

Влияние искусственной воздушной струи на динамику захвата беспилотного летательного аппарата аэрофинишером

© Г.А. Щеглов, Ф.Ан. Васильев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Представлены результаты численного моделирования процесса укороченной посадки беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с захватом его в воздухе устройством с аэрофинишером. Изучается влияние, которое оказывает воздействие искусственно созданных струй на динамику захвата аппарата. В программном пакете SolidWorks Flow Simulation выполнена оценка силового воздействия струи на БПЛА. Полученные результаты применяются в программе MSC Adams для численного моделирования параметров динамики захвата БПЛА. Рассмотрены расчетные случаи, характеризующиеся различной ориентацией струй, различным числом струй, различным диаметром источника, а также разным уровнем силового воздействия струи. Показано, что воздействие одной или нескольких струй на БПЛА может оказывать как негативное, так и позитивное влияние на динамику его захвата посадочным устройством вследствие существенной зависимости результатов от направления, длительности воздействия и силы струй. В результате исследования выяснилось, что достигнутое максимальное снижение нагрузок в процессе захвата составило около 16 %.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, посадочное устройство, аэрофинишер, численное моделирование, переходный режим

Введение. В настоящее время активно применяют беспилотные летательные аппараты (БПЛА) для решения широкого спектра задач [1–3]. В частности, важной задачей, решаемой с помощью БПЛА, является выполнение транспортных операций по доставке коммерческих грузов [4, 5]. При этом следует отметить, что взлетные и посадочные площадки транспортных БПЛА зачастую бывают весьма ограниченными размерами, например, при размещении в городской черте и на борту морской платформы или корабля. Для работы в таких условиях больше всего подходят БПЛА вертолетного типа и комбинированные винтокрылые аппараты, однако с точки зрения экономичности и затрат энергии на транспортную операцию они уступают крылатым БПЛА самолетного типа. Противоречие между экономичностью крылатых БПЛА и трудностью обеспечения для них короткого взлета и посадки разрешается различными способами. При этом известно значительное количество механизмов старта БПЛА с места, описание которых можно найти в обзоре [6], и гораздо меньшее количество устройств, обеспечивающих укороченную посадку [7–14]. Таким образом, задача осуществления короткой посадки БПЛА является актуальной, а значит, требуется вести поиск новых технических решений.

В работе [15] предложен оригинальный способ обеспечения посадки, а точнее, захвата БПЛА самолетного типа в воздухе с помощью упругого аэрофинишера в сочетании с воздействием искусственного набегающего потока. Проведено численное моделирование динамики захвата самолета, а также исследование влияния на процесс захвата таких параметров устройства, как жесткость аэрофинишера и длина тормозного гака. Оценены возникающие при этом механические нагрузки, а также в первом приближении влияние, которое может оказать на динамику захвата БПЛА встречный, искусственно созданный набегающий поток, для которого было принято допущение о его безграничности. Было получено, что в зависимости от силы набегающего потока и угла обдува им самолета, нагрузки в системе при захвате БПЛА могут быть существенно снижены.

Цель данной работы — исследование уточненной модели предложенного посадочного устройства, в которой представлено взаимодействие БПЛА самолетного типа и системы воздушных струй, формирующих локальные встречные воздушные потоки.

Оценка силового воздействия струи искусственного набегающего потока на БПЛА проводится в программном пакете SolidWorks Flow Simulation. Результаты данного расчета используются в программе MSC Adams для численного моделирования параметров динамики захвата БПЛА.

Описание модели. Рассматривается задача захвата летящего БПЛА, оснащенного тормозным гаком, с помощью аэрофинишера, закрепленного на посадочном устройстве. Расчетная схема задачи в неподвижной системе координат XYZ , включающая кинематическую схему механизма посадочного устройства, представлена на рис. 1. Подробное описание механизма и параметры динамической модели посадочного устройства приведены в работе [15]. В отличие от предыдущего исследования, в данной расчетной схеме отсутствует набегающий поток воздуха. Вместо него введены одна или несколько струй воздуха, истекающих из источника со скоростью $V_{стр}$ и направленных в зависимости от конкретного расчетного случая в вертикальной или горизонтальной плоскости под углом α к направлению полета БПЛА, которое обозначено на рисунке вектором скорости аппарата V .

Используемый в задаче модельный прототип БПЛА длиной 2,8 м с размахом крыла 2,9 м выполнен по аэродинамической схеме «бесхвостка» с несущим фюзеляжем и трапециевидным крылом малого удлинения с профилем МН45 9,85 % (см. рис. 1) [16]. Для фюзеляжа применяется этот же модифицированный профиль, но с относительной толщиной 7 %. Было принято, что в процессе моделирования аппарат планирует по прямой к посадочному устройству с выключенными двигателями со скоростью $V = 25$ м/с. В расчете также было

принято, что центр давления и центр масс (ЦМ) БПЛА совпадают (см. рис. 1) и аэродинамические силы (сила лобового сопротивления F_{xa} и подъемная сила F_{ya}) приложены к центру масс аппарата.

