

Научная статья

УДК 629.7.077

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177609>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ЗАХВАТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА УСТРОЙСТВОМ С УПРУГИМ АЭРОФИНИШЕРОМ

Федор Андреевич Васильев¹, Василий Григорьевич Подколзин², Георгий Александрович Щеглов³✉

^{1,3} Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

Москва, Россия

² Научно-методический центр «Норма»,

Москва, Россия

¹ vasilevfa@list.ru

² nmcnorma@inbox.ru

³ shcheglov_ga@bmstu.ru ✉

Аннотация. Рассматривается проблема обеспечения укороченной посадки беспилотного летательного аппарата (БПЛА) самолетного типа. Обосновывается актуальность исследуемой темы, приводятся примеры существующих устройств. Представлены результаты моделирования динамики функционирования посадочного устройства, оснащенного упругим аэрофинишером. Путем численного моделирования с использованием программного комплекса MSC ADAMS переходного режима в процессе захвата беспилотного летательного аппарата определен диапазон значений жесткости троса аэрофинишера и длины гака летательного аппарата, при которых самолет не переворачивается после захвата. Установлена необходимость жесткого соединения гака с корпусом БПЛА. Показана возможность трехкратного снижения пиковых нагрузок в элементах системы, возникающих в процессе захвата БПЛА при его обтекании искусственным встречным потоком, что позволит либо облегчить посадочное устройство, либо осуществлять укороченную посадку более тяжелых БПЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, посадочное устройство, численное моделирование, аэрофинишер, MSC ADAMS

Для цитирования: Васильев Ф.А., Подколзин В.Г., Щеглов Г.А. Численное моделирование динамики захвата беспилотного летательного аппарата устройством с упругим аэрофинишером // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 79–87. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177609>

Original article

NUMERICAL SIMULATION OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE CAPTURE DYNAMICS BY ELASTIC ARRESTOR GEAR DEVICE

Fedor A. Vasilev¹, Vasilii G. Podkolzin², Georgii A. Shcheglov³✉

^{1,3} Bauman Moscow State Technical University (BMSTU),

Moscow, Russia

² Scientific and Methodological Center “Norm”,

Moscow, Russia

¹ vasilevfa@list.ru

² nmcnorma@inbox.ru

³ shcheglov_ga@bmstu.ru ✉

Abstract

The article regards the problem of an airplane-type unmanned aerial vehicle (UAV) short landing ensuring by the horizontal elastic rope-type recovery system, and presents substantiation of the of the studied subject relevance and examples of the existing landing devices. The purpose of this article consists in estimating dynamics of the landing device functioning. The authors suggest employing a new approach to the dynamic loads reduction, consisting in airflow directing toward the UAV being captured. The article considers a four-bar landing mechanism consisting of a horizontal boom, a vertical mast, a lever and an elastic rope located parallel to the boom.

The UAV is equipped with a beam with a hook, by which it catches onto the rope. Numerical simulation results of the landing system functioning dynamics are presented. Parameters of the transition mode occurring while the UAVs capturing were determined with the MSC ADAMS software package. Computing of the internal stresses in this elastic element was performed to estimate the threshold, at which the rupture in the elastic element was possible. The joints reaction forces in the mechanism are determined. The authors found the range of the rope stiffness and the beam length, for which no dangerous overturn of the UAV in the vertical plane occurs after the capture. Analysis of the system dynamics in the case of the beam fixing by the elastic cylindrical hinge was performed. The inference was made on the expediency of the hook rigid attachment to the UAV. Numerical modeling revealed the fact that the presence of the oncoming flow may significantly, more that thrice, reduce the peak loads in the system elements, occurring while the UAV capturing. The UAV flow-around by the oncoming flow, directed at the angle of attack, contributes to the loads reduction during capturing by 3–20% depending on the oncoming flow speed. The effect from the oncoming flow creating device application consists in the fact that due to the significant reduction of loads in the system, a possibility for either landing device lightening or performing the heavier UAV landing arises.

Keywords: unmanned aerial vehicle, landing device, numerical simulation, rope-type recovery device, MSC ADAMS

For citation: Vasilev F.A., Podkolzin V.G., Shcheglov G.A. Numerical simulation of the unmanned aerial vehicle capture dynamics by elastic arrestor gear device. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 79–87. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177609>

Введение

Беспилотная авиация – активно развивающаяся отрасль науки и техники. На сегодняшний день беспилотные летательные аппараты (БПЛА) незаменимы при воздушной разведке, дистанционном зондировании Земли и доставке грузов и в других прикладных областях. Обзор многочисленных публикаций, посвященных разработке и использованию БПЛА в России и за рубежом, можно найти, в частности, в работах [1–5].

Важными с точки зрения эффективности эксплуатации БПЛА самолетного типа являются проблемы обеспечения короткого взлета и посадки. Аппараты вертолетного типа, совершающие вертикальный взлет и посадку, имеют преимущества перед аппаратами самолетного типа, однако последние, несомненно, являются более экономичными с точки зрения энергетических затрат на транспортную операцию. Известны комбинированные винтокрылые схемы БПЛА, в которых одновременно используются крылья и система несущих винтов, например SkyEye [6]. Подобные схемы обеспечивают вертикальный взлет и посадку, но все же оказываются более дорогими и экономически менее выгодными, чем аппараты самолетного типа.

