

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.4505.07.03

ПРИМЕНЕНИЕ ВНЕШНИХ ПОДУШЕК БЕЗОПАСНОСТИ НА ВЕРТОЛЕТЕ

Николаев Е.И.¹, Неделько Д.В.¹, Шувалов В.А.², Югай П.В.^{1*}

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева — КАИ, КНИТУ-КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

² Казанский вертолетный завод, ул. Тэцевская, 14, Казань, 420085, Россия

* e-mail: pavelyugai@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 17.04.2019

Рассматривается возможность применения системы внешних энергопоглощающих подушек безопасности для спасения вертолета. Выполнено моделирование основных расчетных случаев нагружения вертолета в процессе аварийной посадки с использованием метода конечных элементов. Исследовано влияние подушек безопасности на скорости и ускорения, действующие в центре масс вертолета в процессе аварийной посадки. Получены зависимости изменения давления, массового расхода и температуры газа от времени обжатия подушек. На основе анализа расчетов определены основные проектные параметры (начальное давление, площадь выходного отверстия и т.п.) внешних подушек безопасности.

Ключевые слова: энергопоглощение, аварийная посадка вертолета, внешние подушки безопасности, газодинамические характеристики подушек, моделирование удара вертолета.

В процессе создания вертолета наиболее важной является задача обеспечения безопасности пассажиров и экипажа в условиях аварийной посадки. Среди основных проблем, влияющих на безопасность в условиях аварийной посадки воздушного судна, можно выделить следующие:

- перегрузки, действующие на пассажиров и экипаж вертолета [1—3];
- прочность крепления предметов и агрегатов вертолета, которые могут травмировать находящихся на борту людей;
- обеспечение достаточного пространственного объема, в котором находятся люди, в резуль-

тате деформирования фюзеляжа вертолета в процессе его удара о посадочную поверхность;

— авариестойкость топливной системы [4—6].

Для решения обозначенных проблем применяются различные технические решения [7—12], основной целью которых является поглощение энергии удара. Среди таких технических решений можно выделить системы внешних энергопоглощающих подушек, представленные на рис. 1 и 2.

Результаты динамических испытаний указанных систем показывают значительное снижение вертикальных перегрузок, действующих на критические элементы конструкции, пассажиров и чле-



Рис. 1. Система энергопоглощения на вертолете Bell 206



Рис. 2. Системы энергопоглощения космического корабля ORION

нов экипажа воздушного судна. Но в настоящее время вопросы проектирования систем внешних энергопоглощающих подушек применительно к вертолету недостаточно исследованы. Единственное исследование по данной теме, найденное авторами, опубликовано в 2006 году [13]. Методологическая база этой работы основана на представлении подушек безопасности в виде нелинейных пружин, жесткость которых определяется основными термодинамическими соотношениями работы газа. В работе [13] не учитываются деформации и разрушение шасси и хвостовой опоры вертолета, при рассмотрении случаев посадки учитываются только нулевые углы тангажа и крена вертолета; кроме того, не раскрыты в полной мере

изменения основных параметров работы газа в подушках.

Случаи аварийной посадки вертолета

Анализируя основные исследования в области аварийных посадок винтокрылых летательных аппаратов, можно выделить отчет Федерального управления гражданской авиации [14]. В данном отчете на основе статистических данных о крушении вертолетов различных категорий были определены основные расчетные случаи аварийной посадки.

В настоящей работе выбраны два основных наиболее показательных случая нагружения. Первый случай нагружения характеризуется верти-

кальным сбросом на твердую недеформируемую поверхность со скоростью столкновения 8 м/с (рис. 3). Второй случай нагружения является комбинированным сбросом по рысканию и тангажу, а скорость столкновения с поверхностью равна 7,3 м/с (рис. 4). С целью демонстрации высокой эффективности энергопоглощения в настоящей работе скорости столкновения в каждом расчетном случае приняты в запас равными 10 м/с.

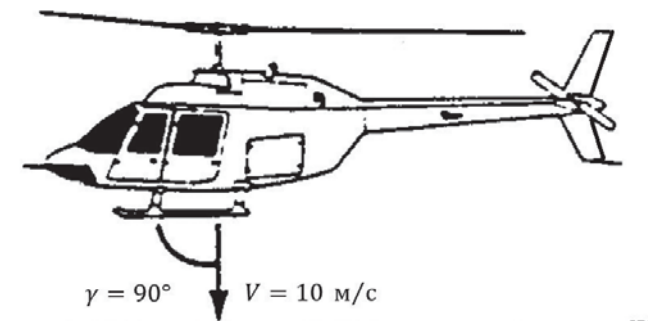


Рис. 3. Первый случай нагружения

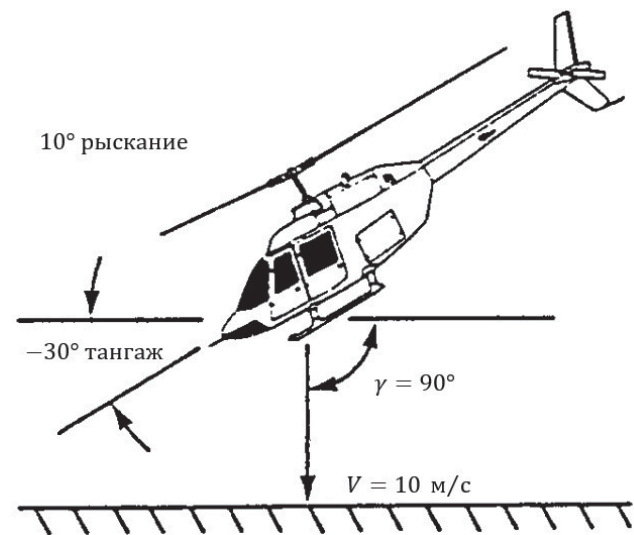


Рис. 4. Второй случай нагружения

Конечно-элементная модель вертолета с внешними подушками

Моделирование посадки вертолета выполнено с использованием системы конечно-элементного анализа MSC DYTRAN. Конечно-элементная модель вертолета, оборудованного внешними подушками, представлена на рис. 5.

