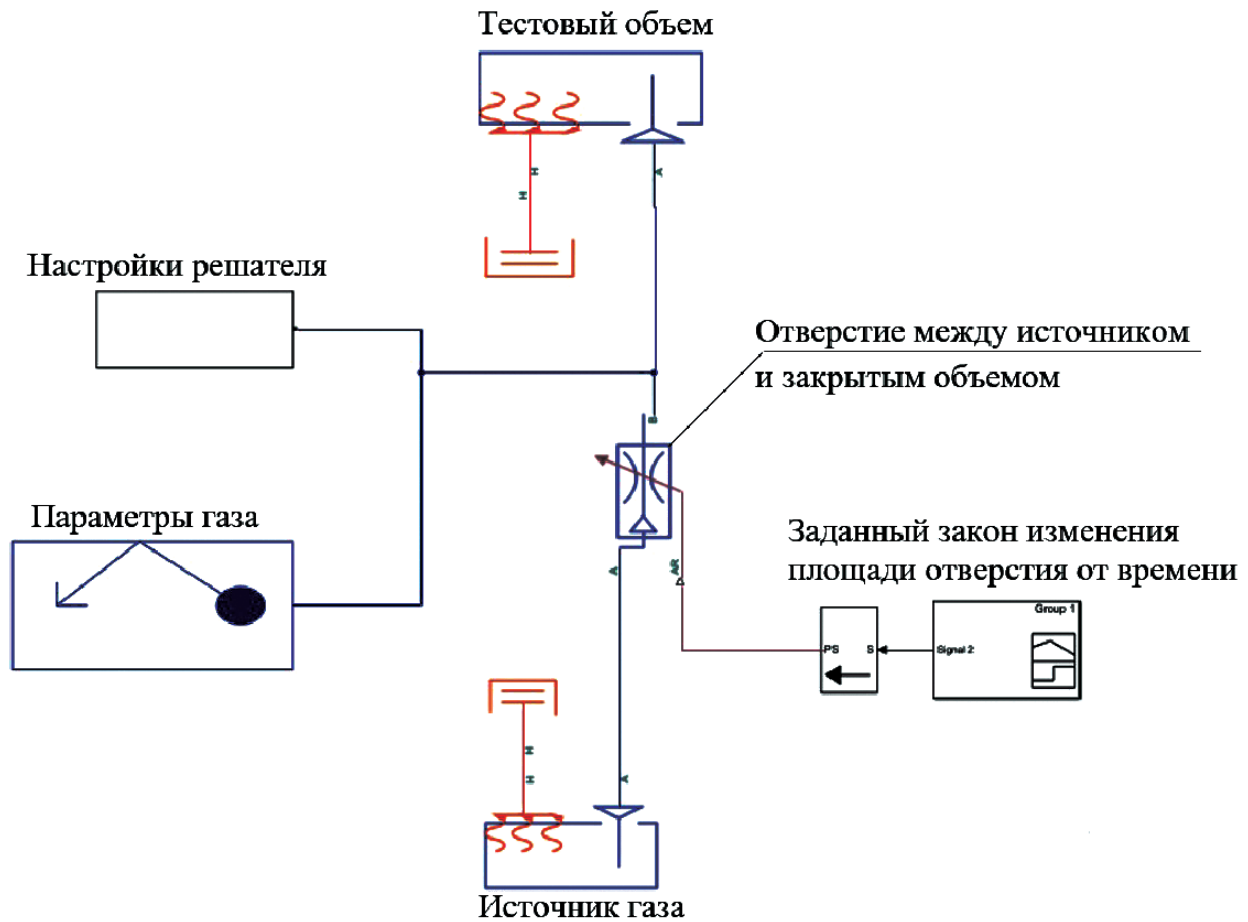


Рис. 4. Модель перетекания газа от источника в тестовый объем

Удельная теплоемкость при постоянном давлении	Дж/(кг·К)	1005
Удельная теплоемкость при постоянной температуре	Дж/(кг·К)	717,5
Динамическая вязкость	Па·с	18,2e-6
Начальное давление источника газа	кПа	2000
Начальная температура источника газа	К	293
Объем источника газа	м <sup>3</sup>	0,0034
Начальное давление в тестовом объеме	кПа	101
Начальная температура в тестовом объеме	К	293
Тестовый объем	м <sup>3</sup>	0,075
Площадь отверстия, соединяющего два объема	м <sup>2</sup>	0,01
Коэффициент площади отверстия	-	0,7
Время, за которое площадь отверстия изменяется от 0 до 100 %	с	0,1