Короткий взлет БПЛА самолетного типа эффективно обеспечивается при использовании

катапульт или ускорителей [7]. При этом проблема обеспечения посадки остается актуальной и требует поиска эффективных технических решений [8]. В частности, весьма актуальна проблема обеспечения посадки перспективных БПЛА морского базирования, поскольку на палубах кораблей сложно предоставить для их посадки безопасную площадку, достаточную по размерам для тормозного пробега БПЛА [9]. При этом парашютная посадка не является надежным средством спасения аппарата в условиях открытого моря из-за ее ограниченной точности и зависимости от ветровой обстановки. Одно из известных технических решений – использование захвата БПЛА или его подхвата в воздухе [10]. Достоинства и недостатки некоторых устройств захвата представлены в табл. 1.

К наиболее простым решениям, применяемым для посадки БПЛА в условиях ограниченного пространства, относится использование сети, которая натянута между вертикальными стойками и в которую влетает аппарат при посадке [10, 11]. В качестве примера подобного устройства можно привести систему SPARS (Ship Pioneer Arresting System). Данная система применялась вооруженными силами США во время войны в Персидском заливе для посадки аппаратов RQ-2 Orion. Несмотря на неплохую статистику захвата БПЛА, некоторые аппараты были серьезно повреждены при посадке [10].

Таблица 1

Достоинства и недостатков различных типов устройств захвата

Тип устройства	Достоинства	Недостатки
Сеть	<ul style="list-style-type: none"> • Простое технологичное решение • Нулевой пробег БПЛА при посадке 	<ul style="list-style-type: none"> • Требуются большие трудозатраты при развертывании системы • Устройство занимает много места на палубе • Существует риск повреждения БПЛА из-за запутывания в сети
Параплан	<ul style="list-style-type: none"> • Малые нагрузки • Система слабо зависит от движения корабля • Малый риск для корабля, так как подхват происходит в воздухе 	<ul style="list-style-type: none"> • Зависимость от погодных условий • Ограничение по весу БПЛА
Аэрофинишер	<ul style="list-style-type: none"> • Распространенное и отработанное решение • Малая трудоемкость при развертывании системы • Нулевой пробег БПЛА при посадке 	<ul style="list-style-type: none"> • Большие нагрузки на БПЛА в момент торможения • Система зависима от движений корабля • Необходимо оснащение БПЛА тормозным гаком

Примером более сложного решения может служить способ подхвата БПЛА в воздухе с помощью буксируемого парашюта (параплана), соединенного с кораблем тросом. БПЛА после подхвата в воздухе выключает двигатели, после чего трос сматывается лебедкой и параплан с самолетом плавно опускаются на палубу [10, 12].

Известны также различные способы применения тросовой системы – аэрофинишера для захвата и торможения БПЛА при посадке: размещение аэрофинишера на горизонтальной балке, вынесенной за борт корабля или установленной на специальной стойке на палубе [13]; использование вертикального аэрофинишера, за который самолет цепляется краем консоли крыла [14–16]. Пример подобного устройства – система Skycrane, используемая для захвата БПЛА RQ-21 BlackJack [17] и Boeing ScanEagle [18]. Данный тип посадочного устройства представляется наиболее рациональным решением, обладающим большим потенциалом для модификаций. Одним из направлений развития данного класса конструкции является поиск способов снижения динамических нагрузок, возникающих в процессе захвата.

В данной статье рассматривается новый, несколько позволяет судить анализ литературы, подход к снижению динамических нагрузок на БПЛА при захвате его аэрофинишером. Предлагается направить поток воздуха навстречу захватываемому аппарату, с целью создания дополнительного аэродинамического воздействия на БПЛА.

Цель данной работы – исследование влияния искусственного набегающего потока на параметры переходных режимов при захвате БПЛА посадочным устройством, оснащенным упругим аэрофинишером.

Основными задачами работы являются численное моделирование динамики процесса захвата беспилотного летательного аппарата устройством с упругим аэрофинишером, оценка влияния проектных параметров посадочного устройства на динамику процесса захвата БПЛА и оценка влияния искусственного набегающего потока на возникающие динамические нагрузки.

Постановка задачи и метод решения

На данном, первоначальном, этапе изучения эффективности предлагаемого подхода переходные режимы захвата исследуются на модельном примере прототипа комплекса, включающего БПЛА и посадочное устройство, обладающие заданными проектными параметрами.

Механизм посадочного устройства БПЛА, схема которого показана на рис. 1, представляет собой раму, состоящую из стрелы (горизонтальной балки), мачты (вертикальной балки) и рычага. Мачта соединяет стрелу с неподвижным основанием (стойкой), обеспечивая вращение вокруг вертикальной оси. Трос аэрофинишера закреплен между мачтой и рычагом и натянут упруго-демпфирующим элементом с жесткостью 20 Н/мм и коэффициентом демпфирования 10 Н · с/мм, имеющим предварительное натяжение 100 Н. Упругость троса моделируется двумя линейными упругодемпфирующими элементами с жесткостью k , соответствующей жесткости резинового шнура, с коэффициентом демпфирования, равным $0,1k$. Между упругими элементами закреплен приемник – абсолютно жесткий твердотельный элемент, использующийся для моделирования контактных сил при захвате БПЛА.