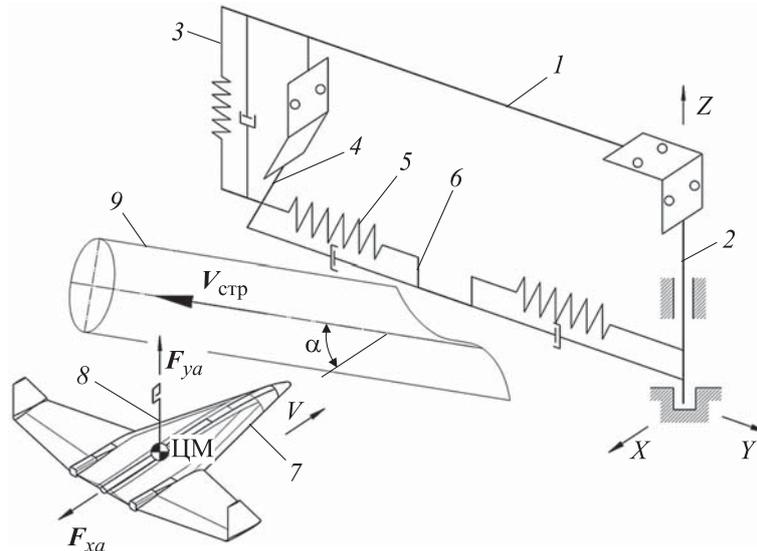


Рис. 1. Расчетная схема задачи захвата летящего БПЛА с помощью аэрофинишера:
 1 — стрела; 2 — мачта; 3 — пружина натяжения; 4 — рычаг; 5 — аэрофинишер;
 6 — приемник; 7 — БПЛА; 8 — гак; 9 — воздушная струя

Результаты моделирования струи. На первом этапе исследования было проведено моделирование в программном пакете SolidWorks Flow Simulation истечения струи в окружающее пространство без ее воздействия на БПЛА.

Искусственная воздушная струя задается, как показано на рис. 2, а, путем введения в расчетную область источника, который моделируется с помощью цилиндра малого удлинения, причем на одну из его граней (отмечено цветом на рисунке) наложено граничное условие в виде скорости незакрученного потока $V_{стр}$. Окружающее пространство представляет собой статичную воздушную среду, имеющую такие же параметры, как у атмосферы на уровне моря [17]. Были приняты следующие параметры модели турбулентности: интенсивность — 0,1 %, масштаб турбулентности — 0,001 м.

Расчетная область представляет собой прямоугольный параллелепипед размерами 4×4×20 м. На расстоянии 1 м от ее края расположен цилиндр (источник струи) диаметром 500 мм, имеющий абсолютно гладкие грани. В расчете была применена адаптация сетки на 50 и 100 итераций с максимально допустимым числом ячеек 1700 000. Полученный профиль струи (рис. 2, б) согласуется с результатами, полученными в работе [18] и показанными на рис. 2, в с точностью, достаточной для целей настоящего исследования.

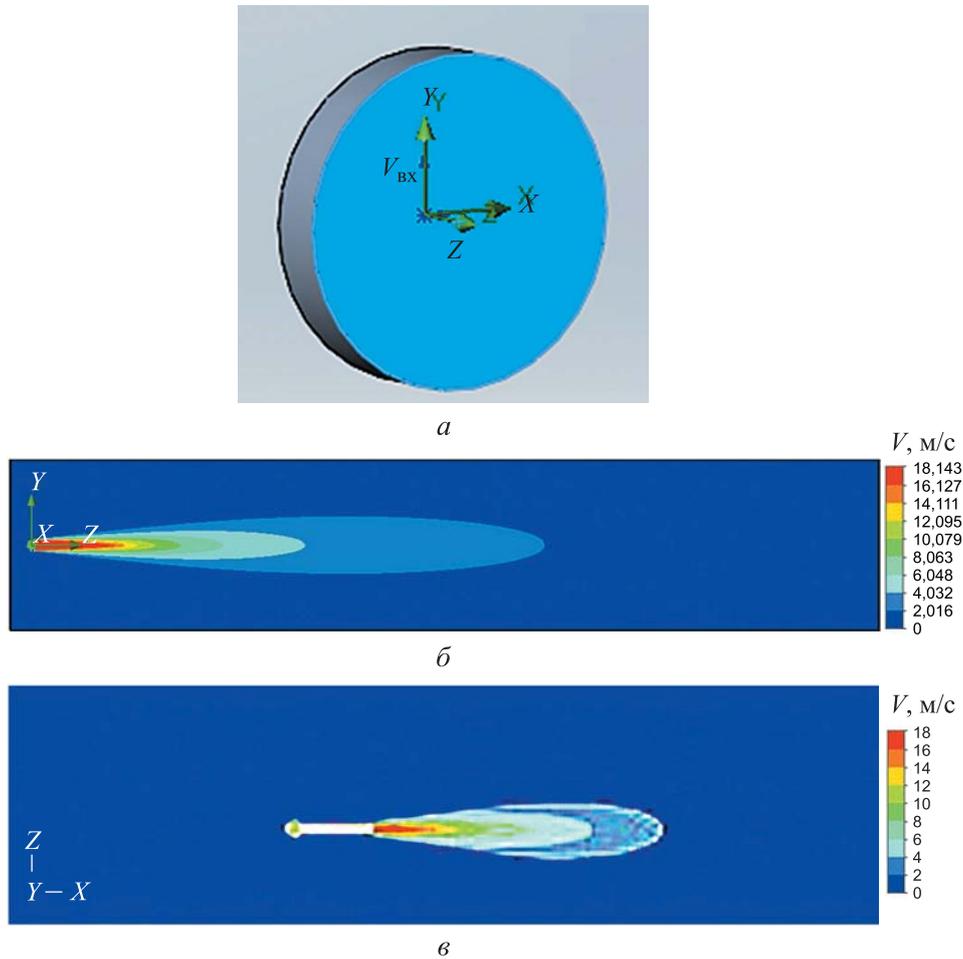


Рис. 2. Профиль воздушной струи:

a — граничное условие для моделирования воздушной струи; *б* — результаты моделирования воздушной струи; *в* — результаты моделирования, полученные в работе [18]