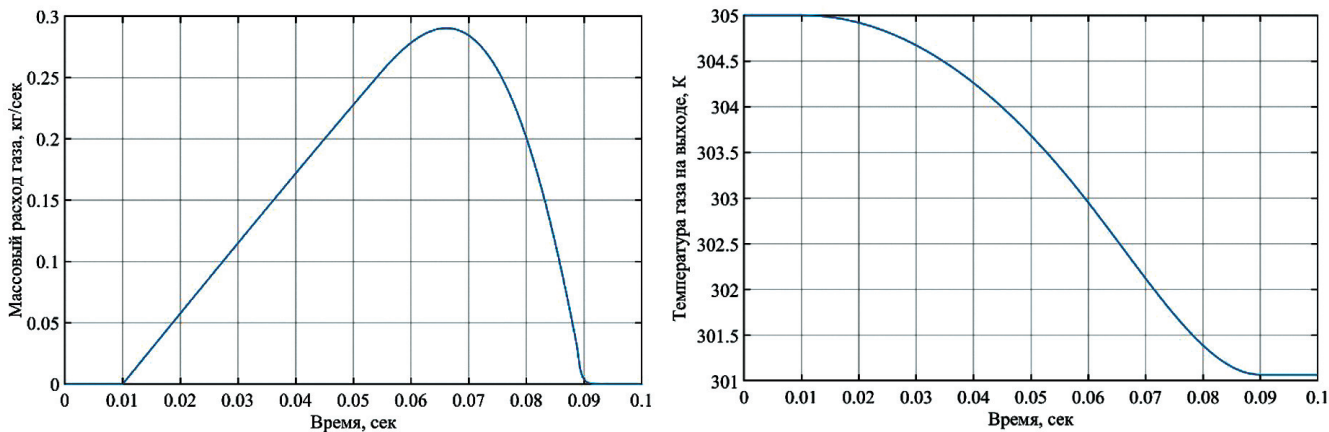


Рис. 5. Изменение массового расхода и температуры газа

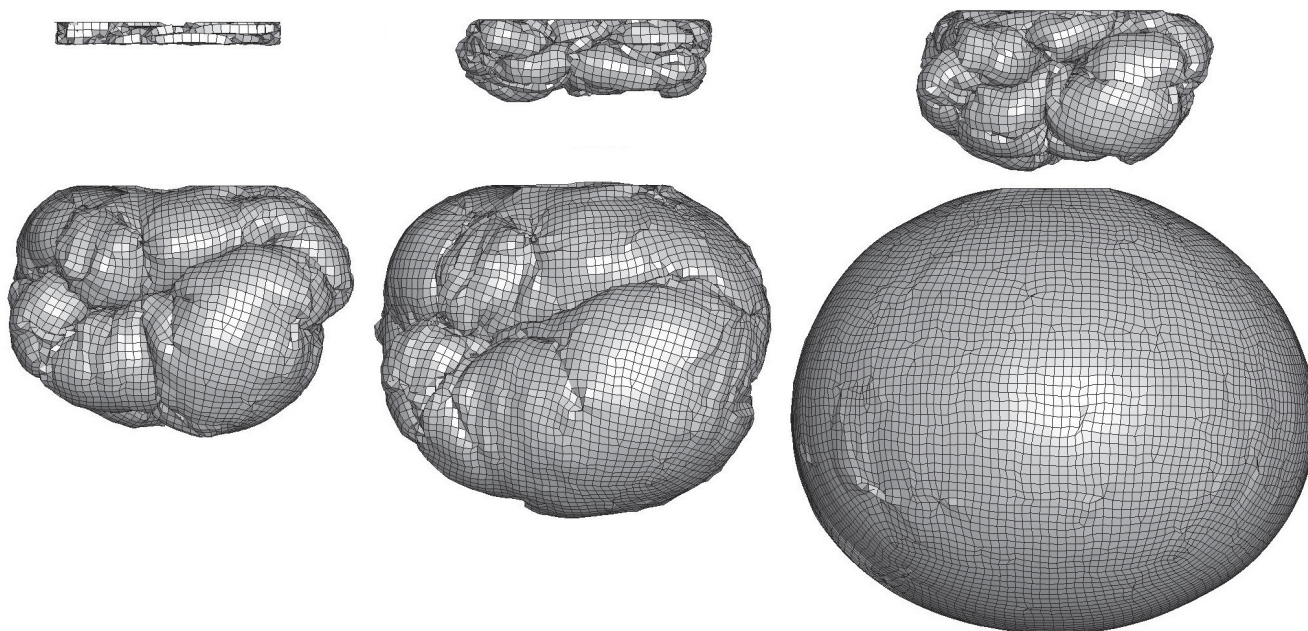


Рис. 6. Визуализация заполнения подушки газом

ния равно 1,7 с. Такой результат можно считать удовлетворительным, однако скорость заполнения можно существенно повысить путем оптимизации укладки подушки.

Оценка полученного результата, выполненная с использованием статистических данных по аварийным инцидентам с вертолетами, представлена ниже.

**Моделирование столкновения вертолета с посадочной поверхностью**

Конечно-элементная модель фюзеляжа вертолета представлена в работе [10], изображена на

рис. 7 и адаптирована для системы MSC Dytran в варианте с подушками и без подушек.

Модель состоит из балочных и оболочечных конечных элементов, основным материалов которых является алюминиевый сплав Д16 с характеристиками упругопластического деформирования. Конечные элементы сосредоточенных масс соединены с элементами фюзеляжа посредством интерполяционных элементов RBE3 и жестких элементов RBE2. Общая масса конечно-элементной модели равна 3450 кг.

С целью определения достоверности принятых массовых и жесткостных характеристик конечно-

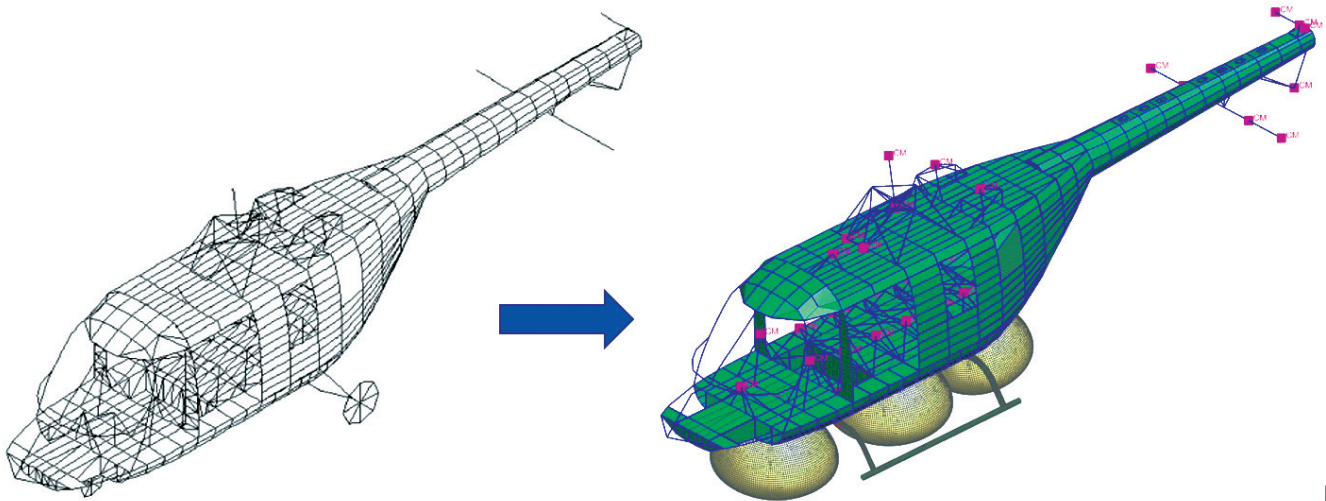


Рис. 7. Конечно-элементная модель вертолета АНСАТ

элементной модели без подушек выполнено сравнение собственных форм и частот колебаний с данными натурального эксперимента, которое показало удовлетворительные результаты для первых четырех форм колебаний. Первые две изгибные

формы колебаний представлены на рис. 8. Кроме того, выполнена валидация расчетной модели, моделирующей сброс части фюзеляжа вертолета. Результаты изложены в докладе [18].