БПЛА, на который действуют сила лобового сопротивления F_{xa} и подъемная сила F_{ya} , двигаясь горизонтально со скоростью V , подлетает к посадочному устройству ниже стрелы и зацепляется гаком длиной L , закрепленным в центре масс аппарата, за трос аэрофинишера. В расчетной схеме дополнительно предусмотрен обдув БПЛА под углом α искусственным набегающим потоком, имеющим модуль скорости V_∞ .

Для изучения динамики механизма была построена его математическая модель в программном пакете MSC Adams [19]. Вид модели показан на рис. 1, б. Габариты и инерционно-массовые характеристики абсолютно жестких моделей представлены в табл. 2 и 3. В кинематические пары модели введены упруго-демпфирующие связи: в шарнире A , соединяющем мачту и неподвижное звено (стойку), жесткость связи равна $1,0 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{мм}/^\circ$, а коэффициент демпфирования равен $1,0 \cdot 10^4 \text{ Н} \cdot \text{мм} \cdot \text{с}/^\circ$; в шарнире B , соединяющем стрелу и мачту, жесткость связи равна $1,0 \cdot 10^9 \text{ Н} \cdot \text{мм}/^\circ$, а коэффициент демпфирования равен $1,0 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{мм} \cdot \text{с}/^\circ$.

В расчетной модели вводится допущение о том, что аэродинамические силы приложены к центру масс БПЛА. Такое допущение справедливо для аэродинамических схем типа «бесхвостка», поскольку данная схема может балансироваться только на границе продольной статической устойчивости [20]. Аэродинамические характеристики модельного БПЛА представлены на рис. 2.

Коэффициент подъемной силы условно аппроксимируется синусоидой с периодом и амплитудой, соответствующими аэродинамическому профилю Clark-Y [21]

$$C_{ya} = \sin(5,75\alpha + 26,7); -5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ. \quad (1)$$

Коэффициент лобового сопротивления представлен квадратической функцией:

$$C_{xa} = 0,04 + 0,3 \cdot (0,061\alpha)^2; -5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ. \quad (2)$$

Предполагается, что до момента захвата БПЛА летит в нулевом угле атаки со скоростью $V = 20 \text{ м/с}$ в направлении посадочного устройства.

В качестве решателя используется встроенный в MSC Adams интегратор метода Вилленга WSTIFF с параметрами по умолчанию и частотой вывода результатов 200 точек в секунду.

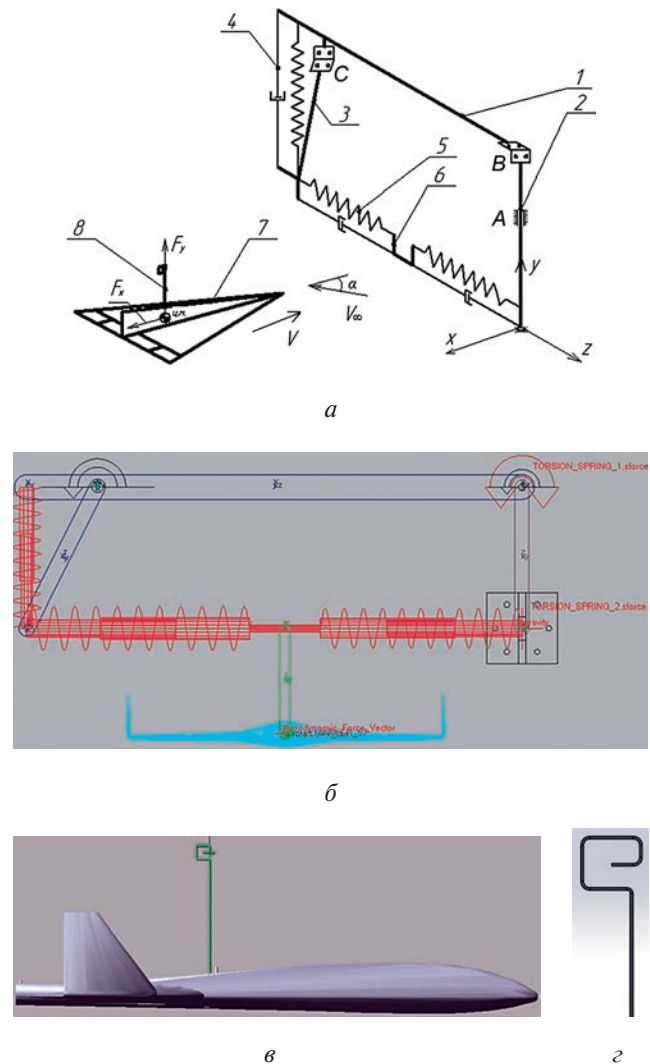


Рис. 1. Расчетная схема задачи: а – кинематическая схема; б – расчетная модель, построенная в MSC Adams; в – модель БПЛА с гаком; г – геометрия крюка гака; 1 – стрела; 2 – мачта; 3 – рычаг; 4 – пружина натяжения; 5 – аэрофинишер; 6 – приемник; 7 – БПЛА; 8 – гак