В модели фюзеляж вертолета представлен абсолютно жестким телом с учетом массово-инерционных характеристик вертолета. Масса вертолета принята равной 3700 кг. Энергопоглощение в процессе посадки достигается за счет деформации ползкового шасси, хвостовой опоры, хвостовой балки и работы газа в подушках 1–4. Подушки имеют калиброванные отверстия, которые открываются при достижении заданного давления, выпуская газ из подушек.

В раскрытом состоянии подушки жестко соединены с фюзеляжем по поверхности, ограниченной габаритами контейнеров, в которых хранятся данные подушки. Контроль давления в подушках безопасности определяется параметрами таблицы.

Указанные в таблице удельные теплоемкости соответствуют газообразному азоту. Азот используется в автомобильных подушках безопасности, в камерах шин шасси летательных аппаратов. Азот пожаро- и взрывобезопасен, что делает его подходящим газом для использования в подушках системы энергопоглощения.

При моделировании оболочки подушек использовался специальный мембранный элемент, который разработан для расчета характеристик тканевых материалов в условиях больших деформаций. При достижении заданного давления 275 кПа, вследствие сжатия подушек в специально ослабленных зонах образуются вентиляционные отверстия, через которые газ выходит в атмо-

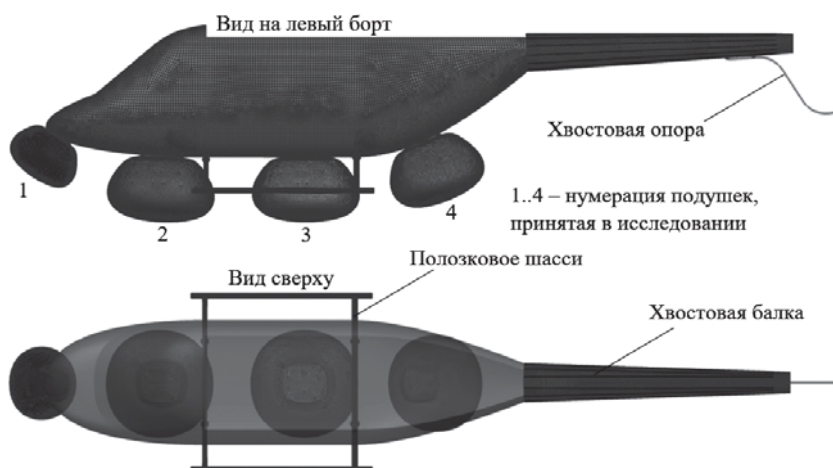


Рис. 5. Конечно-элементная модель вертолета с внешними подушками

Параметры контроля давления в подушках безопасности

Площадь выходного отверстия*, м ²	0.05...0.1
Начальное давление газа**, кПа	101...200
Давление, при котором газ покидает подушку, кПа	275
Коэффициент формы выходного отверстия	0,7
Удельная теплоемкость при постоянном объеме c_p , кДж/(кг·К)	0,717
Удельная теплоемкость при постоянном давлении c_v , кДж/(кг·К)	1,01
Температура поступающего газа, К	300
Атмосферное давление воздуха снаружи подушки, кПа	101
Плотность воздуха ρ , кг/м ³	1,2
* У различных подушек различные значения площадей отверстий.	
** Начальное давление определяется программой анализа аварийных условий.	

сферу. Вентиляционные отверстия могут быть выполнены в виде части материала подушки, пришитой к основному материалу швом с заданной несущей способностью (рис. 6) или в виде клапана с регулируемым отношением давления к расходу газа (рис. 7). В рассматриваемой модели системы энергопоглощения используется вариант, представленный на рис. 6.



Рис. 6. Выходное отверстие в виде материала подушки [15]

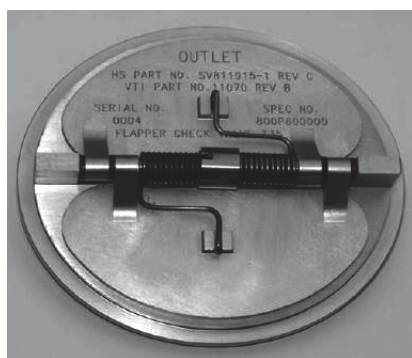


Рис. 7. Выходное отверстие в виде клапана [16]

Степень энергопоглощения каждой подушки при заданной форме зависит от следующих параметров:

- начальное давление газа в подушке p_i , Па;
- давление активации клапана выходного отверстия $p_{пор}$, Па;
- площадь выходного отверстия в подушке S , м².

Результаты моделирования посадки вертолета

Путем выполнения серии расчетов были подобраны оптимальные параметры p_i , $p_{пор}$, S для каждой подушки из условия получения минимальных значений перегрузок, действующих в центре масс вертолета, и устойчивого его положения в процессе посадки. Раскадровка процесса посадки вертолета в первом и втором случае нагружения представлена на рис. 8 и 9.

Скорости и ускорения в центре масс вертолета представлены на рис. 10 и 11 соответственно.