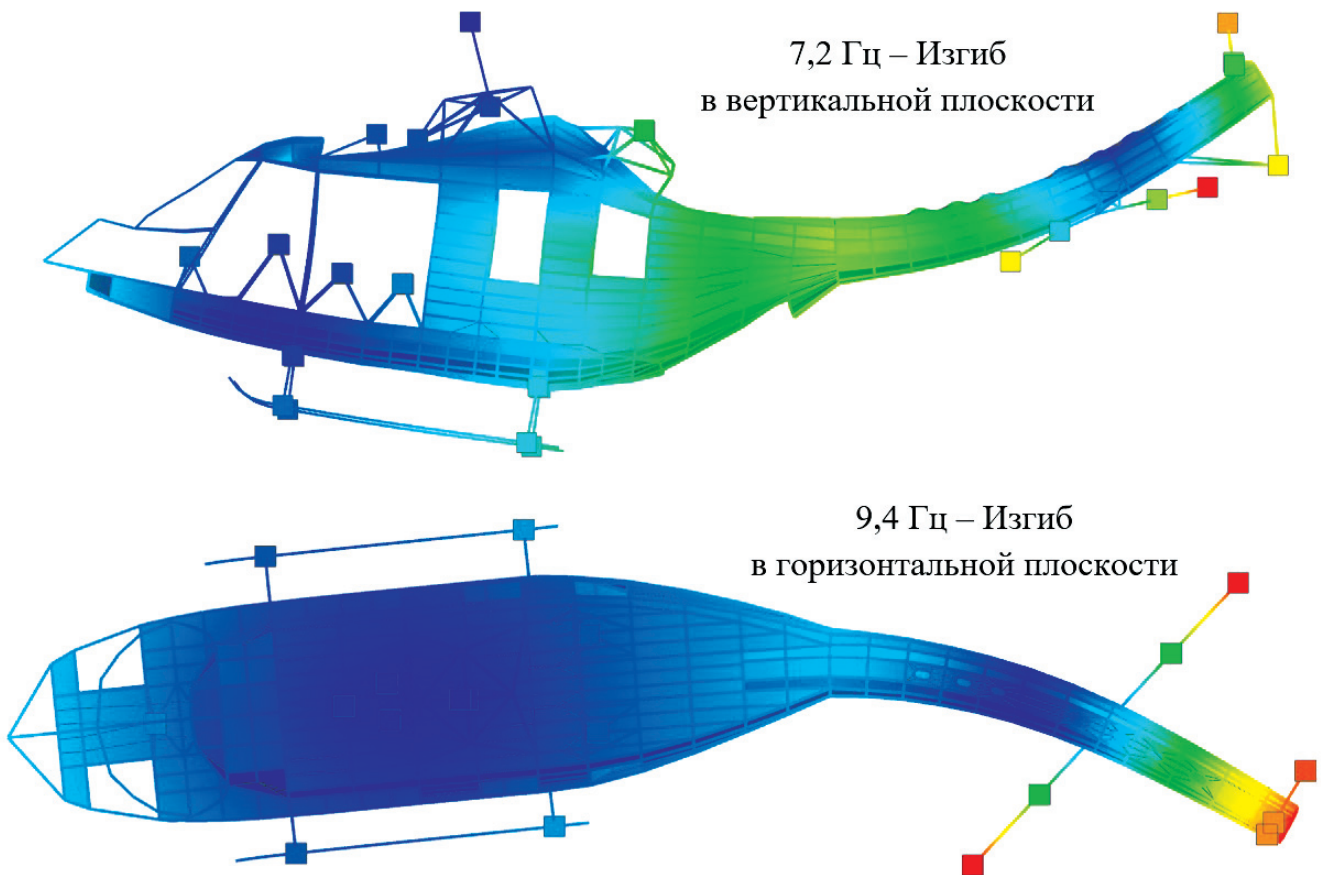


Рис. 8. Формы колебаний фюзеляжа вертолета

Для анализа эффективности применения систем энергопоглощения необходимо рассмотреть множество сценариев аварийной посадки вертолета. В зарубежной литературе [19] на базе статистических данных об аварийных инцидентах с вертолетами различных категорий выработаны основные требования к проектированию систем энергопоглощения. К указанным требованиям относятся условия нагружения (скорость в момент удара, пространственное положение в момент удара) и критерии соответствия данным условиям. Для оценки влияния внешних подушек на деформации фюзеляжа выбран случай нагружения вертикального столкновения вертолета с жесткой посадочной поверхностью (рис. 9).

Рассматриваемый случай нагружения эквивалентен свободному падению вертолета с высоты 15,2 м. Начальным условием является вертикальная скорость 17,2 м/с и ускорение свободного падения, действующие на вертолет момент касания посадочной поверхности. Деформации фюзеляжа

в процессе удара вертолета без подушек представлены на рис. 10, с подушками — на рис. 11.

Один из наиболее важных критериев оценки работоспособности системы поглощения энергии — обеспечение достаточного внутреннего объема кабины вертолета для сохранения жизни и здоровья людей. На рис. 10 видно, как массивные аг-

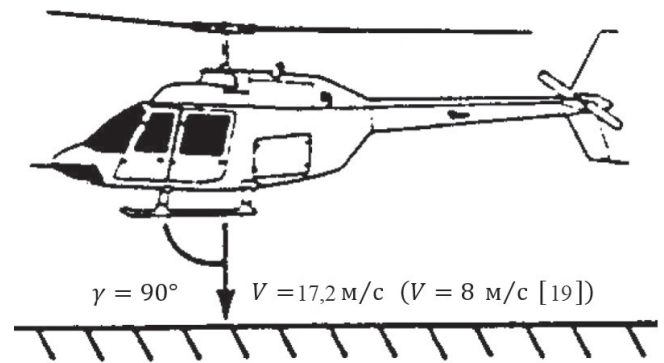


Рис. 9. Случай вертикального удара вертолета

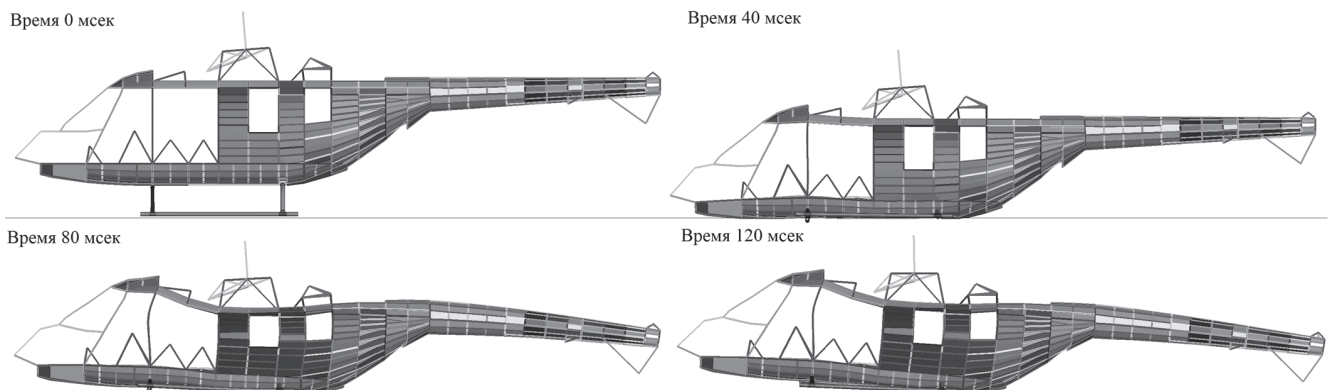


Рис. 10. Деформированное состояние фюзеляжа вертолета без подушек в процессе удара о посадочную поверхность