Результаты расчета воздействия струи на БПЛА. На следующем этапе было проведено исследование силового воздействия воздушной струи на БПЛА. Были рассмотрены два расчетных случая. В первом случае ось струи направлена к траектории полета под углом $\alpha = 10^\circ$ в вертикальной плоскости. Была выбрана скорость истекающей струи $V_{стр} = 15$ м/с, при этом остальные параметры расчета течения были взяты из предыдущего этапа исследования. Оценка влияния искусственного воздушного потока на БПЛА осуществлялась квазистатическим методом: было выполнено несколько итераций расчета, в которых самолет занимал различные положения относительно оси струи. Начальное положение аппарата представлено на рис. 3. В первом расчетном случае измерялось расстояние L от центра масс самолета до точки пересечения оси струи и продольной оси,

связанной с БПЛА системой координат X_0Y_0 . Во втором расчетном случае измерялось расстояние B от центра масс самолета до точки расположения источника.

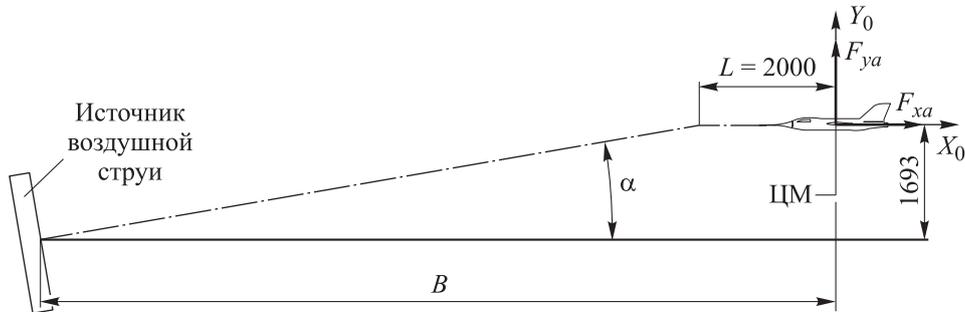


Рис. 3. Схема первого расчетного случая воздействия струи на БПЛА ($\alpha = 10^\circ$)

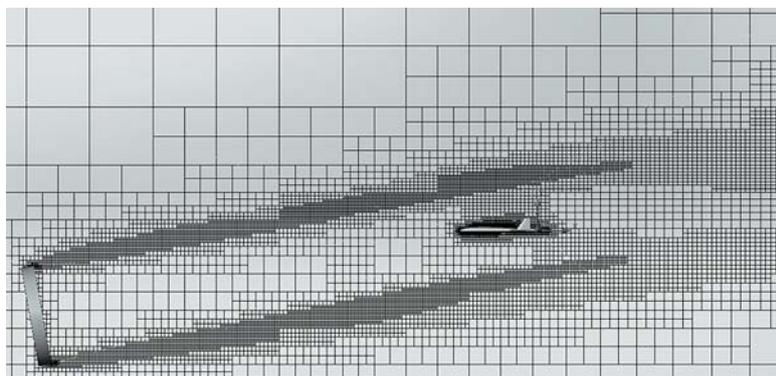
Был выбран размер расчетной области $10 \times 8 \times 16$ м. В симуляции использовалась сетка с максимальным числом ячеек — 5 700 000. Для лучшего исследования процессов, происходящих при взаимодействии самолета и струи, применяется адаптация сетки на 50, 100, 150 и 200 итераций расчетов. Пример результатов адаптации сетки продемонстрирован на рис. 4, а. Выполнено также ее дробление в районе обтекаемой поверхности (рис. 4, б). Картина обтекания БПЛА воздушной струей приведена на рис. 4, в.

В ходе расчетов были получены зависимости силового воздействия набегающего потока на БПЛА. Согласно представленным на рис. 5 графикам подъемной силы и силы лобового сопротивления в зависимости от расстояния до оси струи, воздействие на БПЛА оказывается существенным только на расстоянии ± 7 м от оси струи, причем подъемная сила F_{ya} при такой ориентации струи будет на порядок больше, чем сила лобового сопротивления F_{xa} .

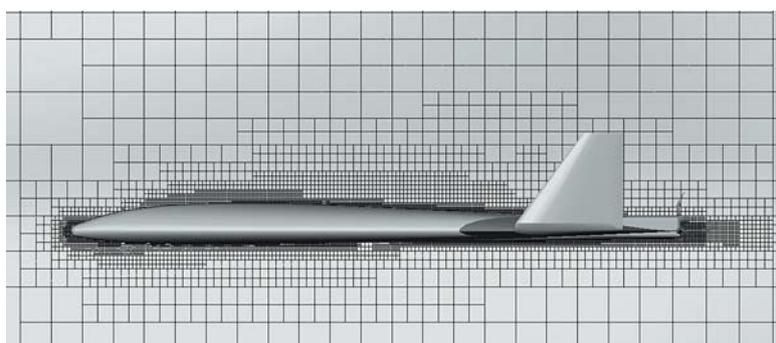
Во втором расчетном случае ось струи направлена к траектории полета под углом α в горизонтальной плоскости (ось струи и продольная ось БПЛА лежат в одной плоскости). Источник струи располагался на уровне аэрофинишера. Была выбрана начальная скорость истечения струи $V_{стр} = 15$ м/с, а остальные параметры симуляции были взяты те же, что в предыдущем расчетном случае.