Таблица 2

Инерционно-массовые характеристики компонентов модели посадочного устройства

Компонент	Масса, кг	Габариты Д × Ш × В, м	Главные моменты инерции, кг · м ²		
			J_x	J_y	J_z
Стрела	2440	7,0 × 0,35 × 0,35	$1,078 \cdot 10^4$	$1,078 \cdot 10^4$	49,58
Мачта	118	2,0 × 0,2 × 0,1	46,12	45,83	0,48
Рычаг	165	2,24 × 0,22 × 0,12	80,57	80,07	0,85
Приемник	1.21	1,0 × 0,01 × 0,01	$1,59 \cdot 10^{-5}$	$1,56 \cdot 10^{-5}$	$3,0 \cdot 10^{-7}$

Анализ влияния параметров системы на динамику захвата БПЛА

Первоначально было проведено моделирование динамики посадочного устройства при условии, что БПЛА уже зацеплен гаком за аэрофинишер при начальных условиях, соответствующих полету с посадочной скоростью V . Данное упрощение позволяет изучить параметры переходного режима без моделирования конкретных сил, требующего дополнительных затрат машинного времени.

В ходе расчета было установлено, что с повышением жесткости k упругодемпфирующих элементов, моделирующих трос аэрофинишера (см. поз. б на рис. 1), возрастает вероятность того, что БПЛА

при захвате перевернется, т. е. совершит полный оборот в вертикальной плоскости относительно точки зацепления гака за приемник аэрофинишера. Это явление неблагоприятно, так как влечет за собой риск столкновения БПЛА с конструкцией и подвергает его дополнительным динамическим нагрузкам. На рис. 3 показано изменение высоты центра масс самолета при его зацеплении гаком длиной $L = 1$ м за аэрофинишер жесткостью $k = 2$ и $k = 20$ кН/м соответственно. Видно, что во втором случае центр масс самолета поднимается выше точки зацепления практически на полторы длины гака, что соответствует случаю, когда БПЛА переворачивается.

Однако использование троса аэрофинишера с низкой жесткостью также нежелательно, поскольку он обладает малой прочностью. Для оценки порога, при котором возможен разрыв аэрофинишера, был проведен расчет внутренних напряжений в данном упругом элементе системы. Для этого жесткость троса была упрощенно связана с внутренними напряжениями посредством формулы [22]:

$$\sigma = \frac{F}{S} = \frac{FE}{kl}, \tag{3}$$

где E – модуль Юнга; S – площадь поперечного сечения троса; l – длина троса; F – внешняя растягивающая нагрузка, действующая на трос; σ – внутренние напряжения.

Были проведены расчеты напряжений в аэрофинишере при значениях жесткости $k = 1 \dots 10$ кН/м. Была принята граница допустимых напряжений в тросе $\sigma = 8$ МПа [23]. Был принят модуль Юнга для аэрофинишера $E = 3$ МПа [24]. Как показано на графике, приведенном на рис. 4, при наименьшей жесткости напряжение практически достигает предельного значения, что влечет за собой риск разрыва аэрофинишера при условиях посадки, отличающихся от модельных. При повышении жесткости до $k = 10$ кН/м пик напряжений уменьшается практически в три раза.

Дополнительно было исследовано влияние длины гака L на динамику движения БПЛА. Установлено, что чем длиннее гак, тем более аппарат

Таблица 3

Характеристики модели БПЛА

Масса БПЛА, кг	100
Площадь крыла, м ²	5
Размах крыла, м	4,5
Длина фюзеляжа, м	3,9
J_{xx} , кг · м ²	11,70
J_{yy} , кг · м ²	21,04
J_{zz} , кг · м ²	9,52
J_{xy} , кг · мм ²	$-3,36 \cdot 10^{-5}$
J_{yx} , кг · мм ²	$-8,67 \cdot 10^{-4}$
J_{yz} , кг · м ²	$-1,04 \cdot 10^{-7}$

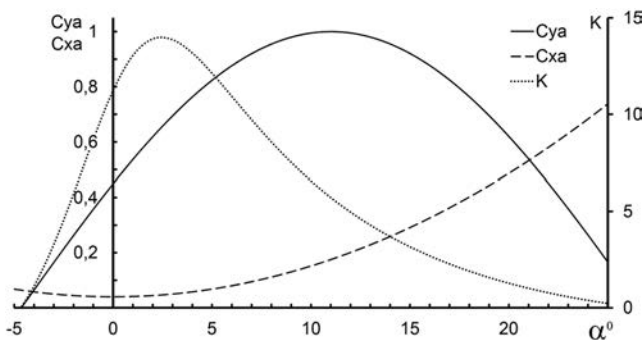


Рис. 2. Аэродинамические характеристики БПЛА, использованные в расчете

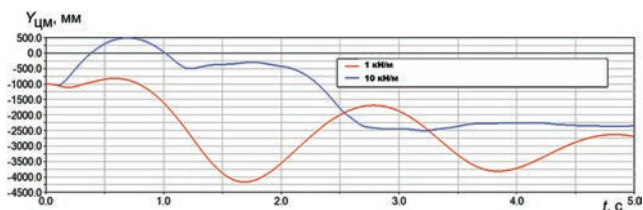


Рис. 3. Положение центра масс БПЛА по оси OY в процессе подхвата гаком длиной $L = 1$ м с различной жесткостью аэрофинишера k