Как видно из рис. 10 и 11, перегрузка в центре масс вертолета не превышает 15g. Положение вертолета в процессе посадки в рассмотренных случаях нагружения является устойчивым, отсутствует опрокидывание вертолета. Полученное максимальное значение перегрузок в достаточной степени удовлетворяет требованиям по максимально допустимым перегрузкам, которые может выдержать человек в условиях динамического нагружения. Предметы и агрегаты остаются зафиксированными и не травмируют находящихся на борту людей, так как проектировочные перегрузки, задаваемые Авиационными правилами АП-29 [17] значительно больше тех, что получены в настоящем расчете. Если учесть упругость фюзеляжа и энергопоглощение кресел, перегруз-

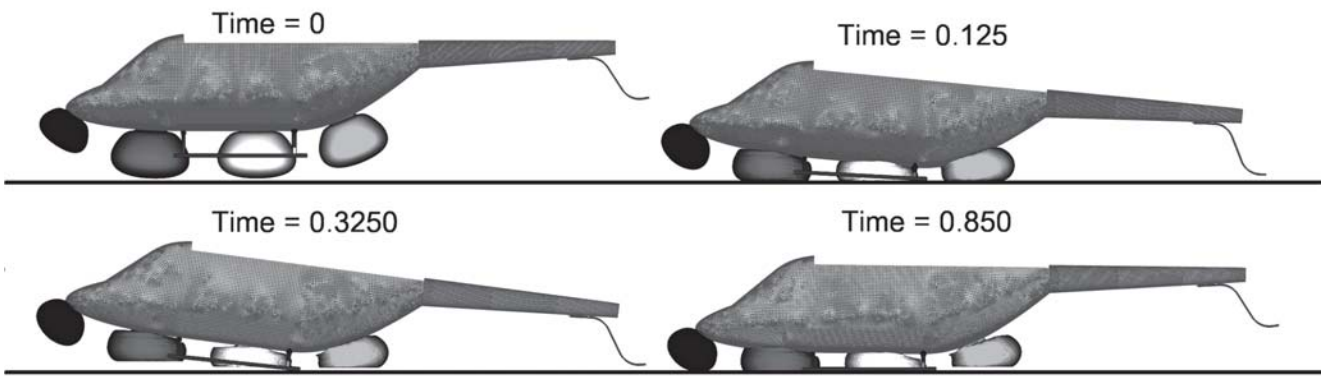


Рис. 8. Раскадровка процесса посадки в первом случае нагружения

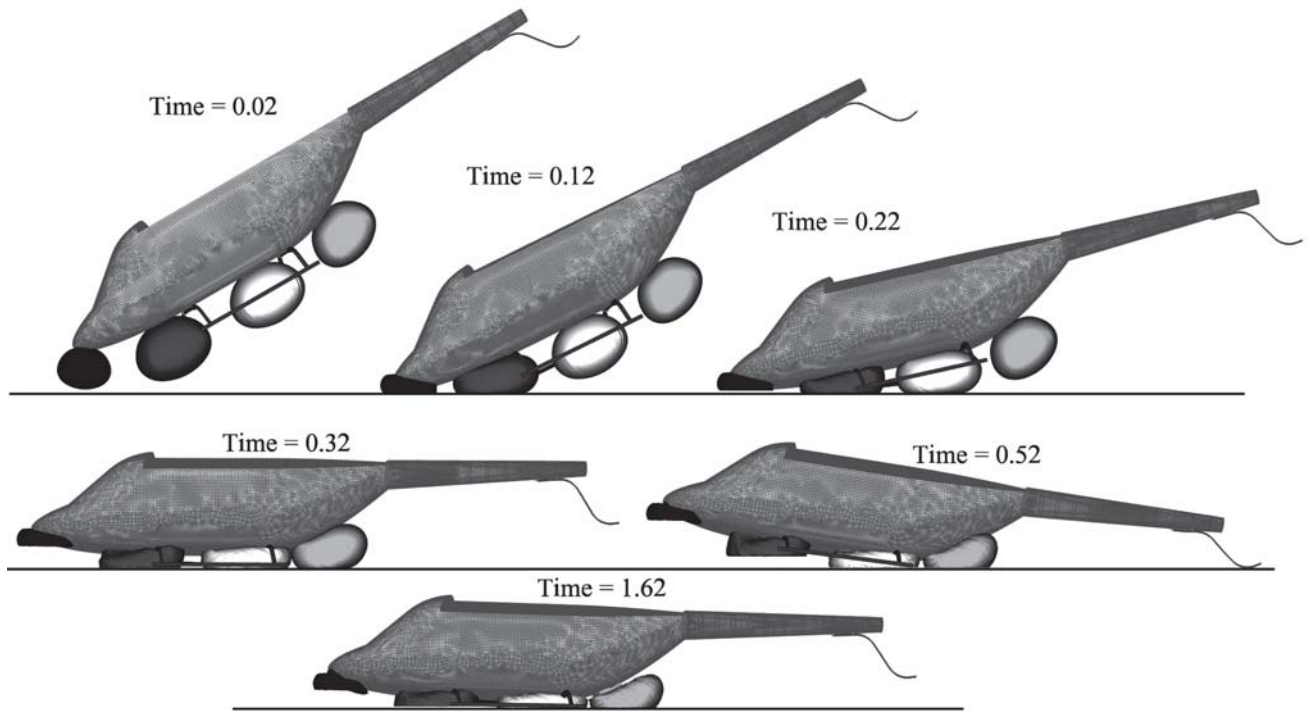


Рис. 9. Раскадровка процесса посадки во втором случае нагружения

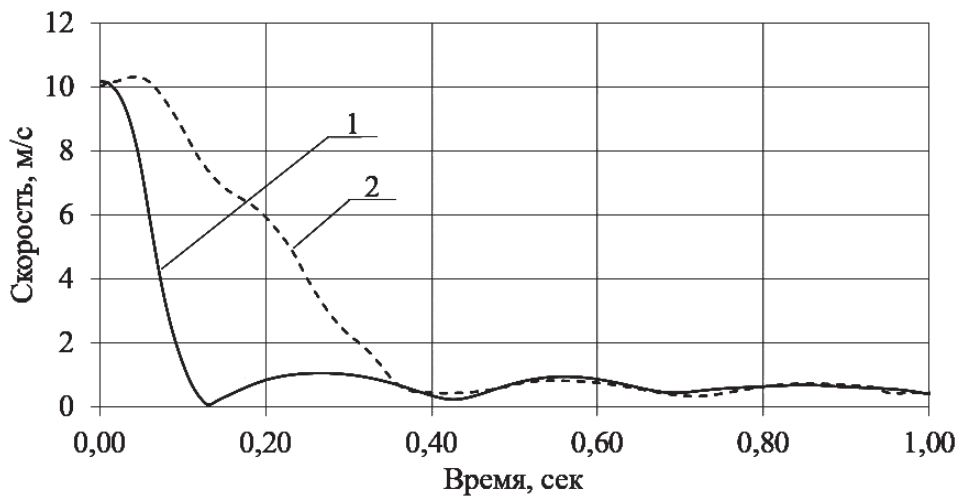


Рис. 10. Результирующие скорости в центре масс: 1 – первый случай; 2 – второй случай

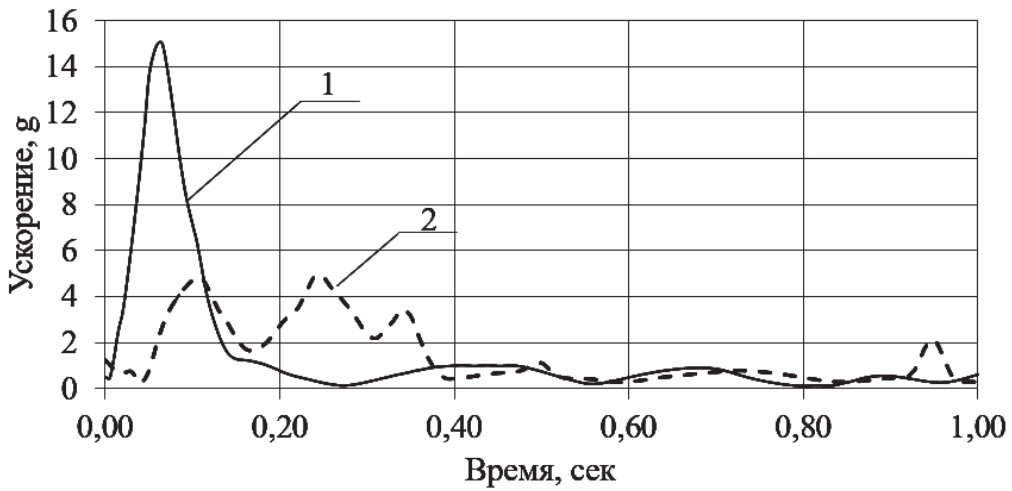


Рис. 11. Результирующие ускорения в центре масс: 1 – первый случай; 2 – второй случай

ки, действующие на людей в вертолете, будут значительно ниже представленных.

Анализ термодинамических параметров работы газа

Из анализа результатов расчетов получены основные показатели начального давления газа, давления открытия клапанов выпуска газа из подушки, массового расхода, температуры и объема для каждой подушки. Эти характеристики (рис. 12–16) могут использоваться для последующего детального проектирования газогенерирующих элементов, клапанов и трубопроводов системы энергопоглощения. Так, полученные значения давления газа используются для расчета прочности материала подушки, несущей способности входного и выходного отверстий. Показатели массового расхода газа необходимы для формирования технических требований к источнику

газа (потребный объем газа и скорость заполнения подушки). Максимальные значения температуры газа необходимы для оценки возможного возгорания газа или материала подушки, а также для учета повышенной температуры при расчетах прочности материала подушки. Результирующие усилия контакта между подушками и фюзеляжем используются для расчета прочности соединения подушек с фюзеляжем.

Применительно к рассматриваемому вертолету система энергопоглощения может быть размещена в съемном обтекателе под фюзеляжем (рис. 17). Такое конструктивное решение позволяет в эксплуатации иметь доступ к подушкам безопасности и другим системам вертолета, расположенным под фюзеляжем.

Системы внешних подушек безопасности, предложенные в патентах на изобретения [18–20], используются в комплексе с системами обнаруже-