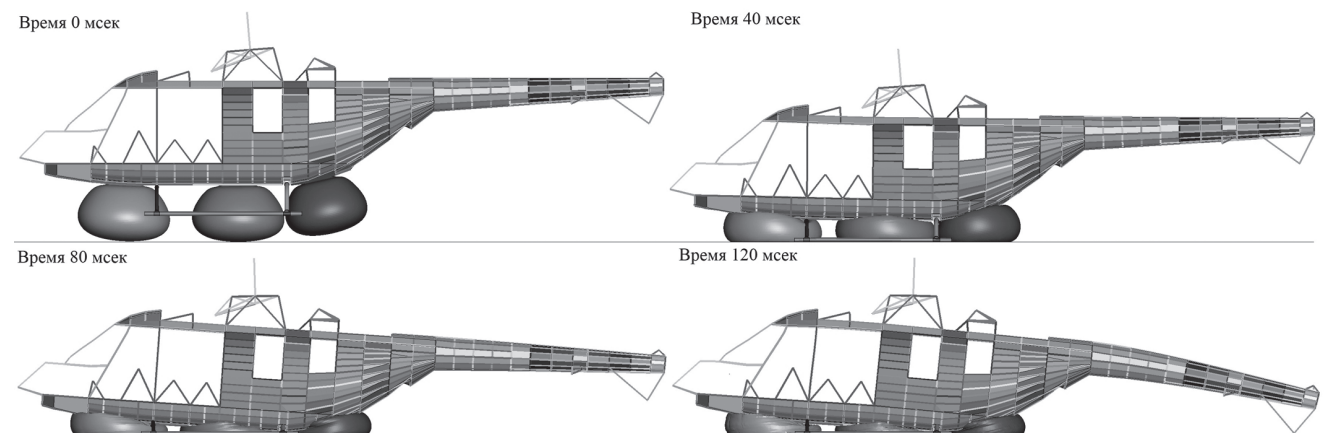


Рис. 11. Деформированное состояние фюзеляжа вертолета с подушками в процессе удара о посадочную поверхность

регатты вертолета, такие, как трансмиссия, силовая установка, деформируют потолочную панель, на которой они установлены, уменьшая тем самым объем пассажирской кабины. Наиболее наглядно влияние подушек на деформации фюзеляжа вертолета при столкновении с землей показано на рис. 12 [20].

жиры должны наклониться вперед, опустить голову вниз, руками упереться в спинку стоящего кресла, а при его отсутствии руками обхватить колени и положить на них голову. Данная мера призвана снизить перегрузки в направлении голова—таз, однако, учитывая деформации, изображенные на рис. 13, можно заключить, что выполнение



Рис. 12. Результаты испытаний без внешних подушек (справа) с внешними подушками (слева)

Изменение объема пассажирской кабины представлено также на рис. 13. При этом остаточная высота потолочной панели относительно уровня пола для варианта с подушками составляет 1337 мм против 1003 мм варианта без подушек.

Известно, что в авиации принят определенный порядок действий для пассажиров в случае аварийной ситуации на взлете или посадке. Пасса-

предписанных пассажирам действий также снижает вероятность получения травм от контакта головы с потолочной панелью.

Указанные выше деформации вызваны преимущественно нагрузками со стороны главного редуктора, ускорения в центре масс которого представлены на рис. 14. Работа инерционных сил агрегатов потолочной панели на вертолете без

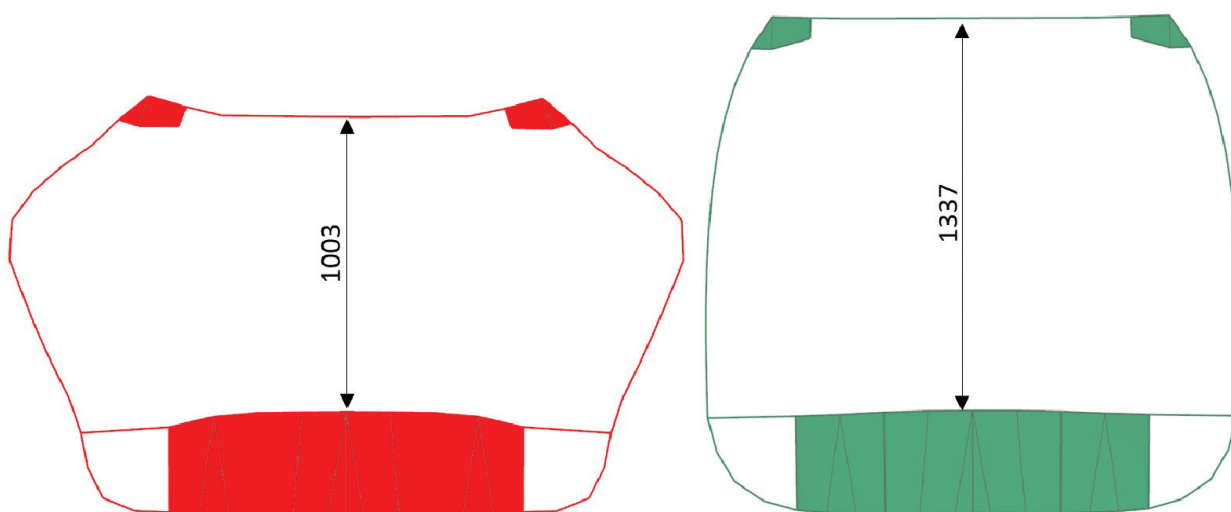


Рис. 13. Сечение фюзеляжа по плоскости шпангоута в момент максимальных перегрузок без подушек (слева) с подушками (справа)