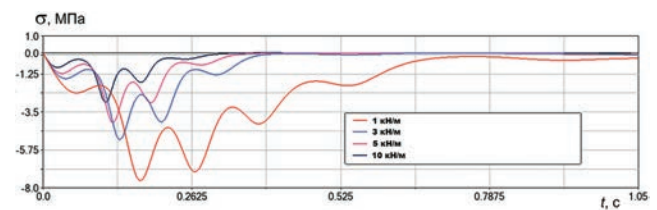


Рис. 4. Напряжения в аэрофинишере в процессе подхвата гаком длиной $L = 1$ м с различной жесткостью аэрофинишера k

склонен к перевороту. На рис. 5 точками обозначены параметры системы, при которых начинается переворот БПЛА. Заштрихованную область ниже линии тренда можно считать областью благоприятных для захвата БПЛА параметров системы.

Следующим этапом исследования был анализ процесса зацепления БПЛА гаком за аэрофинишер. На рис. 1,2 показана геометрия крюка гака, который был использован в ходе моделирования. Для расчета условий контакта гака и приемника используется встроенная в MSC Adams модель контактного взаимодействия при жесткости 10000 Н/мм, демпфировании 100 Н · с/мм, параметрах экспоненты 2,2 и проникновения 0,1.

На графике, приведенном на рис. 6, показаны усилия в шарнирах A, B, C механизма (см. рис. 1,a), полученные при моделировании зацепления при жесткости аэрофинишера $k = 3$ кН/м.

Дополнительно был проведен анализ переходного режима для случая, когда гак закреплен на БПЛА с помощью упругого цилиндрического шарнира. Предполагалось, что в данном случае часть кинетической энергии БПЛА перейдет в энергию деформации упругого шарнира и это позволит избежать дополнительных нагрузок на систему. В ходе моделирования, однако, было установлено, что при подобном типе закрепления система подвержена дополнительным пиковым нагрузкам (рис. 7).

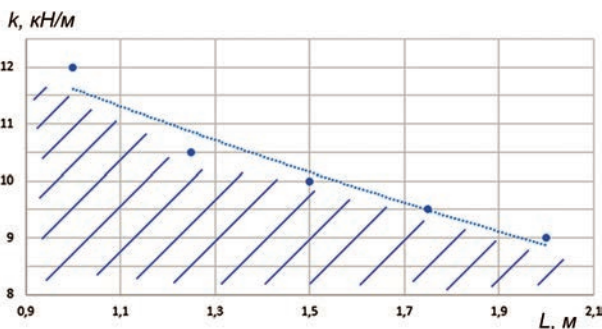


Рис. 5. Область благоприятных для захвата БПЛА параметров системы (заштрихована)

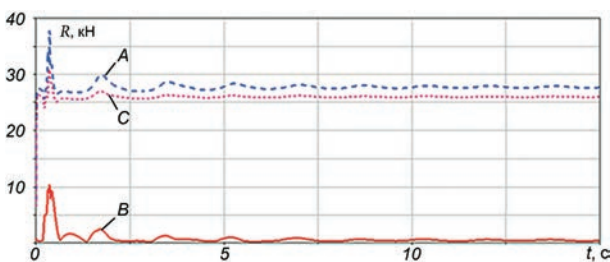


Рис. 6. Усилия в шарнирах A, B, C механизма при подхвате БПЛА

Таким образом можно сделать вывод о целесообразности жесткого крепления гака к БПЛА.

Анализ воздействия искусственного набегающего потока

Для выбранных на предыдущем этапе рациональных параметров посадочного устройства был проведен анализ влияния искусственного набегающего потока на динамику системы. Сначала был рассмотрен случай нулевого угла атаки: $\alpha = 0$. Действие воздушной струи на БПЛА моделировалось путем такого уменьшения скорости самолета V , чтобы выполнялось равенство

$$V + V_{\infty} = 20 \text{ м/с.}$$

При данном подходе аэродинамические силы, действующие на БПЛА, остаются такими же по величине, при том что сам самолет движется медленнее:

$$F_y = C_y \frac{\rho(V + V_{\infty})}{2} S, F_x = C_x \frac{\rho(V + V_{\infty})}{2} S.$$

Результаты анализа показывают снижение пиковых нагрузок, действующих на характерные элементы. Как следует из графиков, представленных на рис. 8, в случае наличия набегающего потока $V_{\infty} = 15$ м/с наблюдается снижение усилий в аэрофинишере в три раза по сравнению со случаем $V_{\infty} = 0$.