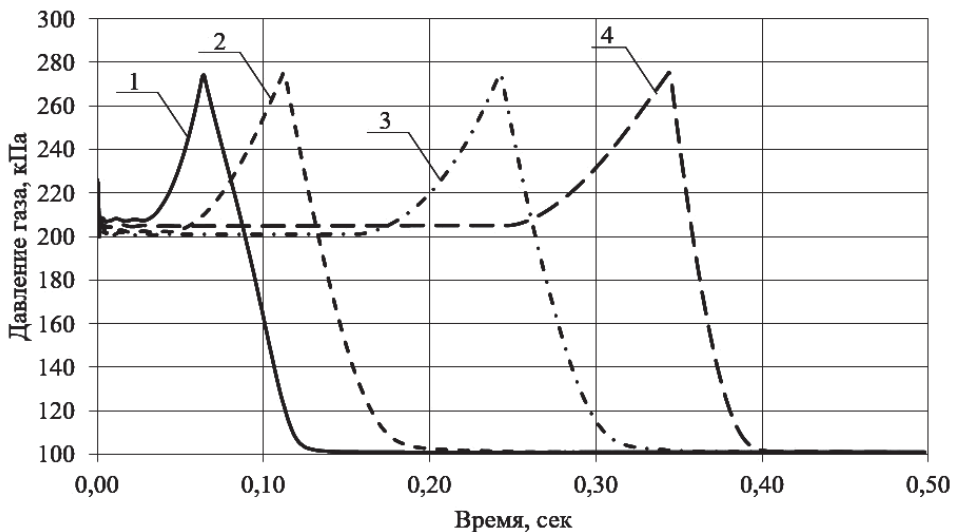


Рис. 12. Изменение давления газа в подушках 1–4. Случай нагружения № 2

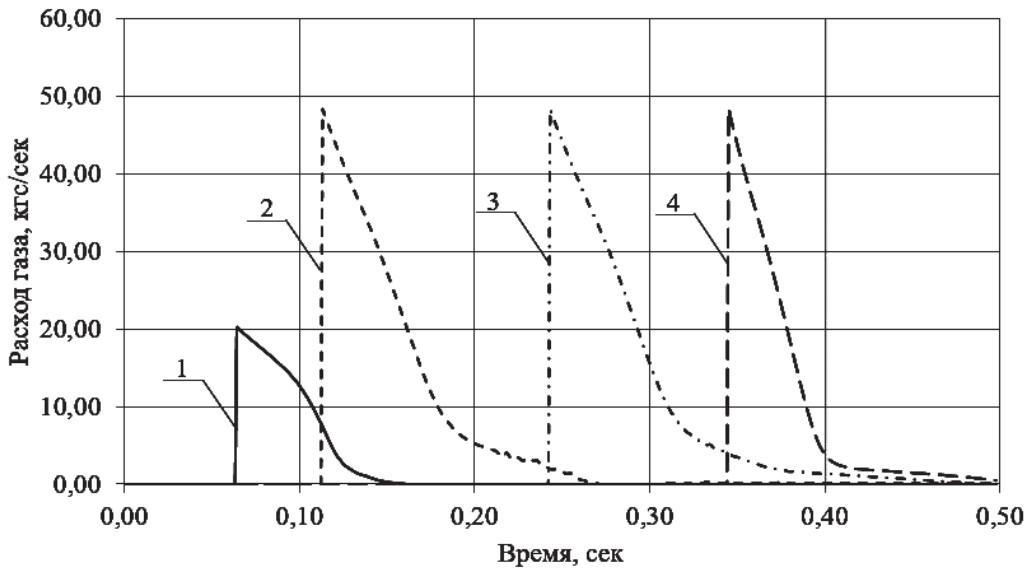


Рис. 13. Массовый расход газа на выходе из подушек 1—4. Случай нагружения № 2

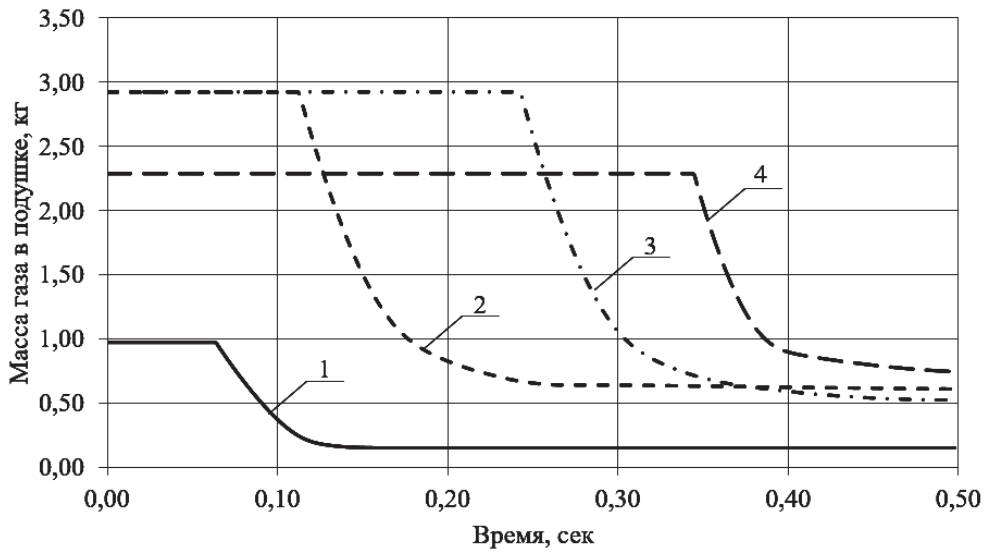


Рис. 14. Изменение массы газа в подушках 1—4. Случай нагружения № 2

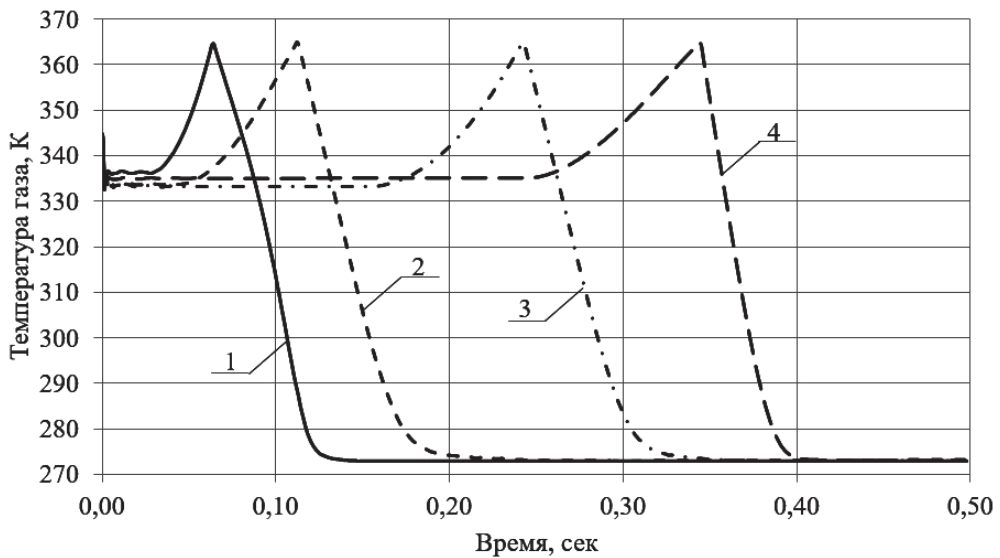


Рис. 15. Изменение температуры газа в подушках 1—4. Случай нагружения № 2

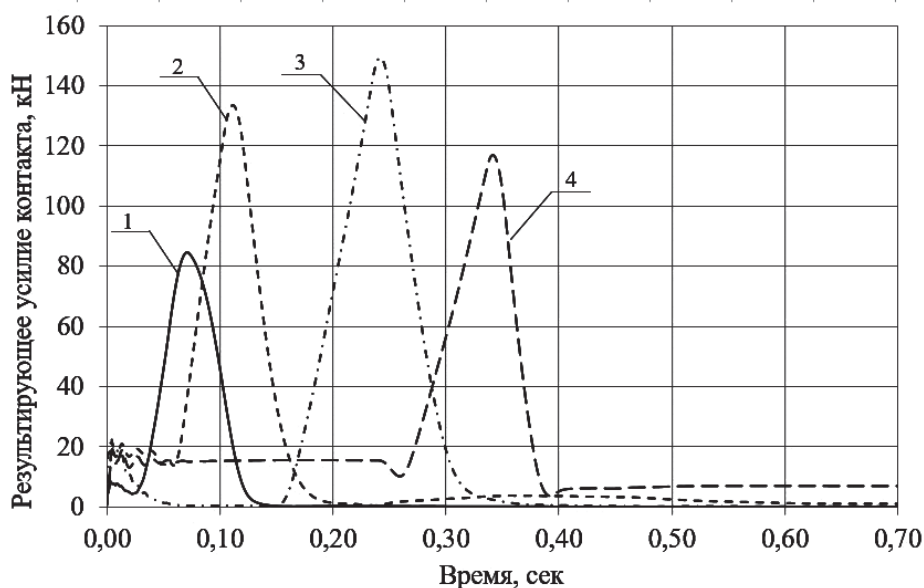


Рис. 16. Результирующие усилия контакта между подушками 1—4 и фюзеляжем. Случай нагружения № 2

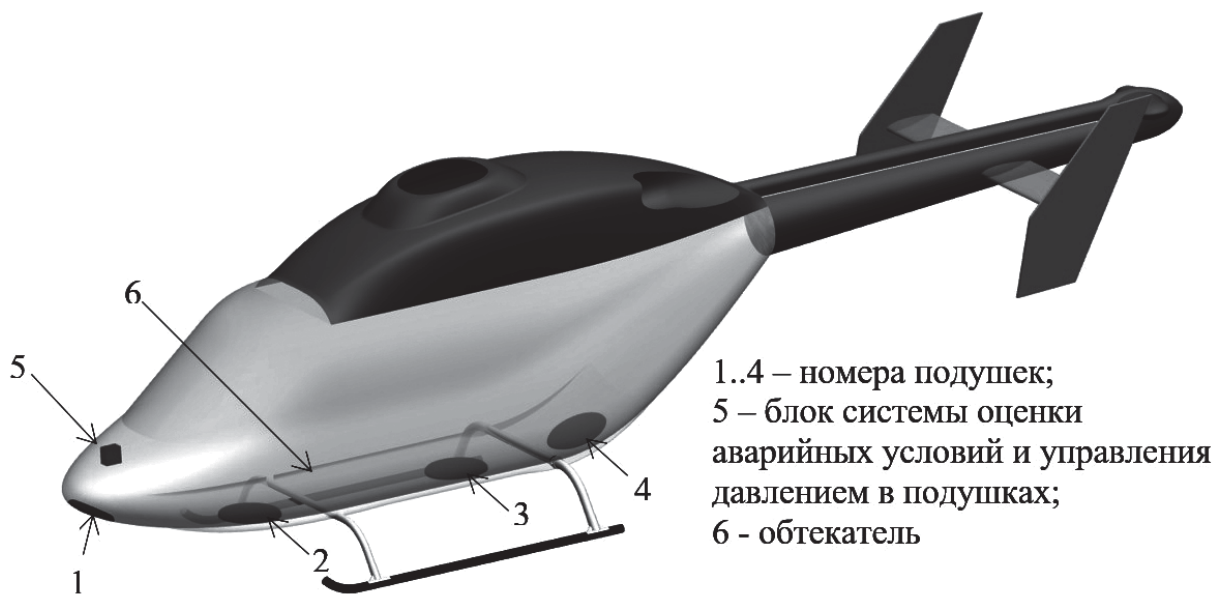


Рис. 17. Расположение подушек в свернутом состоянии внутри обтекателя

ния аварийных условий. Рассматриваемые системы располагают датчиками положения вертолета по тангажу, крену, скорости изменения тангажа и крена, высоте и скорости снижения вертолета. На основании данных с датчиков вычислительный блок активирует источники газа с заданным начальным давлением. Начальное давление подбирается таким образом, чтобы избежать опрокидывания, отскока вертолета при посадке и обеспечить максимальное поглощение энергии. По предварительной оценке, скорость раскрытия подушек не превышает 0,7 с. Подробный анализ процесса раскрытия подушек безопасности является предметом дальнейших исследований.