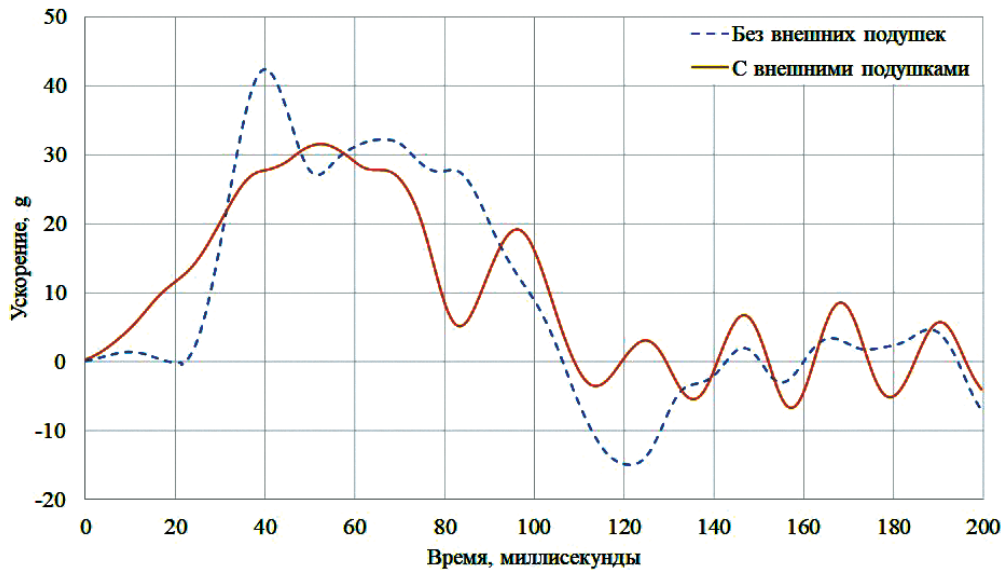


Рис. 14. Перегрузки в центре масс главного редуктора

подушек расходуется на пластические деформации фюзеляжа. Наличие на вертолете внешних подушек позволяет направить энергию удара на работу газа в подушках, снижая тем самым деформации фюзеляжа. Работа газа в подушках в основном расходуется на повышение температуры и давления, разрыв специально ослабленных зон-отверстий материала подушек [9] и просачивание газа в атмосферу через указанные отверстия.

В большинстве случаев анализ динамического ударного нагружения конструкции выполняется на моделях, не учитывающих все конструктивные особенности фюзеляжа, отдельных узлов крепления агрегатов к фюзеляжу. В этой связи полученные в центрах масс агрегатов перегрузки

целесообразно использовать для более детального анализа прочности крепления данных агрегатов на локальных конечно-элементных моделях.

Значения перегрузок, приведенные на рис. 14, могут в некоторой степени дать ложное представление и влияния подушек на перегрузки агрегатов вертолета ввиду небольшой разницы. В различных точках вертолета перегрузки могут существенно различаться из-за угловых ускорений вертолета относительно центра масс. Перегрузки в центре масс вертолета представлены на рис. 15.

На рис. 15 можно наблюдать несколько пиковых значений как для варианта с подушками, так и для вертолета без них. Это объясняется последовательными деформациями и контактным вза-

### Перегрузки в центре масс вертолета

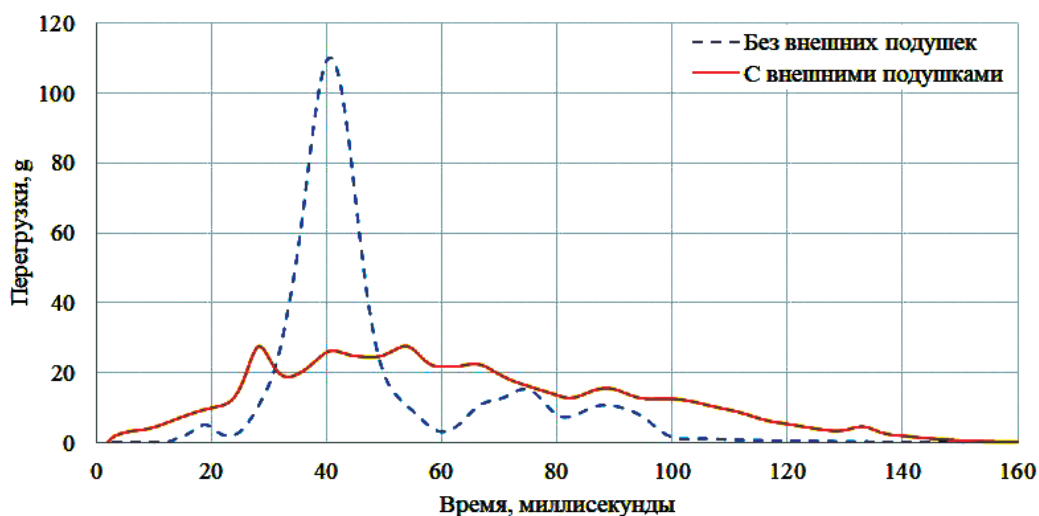


Рис. 15. Перегрузки в центре тяжести вертолета

имодействием множества конструктивных элементов, а также работой газа в подушках (для варианта с подушками). Каждое резкое изменение жесткости отдельных элементов конструкции ресор шасси, шпангоутов фюзеляжа или хвостовой опоры, вследствие потери устойчивости или разрушения, приводит к локальным экстремумам функции перегрузок. В случае приземления на внешние подушки разрушения и потеря устойчивости элементов конструкции фюзеляжа происходят в меньшей степени или вообще отсутствуют.

Локальные максимумы функции перегрузок для варианта с подушками вызваны в основном резким изменением давления внутри подушек в момент достижения заданного давления и срабатывания газа через специальный клапан в подушке. Процесс изменения давления и температуры газа в процессе столкновения вертолета с посадочной поверхностью рассматривался в статье [9].

#### Недостатки системы внешних подушек безопасности

Анализ предмета исследования не может быть полноценным без рассмотрения его недостатков. Главными недостатками любой системы, предназначенной для обеспечения выживаемости людей на борту, являются значительная масса конструкции, занимающей полезный объем, а также зависимость эффективности системы от условий аварийной посадки. Сравнивая представленную в настоящей статье систему энергопоглощения с аналогичными системами повышения безопасности, выживаемости и авиарестойкости вертолетов, можно сделать следующие замечания относительно указанных недостатков.

Масса конструкции системы спасения состоит из масс подушек безопасности, источников газа, соединительных трубопроводов, бортового оборудования, предназначенного для оценки аварийных условий, автоматической активации источников газа и управления начальным давлением в подушках безопасности. Основные сведения об указанных комплектующих и их взаимодействии изложены в патентах [6, 7]. Учитывая эти сведения и распространяя их на рассмотренную в настоящей статье модель вертолета с принятыми параметрами источника газа и подушек безопасности, можно утверждать, что предполагаемая масса всех компонентов системы внешних подушек безопасности не превысит 32 кг. Для сравнения: масса системы аварийного приводнения, которая во многом близка к системе внешних подушек, по данным отчета [11] имеет массу 65 и 100 кг на вертолетах Bell 206 и Bell 222/230 соответственно.