Для того чтобы исключить влияние боковой силы, рассматриваются две струи, оси которых пересекаются. В этом случае формируется суммарная воздушная струя таким образом, как показано на рис. 6. Параметры суммарной струи существенно зависят от угла α : при достаточно большом угле схождения аэродинамические потоки гасят друг друга (рис. 6, а), в то время как при малых углах потоки, сливаясь, образуют струю большей интенсивности (рис. 6, б). Исследование

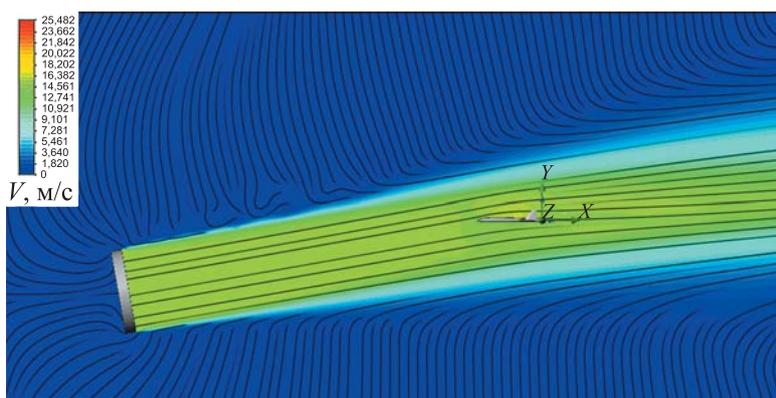
проводилось при угле $\alpha = 6^\circ$. В данном случае расстояние до центра масс БПЛА отсчитывалось непосредственно от источников струи по продольной оси (см. параметр B на рис. 3).



a



б



в

Рис. 4. Математическое моделирование обтекания БПЛА воздушной струей: *a* — пример сетки в расчетной области после адаптации; *б* — сгущение сетки в районе обтекаемой поверхности; *в* — пример результата расчета поля скоростей

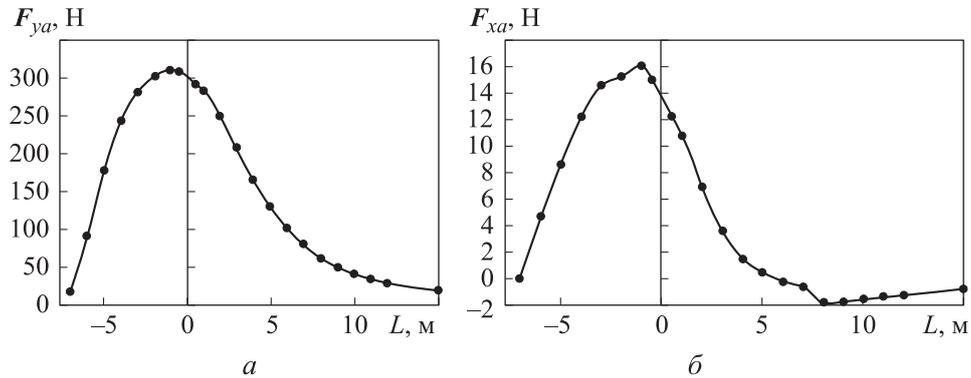


Рис. 5. Воздействие воздушной струи на БПЛА:
a — подъемная сила; *б* — сила лобового сопротивления

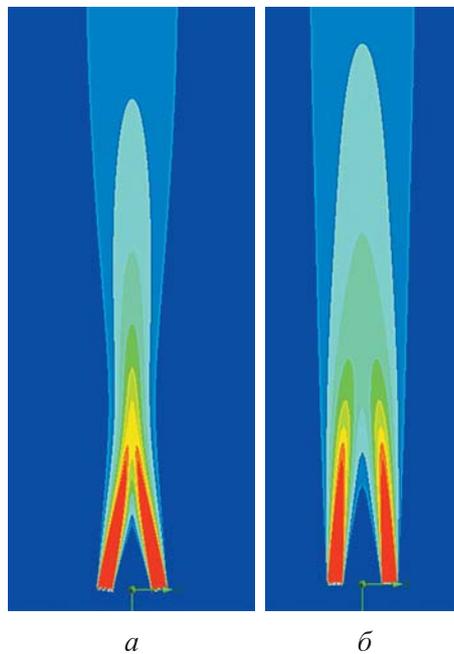


Рис. 6. Слияние двух струй во втором расчетном случае
 при угле α , равном 20° (*a*) и 6° (*б*)

Результаты расчета подъемной силы и силы лобового сопротивления БПЛА в зависимости от расстояния до оси струи приведены на рис. 7. На графиках видно, что, как и в предыдущем случае, подъемная сила F_{ya} оказалась на порядок больше силы лобового сопротивления F_{xa} . Причем абсолютные величины сил были в 2 раза меньше, чем в первом расчетном случае. Это объясняется тем, что в одном, предыдущем, случае струя обдувает аппарат под углом 10° , а в другом — 0° . Следует также отметить, что, в отличие от предыдущего

случая, подъемная сила монотонно возрастает по мере приближения к источнику струи, а сила лобового сопротивления имеет максимум на расстоянии 10 м от источника.