Для создания воздушной струи, направленной строго навстречу движению БПЛА, установку для генерации набегающего потока потребовалось бы размещать строго за посадочным устройством. Если по каким-либо причинам гак не зацепился за аэрофинишер, возникает риск столкновения самолета с установкой. Размещение устройства в стороне от траектории движения аппарата позволит избежать подобного варианта развития событий. При этом воздушная струя будет обдувать БПЛА под некоторым углом. Поэтому практический интерес представляет случай, когда искусственный набега-

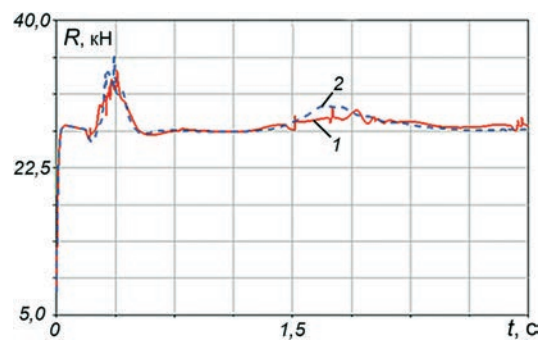


Рис. 7. Усилия в узле крепления гака к БПЛА: 1 – абсолютно жесткое закрепление; 2 – упругое закрепление

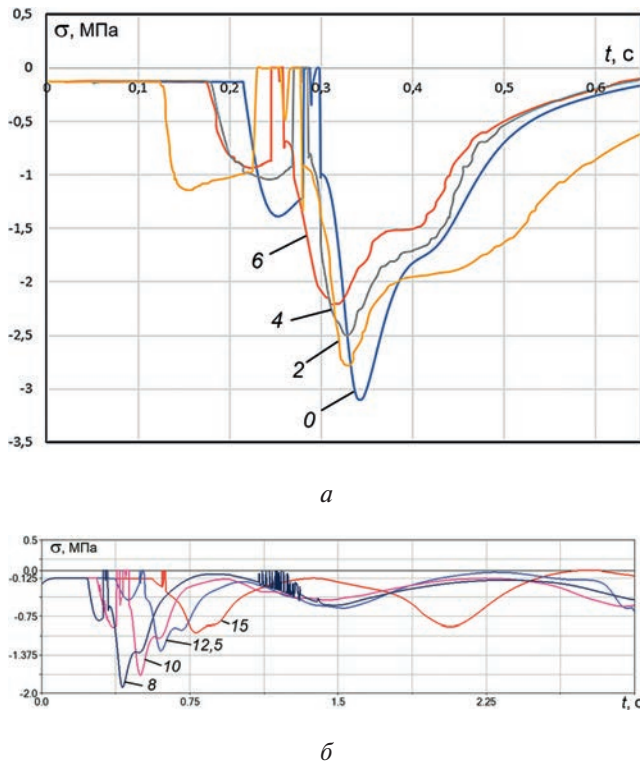


Рис. 8. Напряжения в упругом элементе системы в случае подхвата БПЛА, обдуваемого набегающим потоком под углом атаки $\alpha = 0^\circ$ при скорости V_∞ : а – от 0 до 6 м/с; б – от 8 до 15 м/с

ющий поток обдувает самолет под ненулевым углом атаки. Для исследования данного варианта было проведено моделирование захвата БПЛА в случае, когда искусственный набегающий поток направлен к нему под углами 5, 10 и 15° соответственно. На графиках, приведенных на рис. 9, видно, что поведение системы аналогично ее поведению в случае, когда набегающий поток направлен строго навстречу аппарату. В табл. 4 для сравнения представлены пиковые значения напряжения в тросе аэрофинишера для различных условий захвата БПЛА.

Таблица 4

Пики напряжений в аэрофинишере при различных значениях V_∞ и α

Угол атаки α , градусы	$V_\infty = 5$ м/с	$V_\infty = 10$ м/с	$V_\infty = 15$ м/с
0	2,28 МПа	1,71 МПа	1,01 МПа
5	2,24 МПа	1,49 МПа	0,93 МПа
10	2,45 МПа	1,59 МПа	0,81 МПа
15	2,22 МПа	1,50 МПа	0,80 МПа

Из табл. 4, следует, что увеличение угла атаки приводит к снижению нагрузок при захвате на 3...20% в зависимости от скорости набегающего потока.

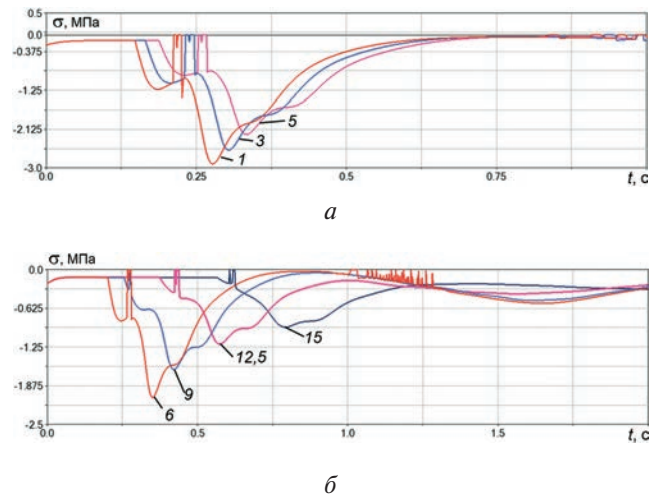


Рис. 9. Напряжения в упругом элементе системы в случае подхвата БПЛА, обдуваемого набегающим потоком под углом атаки $\alpha = 5^\circ$ при скорости V_∞ : а – от 1 до 5 м/с; б – от 6 до 15 м/с