Выводы

Представленная методология расчетного моделирования позволяет определить различные проектные параметры работы газа в системе энергопоглощения. По полученным зависимостям работы газа в дальнейшем могут быть подобраны подходящие источники газа, клапаны и каналы системы энергопоглощения. На основании выполненных исследований можно сделать вывод о потенциально возможном применении внешних подушек безопасности с целью повышения безопасности полета на вертолетах. На основании исследований изменения перегрузок, представ-

ленных в данной работе, могут быть сформированы рекомендации для летного состава воздушно-го судна по управлению вертолетом в условиях аварийных посадок.

Дальнейшие исследования по данной теме могут быть направлены на:

— анализ скорости раскрытия подушек безопасности;

— оптимизацию форм, размеров, количества подушек безопасности и их конструктивных элементов (размеров входных, выходных отверстий);

— определение влияния системы энергопоглощения на критерии травмирования членов экипажа и пассажиров с использованием моделей антропоморфных манекенов и энергопоглощающих кресел.

Библиографический список

1. *Snyder R.* Occupant Impact Injury Tolerances for Aircraft Crashworthiness Design // SAE Technical Paper 710406, 1971. URL: <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/710406>
2. *Shanahan D.F.* Human Tolerance and Crash Survivability // Paper presented at the RTO HFM Lecture Series on “Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation”, held in Madrid, Spain, 28-29 October 2004; Königsbrück, Germany, 2-3 November 2004, and published in RTO-EN-HFM-113. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.2.12.5449&rep=rep1&type=pdf>
3. *Eiband A.M.* Human Tolerance to Rapidly Applied Accelerations: A Summary of the Literature // NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH United States, Jun 01, 1959. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19980228043.pdf>
4. Fuel system drop test simulation. Virtual Testing - 12th EASA Rotorcraft Symposium. Virtual Testing - 12th EASA Rotorcraft Symposium, 2018. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=iRyPZh7jyKY>
5. *Пермяков С.Н., Савельев Е.А.* Исследование проблем создания авариестойкой топливной системы вертолёта // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2014. Т. 16. №1(5). С. 1536–1539.
6. *LUO Cheng, LIU Hua, YANG Jia-ling, LIU Kai-xin.* Simulation and Analysis of Crashworthiness of Fuel Tank for Helicopters // Chinese Journal of Aeronautics. 2007. Vol. 20. No. 3, pp. 230-235. DOI: 10.1016/S1000-9361(07)60037-5
7. *Kindervater C.M.* Aircraft and Helicopter Crashworthiness: Design and Simulation // Crashworthiness of Transportation Systems: Structural Impact and Occupant Protection. NATO ASI Series (Series E: Applied Sciences). vol. 332, pp 525-577. DOI: 10.1007/978-94-011-5796-4_20
8. *Bisagni C.* Crashworthiness of helicopter subfloor structures // International Journal of Impact Engineering. 2002. Vol. 27. No. 10, pp. 1067-1082. DOI: 10.1016/S0734-743X(02)00015-5
9. *Littell J.D., Jackson K. E., Annett M.S., Seal M.D., Fasanella E.L.* The development of two composite energy absorbers for use in a transport rotorcraft airframe crash testbed (TRACT 2) full-scale crash test // American Helicopter Society 71st Annual Forum (Virginia, 5–7 May 2015. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160005978.pdf>
10. *На Л., Чжээфэн Ю., И Ф.* Численное моделирование и применение в кресле пилота амортизатора, выполненного по принципу складывающейся внутрь композиционной трубки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 178-188.
11. *Vidra E.* Rafael's Airbag Protection for Helicopters Proves Maximum Survivability. 2005. URL: <https://www.vccafe.com/2005/12/19/rafaels-airbag-protection-for-helicopters-proves-maximum-survivability/>
12. *Tutt B., Sandy C., Corliss J.* Status of the development of an airbag landing system for the Orion crew module // 20th AIAA aerodynamic decelerator systems technology conference and seminar (Seattle, Washington, 4-7 May 2009). DOI: 10.2514/6.2009-2923
13. *Kim H., Kirby B.P.D.* Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness // AIAA Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43. No. 3, pp. 809-816.
14. *Coltman J.W.* Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program // U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. October 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
15. See How Car Airbags Inspired This New Spacecraft Landing System, 2017, <https://www.youtube.com/watch?v=y0FSeF2jNuI>
16. *Sydney Do.* An Airbag-Based Crew Impact Attenuation System for the Orion Crew Exploration Vehicle. Thesis (S.M.) - Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics, 2011. – 271 p. URL: <http://ssl.mit.edu/publications/theses/SM-2011-DoSydney.pdf>
17. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2001. — 144 с.
18. *Lu Zi, Seifert M., Tho Cheng-Ho.* Inflating rotorcraft external airbags in stages. Patent US 9452843B1, 27.09.2016.
19. *Hill A.T., Zi Lu, Lynds R.S., Hansen A.R.* High efficiency external airbag for crash attenuation. Patent US9487301B2, 30.08.2012.
20. *Rotman I., Rosenberg G.* External airbag protection system for helicopters. Patent US5992794A, 30.11.1999.

EXTERNAL AIRBAGS APPLICATION ONBOARD A HELICOPTER

Nikolaev E.I.¹, Nedel'ko D.V.¹, Shuvalov V.A.², Yugai P.V.^{1*}¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI, KNRTU-KAI, 10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia² Kazan Helicopters, 14, Tsetevskaya str., Kazan, 420085, Russia

* e-mail: pavelyugai@yandex.ru

Abstract

The subject of the presented article is an energy absorption system in the form of external airbags, fixed under a helicopter fuselage. The external airbags are meant for reducing the risk of injury of the passengers and helicopter damage in case of a crash landing.