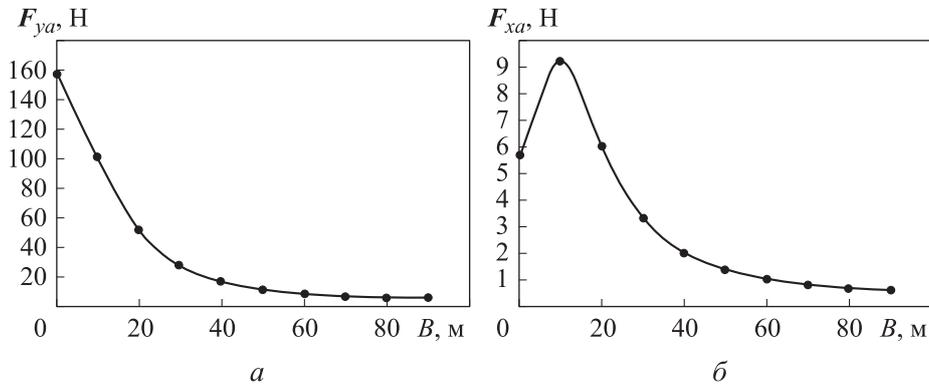


Рис. 7. Подъемная сила (а) и сила лобового сопротивления (б), действующие на БПЛА от воздушной струи, в зависимости от расстояния до источника B

Результаты моделирования динамики захвата БПЛА. На третьем этапе исследования проводилось моделирование процесса захвата БПЛА аэрофинишером. Динамическая модель, приведенная на рис. 8, а, подробно рассмотрена в [15]. Элементы этой модели соответствуют элементам кинематической схемы, показанным на рис. 1. Окружающая среда является статичной, т. е. набегающий поток отсутствует. Полученные параметры силового воздействия струи аппроксимировались с помощью сплайна Акима и использовались для оценки посредством их прибавки к действующим аэродинамическим силам, возникающим при движении БПЛА. Анализировалось несколько расчетных случаев, которые характеризуются различной ориентацией струй S , различным числом струй N , различным диаметром источника D и различным уровнем силового воздействия струи Q . Ориентация струи соответствует двум случаям — кривые 1 и 2, рассмотренным на втором этапе исследования.

Для случая ориентации струи $S=1$ (см. рис. 4) рассматривались результаты воздействия одиночной струи ($N=1$) исходного диаметра ($D=1$), создающей нагрузки, показанные на рис. 5 ($Q=1$). Поскольку принимается, что аппарат летит с выключенными двигателями, он естественным образом замедляется за счет наличия аэродинамических сил, однако не теряет высоту в результате воздействия струи, которая обеспечивает БПЛА дополнительной подъемной силой вплоть до момента контакта с аэрофинишером.

Как показано на графиках напряжений в упругом элементе аэрофинишера (см. поз. 5 на рис. 1), приведенных на рис. 8, б, воздействие одиночной струи оказывается недостаточным, для того чтобы

существенно повлиять на динамику захвата БПЛА. Время воздействия струи на аппарат оказывается слишком малым, вследствие чего скорость БПЛА практически не изменяется.

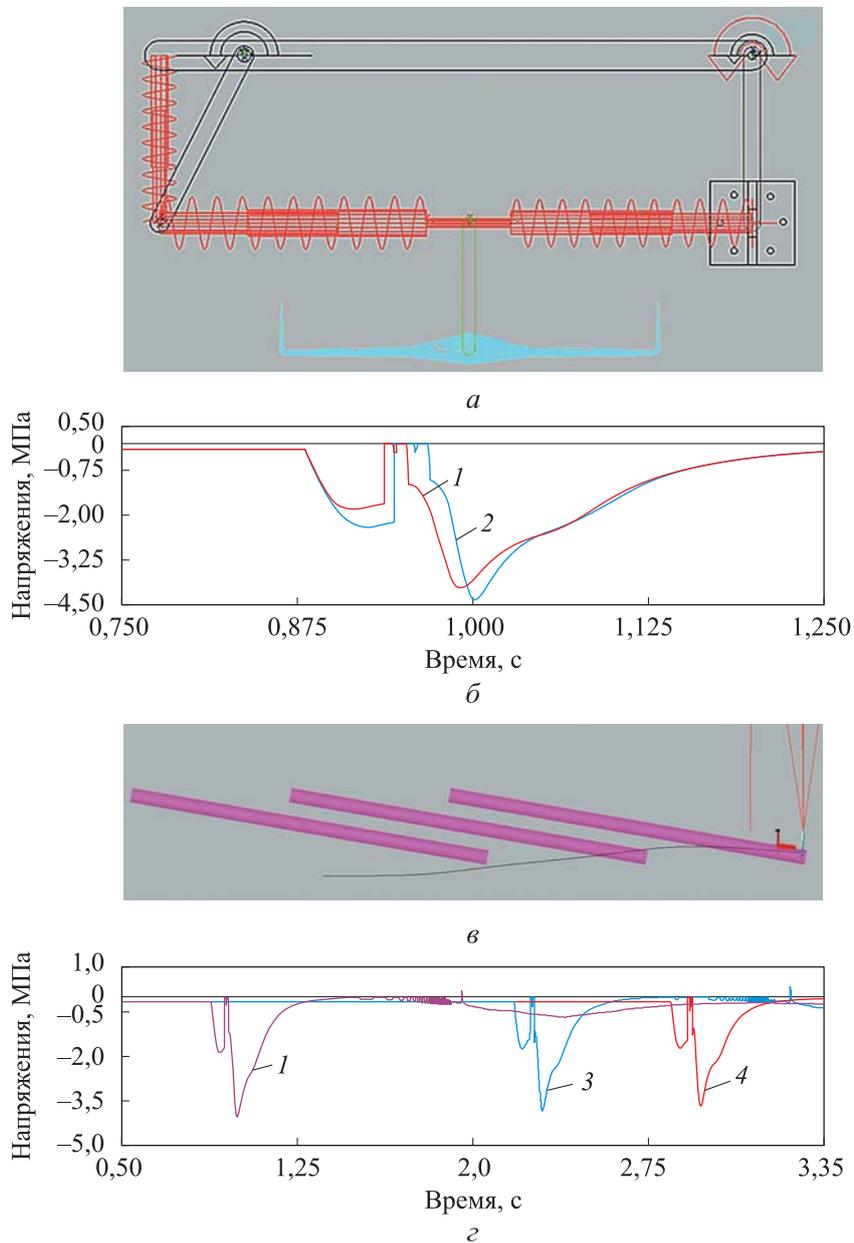


Рис. 8. Результаты моделирования в MSC Adams:

a — расчетная динамическая модель; *б* — напряжения в аэрофинишере при посадке; *в* — траектория аппарата (черная линия) при пролете (слева направо) через три усиленные струи ($S = 1, N = 3, D = 3, Q = 3$); *г* — напряжения в аэрофинишере при посадке; 1 — без воздействия струй; 2 — при воздействии единичной струи ($S = 1, N = 1, D = 1, Q = 1$); 3 — при воздействии единичной струи с утроенным профилем ($S = 1, N = 1, D = 3, Q = 1$), 4 — при воздействии трех единичных струй ($S = 1, N = 3, D = 1, Q = 1$)

Кроме того, наблюдается некоторое ухудшение условий захвата. Поскольку компонент подъемной силы больше, чем компонент силы лобового сопротивления, аппарат ускоряется, и в результате в момент контакта с аэрофинишером скорость БПЛА оказывается больше, чем в случае отсутствия струи. Из-за повышения скорости увеличиваются нагрузки в посадочном устройстве, что делает бессмысленным применение рассматриваемой установки. К тому же, может наблюдаться эффект переворота аппарата после зацепления за аэрофинишер, что было исследовано в работе [15].

Положительный эффект от искусственного набегающего потока начинает наблюдаться в тех случаях, когда воздушная струя оказывает более продолжительное действие на летательный аппарат. Для ориентации струи $S = 1$ дополнительно была проведена оценка динамики самолета в случае, если он пролетает через несколько струй ($N = 2$ и $N = 3$), а также в случае, когда диаметр источника струи в 2 и в 3 раза больше исходного ($D = 2$, $D = 3$). Кроме того, для более полного моделирования были исследованы случаи, когда силовое воздействие воздушной струи увеличивается вплоть до 3 раз ($Q = 2$, $Q = 3$). Пример траектории БПЛА при пролете через три усиленные струи, источники которых размещены на расстоянии 22 м по оси OX (см. рис. 1), приведен на рис. 8, в. На рисунке струи условно изображены наклонными цилиндрами малинового цвета, а траектория БПЛА — черной линией. Движение аппарата происходит слева направо. На рисунке показано, что воздействие струй приводит к подъему аппарата.

Максимального снижения напряжений в упругом элементе аэрофинишера удалось добиться при трехкратном усилении воздействия набегающего потока ($Q = 3$) и использовании струи с диаметром основания 6 м ($D = 3$). При таком варианте удастся снизить нагрузки в аэрофинишере на 16 % по сравнению с вариантом без воздействия струи. На графике, приведенном на рис. 8, г, отражено снижение нагрузок в аэрофинишере при различных вариантах воздействия струи на аппарат. Пики нагрузок на графике разнесены по времени, так как начальные позиции БПЛА для разных вариантов струи отличаются.

Для случая ориентации струи $S = 2$ (см. рис. 6) исследовались варианты исходного воздействия струй, а также воздействия, усиленного в 2 раза. Результаты расчетов показывают, что снижение нагрузок не существенно. В данном случае график изменения нагрузок мало отличается от кривой 1, представленной на рис. 8, б. Это можно объяснить тем, что, согласно графикам, приведенным на рис. 7, силовое воздействие струи быстро затухает вдали от источников струй. При этом пик воздействия БПЛА проходит достаточно быстро, благодаря чему суммарное влияние струй оказывается мало. Более того, если силовое

воздействие увеличить в 9 раз по сравнению с исходным вариантом ($Q = 9$), то итоговые нагрузки в аэрофинишере при захвате БПЛА будут на 5 % выше, чем в случае захвата без воздействия струи.

Все результаты численного моделирования динамики захвата БПЛА при различных вариантах воздействия струй приведены в таблице. Полученные результаты сравнивались с расчетным случаем, когда БПЛА захватывается без влияния струи. Наименьшие значения нагрузок выделены в таблице полужирным шрифтом.

Варианты воздействия воздушной струи на БПЛА

S	N	D	Максимальные значения напряжений в правом/левом упругом элементе, МПа (см. поз. 5 на рис. 1) при уровне силового воздействия струи Q				
			Q = 1,0	Q = 1,5	Q = 2,0	Q = 2,5	Q = 3,0
1	1	1	4,07/3,79	4,25/3,84	Переворот	Переворот	Переворот
1	2	1	4,05/3,75	3,88/3,53	4,17/3,79	4,01/3,72	3,84/3,58
1	3	1	4,07/3,70	4,11/3,77	3,90/3,60	4,04/3,61	3,64/3,37
1	1	2	3,82/3,47	3,86/3,57	4,20/3,78	3,58/3,32	3,80/3,55
1	1	3	4,11/3,66	3,70/3,30	3,80/3,50	3,77/3,50	3,38/3,13
2	2	1	4,09/3,85	–	3,98/3,78	–	3,95/3,75
Без влияния струи			4,02 / 3,75				

Заключение. Проведенное моделирование влияния искусственных струй на динамику захвата БПЛА специализированным устройством с упругим аэрофинишером, несмотря на введенные значительные упрощения расчетной схемы, позволяет сделать ряд важных выводов.