Выводы

Анализ динамики функционирования рассмотренного в работе модельного посадочного устройства БПЛА, проведенный с использованием упрощенной математической модели, позволил установить диапазон значений жесткости троса аэрофинишера и длины гака летательного аппарата, при которых самолет не переворачивается после захвата. Также установлена необходимость жесткого соединения гака с корпусом БПЛА.

Численное моделирование показало, что наличие искусственного встречного потока среды может существенно, более чем в три раза, уменьшить пиковые нагрузки в элементах системы, возникающие в процессе захвата БПЛА. Обтекание БПЛА встречным потоком, направленным под углом атаки, способствует снижению нагрузок.

Эффект от использования устройства для создания искусственного набегающего потока заключается в том, что благодаря значительному снижению нагрузок в системе становится возможным либо облегчить посадочное устройство, либо осуществлять посадку более тяжелых БПЛА.

Следует отметить, что, поскольку в процессе моделирования использовалось упрощающее предположение о безграничности искусственного набегающего потока, запланированы дополнительные исследования для случая, когда данный поток формируется системой встречных струй среды.

Список источников

1. Ширяев Н.А., Водолажская Ю.В. Развитие беспилотных летательных аппаратов // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. 2016. Т. 2. № 1(7). С. 67–69.
2. Gacovski Z. ed. Unmanned Aerial Vehicles (UAV) and Drones. - Arcler Press, 2020. - 431p.
3. Догерти М.Дж. Дроны. Первый иллюстрированный путеводитель по БПЛА / Пер. В. Бычкова, Д. Евтушенко. - М.: ГрандМастер, 2017. - 224 с.
4. Швецова С.В., Швецов А.В. Интеграция беспилотных летательных аппаратов в работу современных инфраструктурных систем // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 3. С. 186–193. DOI: 10.34759/vst-2021-3-186-193
5. Клочков В.В., Никитова А.К., Ефимова Н.С. Экономическое обоснование основных направлений разработки авиационной техники (на примере беспилотных летательных аппаратов) // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 224–233.
6. Skyeeye Sierra VTOL. Multipurpose platform with vertical take-off and landing capabilities. URL: <https://www.elevonx.com/solutions/skyeye/>
7. Альбокринова А.С., Грумондз В.Т. Динамика полета беспилотного планирующего летательного аппарата при малых скоростях и высотах старта // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 79–85.
8. Lesonen O.S., Nazarenko P.A., Ovchinnikova N.A. Landing methods of unmanned aerial vehicle // 2020 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF; 01–05 June 2020; S.-Petersburg). DOI: 10.1109/WECONF48837.2020.9131459
9. Eriksson M., Ringman P. Launch and recovery systems for unmanned vehicles onboard ships. A study and initial concepts. Master Thesis, 2013, 96 p. URL: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:783979/FULLTEXT01.pdf>
10. Fahlstrom P.G., Gleason T.J. Introduction to UAV systems. - Fourth Edition. - A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2012. - 280 p.
11. Бьлинович Е.С., Руденко М.С., Вахман Б.А., Манихин И.В. Система для посадки на палубу судна в условиях интенсивных ветра и морского волнения беспилотного летательного аппарата типа «самолет» с винтовым двигателем. Патент RU 130964 U1. Бюл. 22, 10.08.2013.
12. Mcdonnell W.R. Launch and recovery system for unmanned aerial vehicles. Patent WO2001007318A1, 01.02.2001. URL: <https://patents.google.com/patent/WO2001007318A1/en>
13. Watts M.A., Root G.R. Jr., Adamski D.M. UAV recovery system. Patent US7219856B2, 22.05.2007. URL: <https://patents.google.com/patent/US7219856B2/en?q=US+7219856>
14. Deng Z., Bing F., Guo Z., Wu L. Rope-Hook Recovery Controller Designed for a Flying-Wing UAV // Aerospace. 2021. Vol. 8. No. 12: 384. DOI: 10.3390/aerospace8120384
15. Ma C., Liu X., Zhang C. Parameter Research of UAV Vertical Rope-type Recovery System // 2nd International Conference on Mechanical, Material and Aerospace Engineering (10-13 May 2018; Wuhan, China). Vol. 179. DOI: 10.1051/mateconf/201817903001
16. Pei J., He C., Wang T., Li Y. Dynamics Analysis of Rope-Hook Recovery System for Fixed-Wing UAV. // Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. 2017. Vol. 49. No. 5, pp. 693–698. DOI: 10.16356/j.1005-2615.2017.05.013
17. Boeing Insitu RQ-21 Blackjack. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Insitu_RQ-21_Blackjack
18. ScanEagle. URL: <https://www.boeing.com/defense/autonomous-systems/scaneagle/index.page>
19. Adams. The multibody dynamics simulation solution. URL: <https://hexagon.com/products/product-groups/computer-aided-engineering-software/adams>
20. Езеп С.М. (ред.) Проектирование самолетов: Учебник. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1983. - 616 с.
21. Airfoil Tools. Tools to search, compare and plot airfoils. URL: airfoiltools.com
22. Феодосьев В.И. Сопrotивление материалов: Учебник. - 10-е изд. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. - 592 с.
23. ГОСТ 6467-79. Шнуры резиновые круглого и прямоугольного сечений. Технические условия. - М.: Стандартинформ, 2005. - 12 с.
24. Резина. URL: http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article_3259.html