The study of the external airbags impact while crash landing was performed by the finite elements method. The airbags mathematical model, accepted in the computations, assumes gas simulation by the thermodynamic parameters (pressure, temperature) averaged by the airbags volume. The article presents the airbags initial characteristics for the case of the gaseous nitrogen application. Gas leakage from the airbags is determined by the area of the vent hole and the value of relative pressure for initiation of the gas outflow from the vent hole. The initial pressures values and the holes areas were selected by the condition of overloads minimizing and the strength of airbags material ensuring.

The purpose of this work consists in analyzing the helicopter fuselage loading with the external airbag, and identifying the time dependencies of main thermodynamic parameters of the gas work. The study of a helicopter collision encompasses the moment of time of the airbags contact with the ground to the moment of the fuselage gaining a stable position on the ground. The process visualization of the helicopter fuselage spatial position changing so far as the airbag crimping is demonstrated. Velocities and overloads in the helicopter fuselage center of mass are presented according to the results of computations. The obtained dependencies of pressure, temperature and mass flow rate may be employed for technical requirements forming to the external airbags and gas generating elements structures. Computational results considered in the article allows drawing inference on the possibility of the external airbags application for the helicopter energy shock absorbing and increasing the rate of passengers and a crew survivability. The presented values of loads acting on the fuselage from the airbags side may be employed for the detailed designing of the airbags fixing to the fuselage. The

conclusion presents the issues which may become a further development of the research topic.

Keywords: energy absorption, helicopter emergency landing, external airbags, airbag gas dynamic characteristics, helicopter shock simulation.

References

1. Snyder R. Occupant Impact Injury Tolerances for Aircraft Crashworthiness Design. *SAE Technical Paper 710406*, 1971. URL: <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/710406>
2. Shanahan D.F. *Human Tolerance and Crash Survivability*. Paper presented at the RTO HFM Lecture Series on "Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation", held in Madrid, Spain, 28-29 October 2004; Königsbrück, Germany, 2-3 November 2004, and published in RTO-EN-HFM-113. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.212.5449&rep=rep1&type=pdf>
3. Eiband A.M. *Human Tolerance to Rapidly Applied Accelerations: A Summary of the Literature* // NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH United States, Jun 01, 1959. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19980228043.pdf>
4. *Fuel system drop test simulation*. Virtual Testing - 12th EASA Rotorcraft Symposium. 2018. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=iRyPZh7jyKY>
5. Permyakov S.N., Savel'ev E.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2014, vol. 16, no. 1(5), pp. 1536–1539.
6. Luo Cheng, Liu Hua, Yang Jia-Ling, Liu Kai-Xin. Simulation and Analysis of Crashworthiness of Fuel Tank for Helicopters. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2007, vol. 20, no. 3, pp. 230–235. DOI: 10.1016/S1000-9361(07)60037-5
7. Kindervater C.M. Aircraft and Helicopter Crashworthiness: Design and Simulation. *Crashworthiness of Transportation Systems: Structural Impact and Occupant Protection*. NATO ASI Series (Series E: Applied Sciences). vol. 332, pp. 525–577. DOI: 10.1007/978-94-011-5796-4_20
8. Bisagni C. Crashworthiness of helicopter subfloor structures. *International Journal of Impact Engineering*, 2002, vol. 27, no. 10, pp. 1067–1082. DOI: 10.1016/S0734-743X(02)00015-5

9. Littell J.D., Jackson K.E., Annett M.S., Seal M.D., Fasanella E.L. The development of two composite energy absorbers for use in a transport rotorcraft airframe crash testbed (TRACT 2) full-scale crash test. *American Helicopter Society 71st Annual Forum* (Virginia, 5–7 May 2015). URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160005978.pdf>
10. Na L., Zhefeng Y., Yi F. Shock absorber using inward-folding composite tube and its application to a crew seat: numerical simulation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 178-188.
11. Vidra E. *Rafael's Airbag Protection for Helicopters Proves Maximum Survivability*, 2005. URL: <https://www.vccafe.com/2005/12/19/rafaels-airbag-protection-for-helicopters-proves-maximum-survivability/>
12. Tutt B., Sandy C., Corliss J. Status of the development of an airbag landing system for the Orion crew module. *20th AIAA aerodynamic decelerator systems technology conference and seminar* (Seattle, Washington, 4-7 May 2009). DOI: 10.2514/6.2009-2923
13. Kim H., Kirby B.P.D. Investigation of External Airbags for Rotorcraft Crashworthiness. *AIAA Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 809-816.
14. Coltman J.W. *Rotorcraft crashworthy airframe and fuel system technology development program*. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration, October 1994. URL: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ct91-7.pdf>
15. *See How Car Airbags Inspired This New Spacecraft Landing System*, 2017, <https://www.youtube.com/watch?v=y0FSeF2jNuI>
16. Sydney Do. *An Airbag-Based Crew Impact Attenuation System for the Orion Crew Exploration Vehicle*. Thesis (S.M.) Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics, 2011, 271 p. URL: <http://ssl.mit.edu/publications/theses/SM-2011-DoSydney.pdf>
17. *Aviatsionnye pravila. Chast' 29. Normy letnoi godnosti vintokrylykh apparatov transportnoi kategorii*. Mezhhgosudarstvennyi aviatsionnyi komitet (Aviation rules. Part 29. Airworthiness standards of rotorcraft transport category), Moscow, Aviaizdat, 2001, 144 p.
18. Lu Zi, Seifert M., Tho Cheng-Ho. Inflating rotorcraft external airbags in stages. *Patent US 9452843B1*, 27.09.2016.
19. Hill A.T., Zi Lu, Lynds R.S., Hansen A.R. High efficiency external airbag for crash attenuation. *Patent US9487301B2*, 30.08.2012.
20. Rotman I., Rosenberg G. External airbag protection system for helicopters. *Patent US5992794A*, 30.11.1999.