Объем, занимаемый внешними подушками безопасности, также не превышает объема баллонов систем приводнения. Это объясняется отсутствием требований к материалу подушек безопасности в части их герметичности и, как следствие, их меньшей массой и меньшим объемом в сравнении с баллонами систем приводнения (нет требований сохранения вертолета на плаву в течение 30 мин). Расположение и крепление на фюзеляже вертолета внешних подушек может быть аналогично креплению баллонов (рис. 16).

Относительно ограничений в части работоспособности системы энергопоглощения выполнен анализ статистически возможных условий аварийной посадки. К таким условиям можно отнести



Рис. 16. Упакованное и развернутое состояние баллонов на фюзеляже

скорость и пространственное положение вертолета по тангажу, крену и рысканию в момент столкновения с землей, статистические данные по которым опубликованы в отчетах [19, 21] и изображены на рис. 17 и 18.

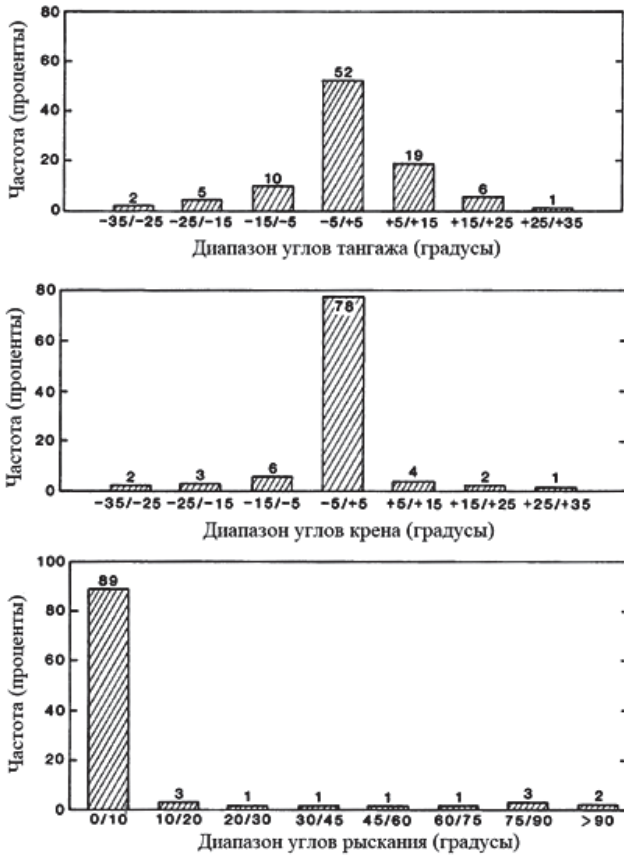


Рис. 17. Диапазон углов пространственного положения гражданских вертолетов в момент столкновения с землей

Данные на рис. 17 показывают, что высокий процент аварийных инцидентов имеет тенденцию попадать в пределы  $\pm 10^\circ$  по крену и  $+5/-15^\circ$  по тангажу. Расчетный случай столкновения с землей вертолета, оборудованного внешними подушками безопасности при углах тангажа  $-30^\circ$  и рыскания  $10^\circ$ , рассмотрен в работе [9], по результатам которой показан низкий уровень перегрузок и устойчивое положение вертолета в процессе удара. Таким образом, работоспособность внешних подушек безопасности сохраняется даже при указанных углах столкновения вертолета с землей.

Распределение значений вертикальной составляющей скорости при ударе о землю для гражданских, армейских и военно-морских вертолетов изображено на рис. 18. Кроме указанного графика,

в отчете [21] также имеются данные по поперечной и продольной составляющим скорости для различных взлетных масс с указанием количества и характера последствий принятых в расчет инцидентов.

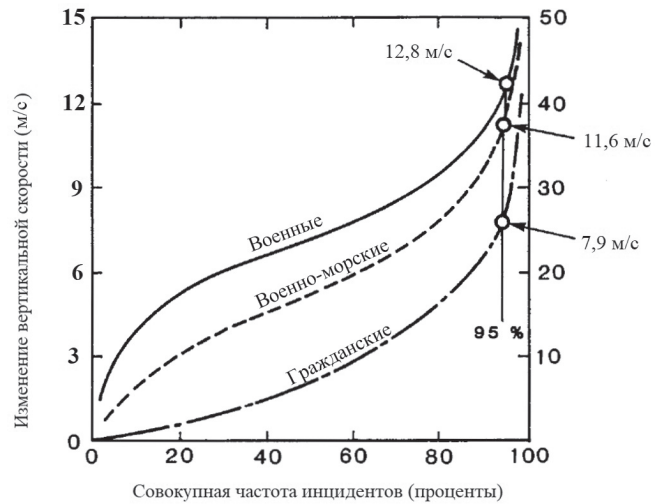


Рис. 18. Вертикальная скорость столкновения с землей различных категорий вертолетов

Для трех групп вертолетов изменения вертикальной составляющей скорости при ударе о землю существенно различаются. Например, скорость военных вертолетов в 95 % инцидентов составляет 12,8 м/с, а гражданских вертолетов 7,9 м/с. Низкие значения вертикальной составляющей скорости связаны преимущественно с тем, что большинство инцидентов приходится на случаи, когда отказ систем вертолета или ошибка пилотирования возникает вблизи посадочной поверхности, т. е. на взлете или посадке. Типовые примеры подобных инцидентов можно наблюдать на видео [22, 23]. Целью настоящей работы является оценка эффективности системы внешних подушек на вертолете для вертикальной составляющей скорости, значительно превосходящей указанные на рис. 18. Так, в 95 % инцидентов скорость 12,8 м/с, а результаты расчетов настоящей работы показывают эффективное снижение перегрузок и деформаций фюзеляжа с применением внешних подушек для скорости 17,2 м/с.

Несмотря на указанные в данной статье преимущества внешних подушек и рост количества исследований в этом направлении [24], главной причиной медленного внедрения внешних подушек на вертолетах является наличие шасси, фюзеляжа и кресел, способных эффективно поглощать энергию удара. Указанные элементы конст-

рукции спроектированы в соответствии с требованиями Норм летной годности. Для вертолетов нормальной и транспортной категории эти требования изложены в параграфах 29.562, 27.562 Авиационных правил [25, 26], они учитывают изменение направленной вниз скорости 9,15 м/с и изменение направленной вперед скорости 12,8 м/с. Очевидно, что при более высоких скоростях эффективность поглощения энергии удара фюзеляжем, шасси и креслами уже может быть недостаточной для выживаемости пассажиров и экипажа вертолета. Таким образом, в более тяжелых аварийных условиях, чем те, что указаны в Нормах летной годности, внешние подушки безопасности могут существенно повысить выживаемость пассажиров и экипажа воздушного судна. Статистика авиационных происшествий в отчетах [19, 21] показывает, что такие условия возможны при эксплуатации вертолетов.