References

1. Shiryaev N.A., Vodolazhskaya Yu.V. *Pozharnaya bezopasnost': problemy i perspektivy.*, 2016, vol. 2, no. 1(7), pp. 67-69.
2. Gacovski Z. (ed) *Unmanned Aerial Vehicles (UAV) and Drones.* Arcler Press, 2020, 431p.
3. Dougherty M.J. *Drones. An illustrated guide to the unmanned aircraft that are filling our skies*, Amber Books Limited, 2015, 224 p.
4. Shvetsova S.V., Shvetsov A.V. Unmanned aerial vehicles integration into modern infrastructure systems operation. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 3, pp. 186-193. DOI: 10.34759/vst-2021-3-186-193
5. Klochkov V.V., Nikitova A.K., Efimova N.S. Economic justification of major aircraft development areas as applies to unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 224-233.
6. Skyeeye Sierra VTOL. *Multipurpose platform with vertical take-off and landing capabilities.* URL: <https://www.elevonx.com/solutions/skyeye/>
7. Al'bokrinova A.S., Grumondz V.T. Gliding unmanned aerial

- vehicle flight dynamics at low speed and launch altitudes. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 79-85.
8. Lesonen O.S., Nazarenko P.A., Ovchinnikova N.A. Landing methods of unmanned aerial vehicle. *2020 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF; 01–05 June 2020; S.-Petersburg)*. DOI: 10.1109/WECONF48837.2020.9131459
 9. Eriksson M., Ringman P. *Launch and recovery systems for unmanned vehicles onboard ships. A study and initial concepts*. Master Thesis, 2013, 96 p. URL: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:783979/FULLTEXT01.pdf>
 10. Fahlstrom P.G., Gleason T.J. *Introduction to UAV systems*. 4 ed. A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2012, 280 p.
 11. Bylinovich E.S., Rudenko M.S., Vakhman B.A., Manikhin I.V. *Patent RU 130964 U1*, 10.08.2013.
 12. Mcdonnell W.R. *Launch and recovery system for unmanned aerial vehicles. Patent WO2001007318A1*, 01.02.2001. URL: <https://patents.google.com/patent/WO2001007318A1/en>
 13. Watts M.A., Root G.R. Jr., Adamski D.M. *UAV recovery system. Patent US7219856B2*, 22.05.2007. URL: <https://patents.google.com/patent/US7219856B2/en?q=US+7219856>
 14. Deng Z., Bing F., Guo Z., Wu L. Rope-Hook Recovery Controller Designed for a Flying-Wing UAV. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 12: 384. DOI: 10.3390/aerospace8120384
 15. Ma C., Liu X., Zhang C. Parameter Research of UAV Vertical Rope-type Recovery System. *2nd International Conference on Mechanical, Material and Aerospace Engineering (10-13 May 2018; Wuhan, China)*. Vol. 179. DOI: 10.1051/mateconf/201817903001
 16. Pei J., He C., Wang T., Li Y. Dynamics Analysis of Rope-Hook Recovery System for Fixed-Wing UAV. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, vol. 49, no. 5, pp. 693-698. DOI: 10.16356/j.1005-2615.2017.05.013
 17. *Boeing Insitu RQ-21 Blackjack*. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Insitu_RQ-21_Blackjack
 18. *ScanEagle*. URL: <https://www.boeing.com/defense/autonomous-systems/scaneagle/index.page>
 19. *Adams. The multibody dynamics simulation solution*. URL: <https://hexagon.com/products/product-groups/computer-aided-engineering-software/adams>
 20. Eger S.M. (ed) *Proektirovanie samoletov (Aircraft design)*, 3rd ed., Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
 21. *Airfoil Tools. Tools to search, compare and plot airfoils*. URL: airfoiltools.com
 22. Feodos'ev V.I. *Soprotivlenie materialov (Strength of materials)*, 10th ed. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 1999, 592 p.
 23. *Shnury rezinovyie kruglogo i pryamougol'nogo sechenii. Tekhnicheskie usloviya. GOST 6467-79 (Vulcanized rubber cords of round and square cross-sections. Specifications, State Standard 6467-79)*, Moscow, Standartinform, 2005, 12 p.
 24. *Rezina*. URL: http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article_3259.html

Статья поступила в редакцию 02.07.2023; одобрена после рецензирования 31.10.2023; принята к публикации 31.10.2023.

The article was submitted on 02.07.2023; approved after reviewing on 31.10.2023; accepted for publication on 31.10.2023.