Показано, что воздействие одной или нескольких струй на БПЛА может оказывать как негативное, так и позитивное влияние на динамику его захвата посадочным устройством. В наилучшем случае, рассмотренном в данной работе, удалось добиться снижения нагрузок в аэрофинишере на 16 % по сравнению с посадкой без влияния искусственного набегающего потока. Данный результат сам по себе недостаточно существенный, и он может быть достигнут с помощью менее сложных технических средств, таких, например, как тормозной парашют или аэродинамические тормоза. Вопросы относительно энергетических затрат, необходимых для создания воздушной струи такого размера и такой силы, должны быть рассмотрены отдельно с учетом того, что технические средства создания струй будут работать в импульсном режиме, поскольку длительность процесса захвата составляет несколько секунд. В целом следует отметить существенную зависимость результатов от направления, продолжительности

воздействия и силы струй, поэтому требуются дополнительные исследования и оптимизация как параметров струй, так и параметров движения БПЛА.

Таким образом, для того чтобы сделать однозначный вывод о целесообразности применения установки генерации искусственного набегающего потока для уменьшения нагрузок при захвате БПЛА с помощью аэрофинишера, требуется провести дополнительные исследования, их целью может стать получение ответа на вопрос об области применения подобного устройства и о тех преимуществах, которые оно может дать по сравнению с различными существующими техническими средствами.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Fahlstrom P.G., Gleason T.J. *Introduction to UAV systems*. Fourth Edition. A John Wiley & Sons, Ltd., Publ., 2012, 280 p.
- [2] Горячев Н.В., Ергалиев Д.С., Полтавский А.В., Кошелев Н.Д., Юрков Н.К. *Беспилотные летательные аппараты. Проблемы проектирования и эксплуатации*. Пенза, Изд-во Пензенского государственного университета, 2023, 306 с.
- [3] Gacovski Z., ed. *Unmanned Aerial Vehicles (UAV) and Drones*. Arcler Press, 2020, 431 p.
- [4] Кувяткина Н.В., Прошин А.А., Горячев Н.В., Юрков Н.К. Применение БПЛА в доставке грузов. *NovaInfo*, 2019, № 106, с. 22–25. URL: <https://novainfo.ru/article/17093> (дата обращения: 17.11.2024).
- [5] Sorbelli F.B. UAV-Based delivery systems: a systematic review, current trends, and research challenges. *ACM J Auton. Transport. Syst.*, 2024, vol. 1, no. 1, Article 1. URL: <https://dl.acm.org/doi/10.1145/3649224> (дата обращения: 17.11.2024).
- [6] Аленченков Г.С., Пушкарев А.Э., Пушкарева Л.А. Классификация и синтез механизмов старта беспилотных летательных аппаратов. *Интеллектуальные системы в производстве*, 2013, № 1 (21), с. 66–69.
- [7] Lesonen O.S., Nazarenko P.A., Ovchinnikova N.A. Landing methods of unmanned aerial vehicle. In: *Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*, 2020, ID 9131459. <https://doi.org/10.1109/WECONF48837.2020.9131459>
- [8] 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> (дата обращения: 17.11.2024).
- [9] Bylinovich E.S., Rudenko M.S., Vahman B.A., Manihin I.V. *System for landing on the ship deck in the conditions of intense wind and sea wave of an unmanned aircraft type "aircraft" with a screw engine*. Patent RU130964U1, 10.08.2013. URL: <https://patents.google.com/patent/RU130964U1/en?q=RU+130964+U1> (дата обращения: 17.11.2024).
- [10] McDonnell W.R. *Launch and recovery system for unmanned aerial vehicles*. Patent WO2001007318A1. 01.02.2001. URL: <https://patents.google.com/patent/WO2001007318A1/en> (дата обращения: 17.11.2024).

- [11] 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> (дата обращения: 17.11.2024).
- [12] Deng Z., Bing F., Guo Z., Wu L. Rope-hook recovery controller designed for a flying-wing UAV. *Aerospace*, 2021, vol. 8 (12), no. 384, 22 p. <https://doi.org/10.3390/aerospace8120384>
- [13] Chengjing M., Xing'an L., Caiwen Z. Parameter research of UAV vertical rope-type recovery system. *MATEC Web of Conferences*, 2018, vol. 179, ID 03001. <https://doi.org/10.1051/mateconf/201817903001>
- [14] 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, pp. 693–698. <https://doi.org/10.16356/j.1005-2615.2017.05.013>
- [15] 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.
- [16] Профиль МН45 9.85 %. *Airfoil tools*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=mh45-il> (дата обращения: 17.11.2024).
- [17] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, ИПК Изд-во стандартов, 2004, 180 с.
- [18] Van de Giesen B.J.M., Penders S.H.A., Loomans M.G.L.C., Rutten P.G.S., Hensen J.L.M. Modelling and simulation of a jet fan for controlled air flow in large enclosures. *Environmental Modelling and Software*, 2011, vol. 26 (2), pp. 191–200. <https://doi.org/10.1016/j.envsoft.2010.07.008>

Статья поступила 18.11.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Щеглов Г.А., Васильев Ф.Ан. Влияние искусственной воздушной струи на динамику захвата беспилотного летательного аппарата аэрофинишером. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 1. EDN YPOJFM

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Васильев Федор Андреевич — студент 1-го курса аспирантуры кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: vasilevfa@list.ru

Artificial airstream influencing dynamics of the UAV capture by an arresting gear