## Выводы

Обоснована возможность применения внешних подушек безопасности с целью повышения ударопрочности фюзеляжа и выживаемости пассажиров и экипажа вертолета. Время раскрытия рассмотренных в статье внешних подушек составляет 1,7 с при условии использования индивидуального источника газа для каждой подушки. Определены параметры источника газа, который может быть выполнен в виде гибридного газогенератора и не занимает много места на вертолете, не увеличивает существенно массу вертолета. Применение внешних подушек значительно снижает перегрузки на отдельные агрегаты вертолета и уменьшает деформации фюзеляжа, снижая риск травмирования пассажиров из-за уменьшения объема пассажирской кабины. Учитывая снижение перегрузок, можно также сделать вывод о снижении повреждений соединений топливной системы и, как следствие этого, уменьшение вероятности возгорания вертолета в случае удара о землю.

В целом требования Норм летной годности обеспечивают приемлемую безопасность пассажиров и экипажей вертолетов в условиях аварийной посадки без применения внешних подушек безопасности. Однако в тех случаях, когда к вертолету предъявляются повышенные требования безопасности или когда вертолет обладает недостаточными характеристиками ударопрочности, целесообразно использовать систему внешних подушек как эффективное средство повышения выживаемости пассажиров и экипажей.

## Библиографический список

1. *Vidra E.* Rafael's Airbag Protection for Helicopters Proves Maximum Survivability. 2005, <https://www.vccafe.com/2005/12/19/rafaels-airbag-protection-for-helicopters-proves-maximum-survivability/>
2. *Bolukbasi A.* Aircraft Crashworthiness. Master Lecture, 2018, [https://www.youtube.com/watch?v=dpsTCs\\_vD-U](https://www.youtube.com/watch?v=dpsTCs_vD-U)
3. *Dickey B., Barnstorff K.* Chopper Drop Tests New Technology. 2009, <https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/helo-droptest.html>
4. *Littell J.D., Jackson K.E., Kellas S.* Full-Scale Crash Test of an MD-500 Helicopter with Deployable Energy Absorbers // American Helicopter Society 66th Annual Forum (11-13 May 2010, Phoenix, AZ), <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100019313.pdf>
5. *Kim H., Kirby B.P.D.* Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43. No. 3, pp. 809-816. DOI: 10.2514/1.17506
6. *Lu Z., Seifert M., Tho C.-H.* Inflating rotorcraft external airbags in stages. Patent US9452843B1, 27.09.2016.
7. *Hill A.T., Lu Z., Lynds R.S., Hansen A.R.* High efficiency external airbag for crash attenuation. Patent WO2012115633A1, 30.08.2012.
8. *Rotman I., Rosenberg G.* External airbag protection system for helicopters. Patent US5992794A, 30.11.1999.
9. *Николаев Е.И., Неделько Д.В., Шувалов В.А., Югай П.В.* Применение внешних подушек безопасности на вертолете // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 91-101.
10. *Лукашенко В.И.* Обобщение опыта разработки АРС для прочностных исследований пространственных конструкций // Известия Казанского государственного архитектурно-строительного университета. 2007. № 2(8). С. 45-49.
11. *Muller M., Greenwood R.* Survey and analysis of rotorcraft flotation systems. Report No. DOT/FAA/AR-95/53. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1996. URL: <https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/ar95-53.pdf>
12. *Tutton S.* The design, manufacture and certification of emergency inflation systems for helicopters // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69. No. 3, pp. 247-253. DOI: 10.1108/00022669710172700
13. *Tho C.-H., Smith M.R.* Crash attenuation system for aircraft. Patent US8348192B2, 8.01.2013.
14. *Hill J.L., Braun R.D.* Implementation of a Mesomechanical Material Model for IAD Fabrics within LS-DYNA // AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference (25-28 March 2013, Daytona Beach, Florida). AIAA 2013-1367. DOI: 10.2514/6.2013-1367
15. *Bartkowski P.* Numerical Simulation of the Air-Bag Inflation Process // Machine Dynamics Research. 2016. Vol. 40. No 4, pp. 121-130.

16. Hoffmann J., Freisinger M., Schmehl R., Lewis M. CFD analysis of the flow from an airbag inflator module // International Pyrotechnic Automotive Safety Symposium — IPASS 2007 (November 2007; Bordeaux, France), [https://rschmehl.home.xs4all.nl/CV/publications/ipass2007\\_paper.pdf](https://rschmehl.home.xs4all.nl/CV/publications/ipass2007_paper.pdf)
17. Constant Volume Chamber (G), <https://www.mathworks.com/help/physmod/simscape/ref/constantvolumechamberg.html>
18. Николаева А.В., Югай П.В. Валидация дроп-теста отсека фюзеляжа вертолета // Гагаринские чтения — 2019: Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. М.: МАИ, 2019. С. 739-740.
19. Coltman J.W. Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program. Report No. DOT/FAA/CT-91/7. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
20. Lee D.W. An innovative inflatable morphing body structure for crashworthiness of military and commercial vehicles. Ph.D thesis. University of Michigan, 2008. URL: [https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/58507/sonlee\\_1.pdf;sequence=1](https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/58507/sonlee_1.pdf;sequence=1)
21. Coltman J.W., Bolukbasi A.O., Laananen D.H. Analysis of Rotorcraft Crash Dynamics for Development of Improved Crashworthiness Design Criteria. Report No. DOT/FAA/CT-85/11. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1985. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct85-11.pdf>
22. Air disaster Mil Mi-171A2 crash in mount Elbrus Russia. 2018, <https://www.youtube.com/watch?v=yV2I47rfO18>
23. Russia: Famous stunt pilot killed during aerobatic exercise. 2015, <https://www.youtube.com/watch?v=rx4YbHHnnTQ>.
24. Шошин В. Подушка безопасности для вертолета // Вертолетная индустрия. 2016. № 2. С. 52-56.
25. Авиационные правила. Ч. 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2014. — 101 с.
26. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2018. — 185 с.

## ANALYSIS OF THE EXTERNAL AIRBAGS APPLICATION EXPEDIENCY ON A HELICOPTER

Nikolaev E.I., Yugai P.V.\*

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev- KAI,  
10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia

\* e-mail: pavelyugai@yandex.ru

### Abstract

The presented article considers the possibility of external airbags application on a helicopter to enhance the crews and passengers survival rate under conditions of the helicopter emergency landing.

The helicopter emergency landing modelling was performed by the finite element method using the scheme of explicit time integration. The analysis includes the helicopter hitting the hard landing surface at the speed of 17.2 m/s. The values of overloads at the helicopter center of mass and main gearbox, as well as the general impact of airbags on the helicopter fuselage deformation were determined by the crash test results.

Finite element modelling of the airbag curdling was performed to determine the time of the airbag gas filling. A mathematical model determining the gas source characteristics was developed in MATLAB Simulink. Mass flow rate and temperature of the gas were determined. Finite element modeling of the airbag filling with gas was performed.

The article cites the main disadvantages of the external airbags application on helicopters. It presents statistical data on aviation incidents of helicopters of various categories. Significant fuselage deformation reduction at the external airbags application is demonstrated by the results of the study. In conclusion, the inference is drawn on the positive impact of the external airbags on the survival rate of the humans onboard of the helicopter.

The main limitations of the external airbags application on a helicopter and statistical data of aviation incidents with various categories of helicopters are presented. According to the research results, a significant reduction in fuselage deformations when using external airbags has been shown. Finally, the conclusion is made that the positive effect of external airbags on the survival rate of people on board the helicopter.

**Keywords:** external airbags, gas filling, helicopter emergency landing, gas-dynamic characteristics, shock-arresting emergency system.

### References

1. Vidra E. *Rafael's Airbag Protection for Helicopters Proves Maximum Survivability*. 2005, <https://www.vccafe.com/2005/12/19/rafaels-airbag-protection-for-helicopters-proves-maximum-survivability/>
2. Bolukbasi A. *Aircraft Crashworthiness*. Master Lecture, 2018, [https://www.youtube.com/watch?v=dpsTCs\\_vD-U](https://www.youtube.com/watch?v=dpsTCs_vD-U)
3. Dickey B., Barnstorff K. *Chopper Drop Tests New Technology*, 2009, <https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/helo-droptest.html>
4. Littell J.D., Jackson K.E., Kellas S. Full-Scale Crash Test of an MD-500 Helicopter with Deployable Energy Absorbers. *American Helicopter Society 66th Annual Forum (11-13 May 2010, Phoenix, AZ)*, <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100019313.pdf>
5. Kim H., Kirby B.P.D. Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness. *Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 809-816. DOI: 10.2514/1.17506
6. Lu Z., Seifert M., Tho C.-H. *Inflating rotorcraft external airbags in stages*. Patent US9452843B1, 27.09.2016.
7. Hill A.T., Lu Z., Lynds R.S., Hansen A.R. *High efficiency external airbag for crash attenuation*. Patent WO2012115633A1, 30.08.2012.
8. Rotman I., Rosenberg G. *External airbag protection system for helicopters*. Patent US5992794A, 30.11.1999.
9. Nikolaev E.I., Nedelko D.V., Shuvalov V.A., Yugai P.V. External airbags application onboard a helicopter. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 91-101.
10. Lukashenko V.I. *Izvestiya Kazanskogo gosudarstvennogo arkhitekturno-stroitel'nogo universiteta*, 2007, no. 2(8), pp. 45-49.
11. Muller M., Greenwood R. *Survey and analysis of rotorcraft flotation systems*. Report No. DOT/FAA/AR-95/53. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration, 1996. URL: <https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/ar95-53.pdf>
12. Tutton S. The design, manufacture and certification of emergency inflation systems for helicopters. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 3, pp. 247-253. DOI: 10.1108/00022669710172700

13. Tho C.-H., Smith M.R. *Crash attenuation system for aircraft*. Patent US8348192B2, 08.01.2013.
14. Hilll J.L., Braun R.D. Implementation of a Mesomechanical Material Model for IAD Fabrics within LS-DYNA. *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference (25-28 March 2013, Daytona Beach, Florida)*. AIAA 2013-1367. DOI: 10.2514/6.2013-1367
15. Bartkowski P. Numerical Simulation of the Air-Bag Inflation Process. *Machine Dynamics Research*, 2016, vol. 40, no 4, pp. 121-130.
16. Hoffmann J., Freisinger M., Schmehl R., Lewis M. CFD analysis of the flow from an airbag inflator module. *International Pyrotechnic Automotive Safety Symposium - IPASS 2007 (November 2007; Bordeaux, France)*, [https://rschmehl.home.xs4all.nl/CV/publications/ipass2007\\_paper.pdf](https://rschmehl.home.xs4all.nl/CV/publications/ipass2007_paper.pdf)
17. *Constant Volume Chamber (G)*, <https://www.mathworks.com/help/physmod/simscape/ref/constantvolumechamberg.html>
18. Nikolaeva A.V., Yugai P.V. *Materialy XLV Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskie chteniya – 2019"*, Moscow, MAI, 2019, pp. 739-740.
19. Coltman J.W. *Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program*. Report No. DOT/FAA/CT-91/7. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration, 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
20. Lee D.W. *An innovative inflatable morphing body structure for crashworthiness of military and commercial vehicles*. Ph.D thesis. University of Michigan, 2008. URL: [https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/58507/sonlee\\_1.pdf;sequence=1](https://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/handle/2027.42/58507/sonlee_1.pdf;sequence=1)
21. Coltman J.W., Bolukbasi A.O., Laananen D.H. *Analysis of Rotorcraft Crash Dynamics for Development of Improved Crashworthiness Design Criteria*. Report No. DOT/FAA/CT-85/11. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1985. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct85-11.pdf>
22. *Air disaster Mil Mi-171A2 crash in mount Elbrus Russia*. 2018, <https://www.youtube.com/watch?v=yV2I47rfO18>
23. *Russia: Famous stunt pilot killed during aerobatic exercise*, 2015, <https://www.youtube.com/watch?v=rx4YbHHnnTQ>.
24. Shoshin V. *Vertoletnaya industriya*, 2016, no. 2, pp. 52-56.
25. *Aviatsionnye pravila. Ch. 27. Normy letnoi godnosti vintokrylykh apparatov normal'noi kategorii* (Civil Aviation Safety Regulations. Chapter 27. Airworthiness standards for rotorcraft of the normal category), Moscow, Aviaizdat, 2014, 101 p.
26. *Aviatsionnye pravila. Ch. 29. Normy letnoi godnosti vintokrylykh apparatov transportnoi kategorii* (Civil Aviation Safety Regulations. Chapter 29. Airworthiness standards for rotorcraft of the transport category). Moscow, Aviaizdat, 2018, 185 p.