© G.A. Shcheglov, F.An. Vasilev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper presents results of numerical simulation of the UAV short landing using its capture in the air by an arresting gear device. It studies the influence of the artificially created jets on the device capture dynamics. The paper assesses the force jet impact in the SolidWorks Flow Simulation software package; the obtained results are used in the MSC Adams program for numerical simulation of the UAV capture dynamics parameters. The paper considers computed cases characterized by different orientation of the jets, different number of jets, different source diameters and different levels of the jet force impact. It shows that the impact of one or more UAV jets could impose both negative and positive effect on the UAV capture dynamics by the landing device due to significant dependence of the results on direction, impact duration and strength of the jets. The maximum load reduction during capture achieved as a result of the study about 16%.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, landing device, arresting gear, numerical simulation, transient mode*

REFERENCES

- [1] Fahlstrom P.G., Gleason T.J. *Introduction to UAV systems*. Fourth Edition. A John Wiley & Sons, Ltd., Publ., 2012, 280 p.
- [2] Goryachev N.V., Ergaliev D.S., Poltavsky A.V., Koshelev N.D., Yurkov N.K. *Bespilotnye letatelnye apparaty. Problemy proektirovaniya i ekspluatatsii*. [Unmanned aerial vehicles. Design and operation problems]. Penza, Penza State University Publ., 2023, 306 p.
- [3] Gacovski Z., ed. *Unmanned Aerial Vehicles (UAV) and Drones*. Arcler Press, 2020, 431 p.
- [4] Kuvyatkina N.V., Proshin A.A., Goryachev N.V., Yurkov N.K. *Primenenie BPLA v dostavke gruzov [UAV applications in cargo delivery]*. *NovaInfo*, 2019, no.106, pp. 22–25. Available at: <https://novainfo.ru/article/17093> (accessed November 17, 2024).
- [5] Sorbelli F.B. UAV-Based Delivery Systems: a Systematic Review, Current Trends, and Research Challenges. *ACM J. Auton. Transport. Syst.*, 2024, vol. 1, no.1, Article 1. Available at: <https://dl.acm.org/doi/10.1145/3649224> (accessed November 17, 2024).
- [6] Alenchenkov G.S., Pushkarev A.E., Pushkareva L.A., *Klassifikatsiya i sintez mekhanizmov starta bespilotnykh letatelnykh apparatov [Classification and synthesis of starting mechanisms of unmanned aerial vehicles]*. *Intellektualnye sistemy v proizvodstve — Intelligent Systems in Manufacturing*, 2013, no. 1 (21), pp. 66–69.
- [7] Lesonen O.S., Nazarenko P.A., Ovchinnikova N.A. Landing methods of unmanned aerial vehicle. *Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF)*, 2020, ID 9131459. <https://doi.org/10.1109/WECONF48837.2020.9131459>
- [8] Eriksson M., Ringman P. *Launch and recovery systems for unmanned vehicles onboard ships. A study and initial concepts*. Master Thesis, 2013, 96 p. Available at: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:783979/FULLTEXT01.pdf> (accessed November 17, 2024).

- [9] Bylinovich E.S., Rudenko M.S., Vahman B.A., Manihin I.V. *System for landing on the ship deck in the conditions of intense wind and sea wave of an unmanned aircraft type "aircraft" with a screw engine*. Patent RU130964U1, 10.08.2013. Available at: <https://patents.google.com/patent/RU130964U1/en?q=RU+130964+U1> (accessed November 17, 2024).
- [10] McDonnell W.R. *Launch and recovery system for unmanned aerial vehicles*. Patent WO2001007318A1. 01.02.2001. Available at: <https://patents.google.com/patent/WO2001007318A1/en> (accessed November 17, 2024).
- [11] Watts M.A., Root G.R. Jr., Adamski D.M. *UAV recovery system*. Patent US7219856B2, 22.05.2007. Available at: <https://patents.google.com/patent/US7219856B2/en?q=US+7219856> (accessed November 17, 2024).
- [12] Deng Z., Bing F., Guo Z., Wu L. Rope-hook recovery controller designed for a flying-wing UAV. *Aerospace*, 2021, vol. 8 (12), no. 384, 22 p. <https://doi.org/10.3390/aerospace8120384>
- [13] Chengjing M., Xing'an L., Caiwen Z. Parameter research of UAV vertical rope-type recovery system. *MATEC Web of Conferences*, 2018, vol. 179, ID 03001. <https://doi.org/10.1051/mateconf/201817903001>
- [14] 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, pp. 693–698. <https://doi.org/10.16356/j.1005-2615.2017.05.013>
- [15] Vasilev F.A., Podkolzin V.G., Shcheglov G.A. Chislennoe modelirovanie dinamiki zakhvata bespilotnogo letatel'nogo apparata ustroystvom s uprugim aerofinisherom. [Numerical simulation of the unmanned aerial vehicle capture dynamics by elastic arrestor gear device]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 79–87.
- [16] Profil MH45 9.85% [MH45 9.85% Airfoil]. *Airfoil tools*. Available at: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=mh45-il> (accessed November 17, 2024).
- [17] *GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry*. [GOST 4401–81. Standard Atmosphere. Parameters]. Moscow, IPK Izd-vo Standartov Publ., 2004, 180 p.
- [18] Van de Giesen B.J. M., Penders S.H.A., Loomans M.G.L.C., Rutten P.G.S., Hensen J.L.M. Modelling and simulation of a jet fan for controlled air flow in large enclosures. *Environmental Modelling and Software*, 2011, vol. 26 (2), pp. 191–200. <https://doi.org/10.1016/j.envsoft.2010.07.008>

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Vasilev F.An., 1st year Postgraduate, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: vasilevfa@list.ru