

Научная статья
УДК 533.6.015, 519.688
DOI: 10.34759/vst-2023-1-36-44

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ВЫСОТЫ И ИНТЕРВАЛОВ В ГРУППОВОМ ПОЛЕТЕ

Александр Викторович Головнев¹, Денис Сергеевич Воронко²✉, Сергей Михайлович Данилов³

^{1,2,3} Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Воронеж, Россия

¹ golovnyev@rambler.ru

² zapasnoi.mir@mail.ru ✉

³ dsm2291@gmail.com

Аннотация. Представлено исследование взаимного влияния самолетов при дозвуковом полете группой на минимальных расстояниях между ними с учетом изменения высоты и интервала ведомого относительно ведущего самолета. Вопрос об изменении аэродинамических характеристик в групповом полете актуален уже многие годы. При групповом полете на минимальных расстояниях между летательными аппаратами возможен и прирост аэродинамического качества, что позволит увеличить дальность и продолжительность полета. Определение оптимального положения ведомого самолета относительно ведущего позволит удовлетворить противоречивым требованиям в групповом полете. Особенно это актуально для высокоавтоматизированных систем полета, которые располагаются в том числе и на беспилотных летательных аппаратах. Исследование проводилось с использованием программного комплекса Ansys Fluent. Для дополнения результатов, полученных при моделировании в аэродинамических трубах, а также при летных испытаниях, предлагается использование вычислительных методов. Приведены зависимости исследуемых параметров — коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления, моментов тангажа, крена и рыскания — от изменения интервала и высоты ведомого относительно ведущего самолета типа «летающее крыло».

Ключевые слова: групповой полет, полет в вихревом следе, полет в сомкнутом порядке, вычислительная аэродинамика, аэродинамическая интерференция беспилотных летательных аппаратов

Для цитирования: Головнев А.В., Воронко Д.С., Данилов С.М. Исследование аэродинамической интерференции беспилотных летательных аппаратов при изменении высоты и интервалов в групповом полете // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 36–44. DOI: 10.34759/vst-2023-1-36-44

Original article

STUDYING AERODYNAMIC INTERFERENCE OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLES AT THE INTERVALS AND HEIGHT VARIATION IN TEAM FLIGHT

Alexander V. Golovnev¹, Denis S. Voronko²✉, Sergey M. Danilov³

^{1,2,3} Military Educational and Scientific Center of the Air Force «Air Force Academy N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin» (Voronezh),
Voronezh, Russia

¹golovnyev@rambler.ru

²zapasnoi.mir@mail.ru ✉

³dsm2291@gmail.com

Abstract. The article presents the study of the aircraft mutual effect while subsonic formation flight at minimum distances with account for the height and interval variation of the wingman relative to the lead aircraft. The issue on aerodynamic characteristics changing in the formation flight is up-to-date for many years. The trail aircraft movement in the wake vortex is known to lead to the wingman aerodynamic characteristics changing. The wake vortex impact on the aircraft and its subsequent disturbed motion depend on the whole number of factors such as aircraft performance characteristics and a flight mode of both wingman and lead aircraft, spatial position of the aircraft relative to each other and the state of the surrounding atmosphere. For this reason, the problems of flight safety while moving in a wake vortex after the lead aircraft emerge. However, the flight at minimum distances between the aircraft formation flight may incur the aerodynamic quality growth as well, which will allow increasing the flight range and duration. Determining optimal position between the lead aircraft and a wingman will allow meeting the controversy of the requirements in the formation flight. This is especially up-to-date for the highly automated flight control systems, which are being installed including the unmanned aerial vehicles. The study was being conducted using Solid Works, Numeca Hexpress and Ansys Fluent software packages. The article presents the dependencies of the parameters being studied, namely the lift and drag coefficients, the pitch, roll and yaw moments on the interval and height of the wingman relative to the “flying wing” type lead aircraft. The authors show that computational methods application for the aerodynamic characteristics determining allows supplementing the results of experimental modeling in wind tunnels. Thus, with the interval between the aircraft axes of symmetry decreasing, the lift force increment increases and reaches its maximum at $\Delta z/l = 0.9$. The increment of the moment coefficients changing changes slightly herewith. Further, while further transversal spacing decrease, the sharp changing of coefficients of aerodynamic forces and moments starts due to approaching the lead aircraft vortex wake. While the trailing aircraft movement in the vortex wake (which symmetry axis coincides with the spatial position of the vortex core $\Delta z/l = 0.5$) the moment coefficients and drag force are maximum, and the lifting force increment is negative.

Keywords: team flight, flight in trailing vortex, flight in close formation, computational aerodynamics, aerodynamic interference of the unmanned aerial vehicles

For citation: Golovnev A.V., Voronko D.S., Danilov S.M. Studying Aerodynamic Interference of the Unmanned Aerial Vehicles at the Intervals and Height Variation in Team Flight. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 36–44. DOI: 10.34759/vst-2023-1-36-44

Введение

В настоящее время активно ведутся исследования по разработке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с турбореактивной силовой установкой. Применение таких БПЛА ограничено способностью свободного одиночного преодоления противовоздушной обороны (ПВО) и нанесения эффективных ударов по наземным целям противника по причине ограниченности использования ими групповых полетов [1]. Эффективность использования группового полета БПЛА будет зависеть от их взаимного расположения и интерференционного взаимодействия между ними при движении в сомкнутом порядке [2]. В данной работе движением в сомкнутом порядке будем считать построение, в котором летательные аппараты (ЛА) следуют друг относительно друга на минимальных, по условиям безопасности полета, дистанциях, интервалах, превышениях (принижениях) [3].

Интерференционное взаимодействие между ведущим и ведомым БПЛА может внезапно и резко изменять аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА в полете. Это приводит к выходу параметров движения БПЛА за эксплуатационные ограничения, к снижению безопасности полета в сомкнутом порядке и в конечном итоге к невыполнению боевой задачи [4]. Современные информационно-управляющие системы позволяют решать широкий круг задач, однако они не учитывают важные особенности изменения аэродинамических характеристик БПЛА в сомкнутом порядке [5].

В полете за ЛА создаются области возмущенного потока, образующиеся при их обтекании, отличающиеся от окружающего воздушного пространства

значениями скоростей, давлений, температуры и т.п. и получившие название вихревого следа. Вихревые следы воздушного потока — это потоки воздуха, которые образуются вокруг аэродинамических профилей при движении в вязкой среде вследствие возникновения подъемной силы и, соответственно, при реализации индуктивного сопротивления. Позади данного тела вихревой след является системой из двух продольных вихрей противоположного вращения [6].

Поле тангенциальных скоростей возмущенного движения воздуха образует скос потока вниз в области между вихрями и скос потока вверх в наружной области (рис. 1). Наибольшие значения окружных скоростей могут достигать половины скорости полета ведущего ЛА (самолета-генератора). В связи с этим можно сделать вывод, что необходим поиск оптимального положения ЛА в сомкнутом порядке для увеличения дальности и продолжительности полета, а именно поиск условий, при которых реализуется положительное приращение аэродинамического качества. Стоит отметить, что немаловажную роль будет играть оптимизация маршрутов для перестроения в группы при перелетах на большие расстояния [7], в том числе и автоматизация полета групп самолетов [8].

Воздействие вихревого следа на летательные аппараты

Попадание самолета в вихревой след сопровождается изменением местных скоростей обтекания, углов атаки и скольжения [9], что приводит к появлению дополнительных аэродинамических сил и моментов, влияющих как на аэродинамические характеристики (АДХ), так и на динамику движе-

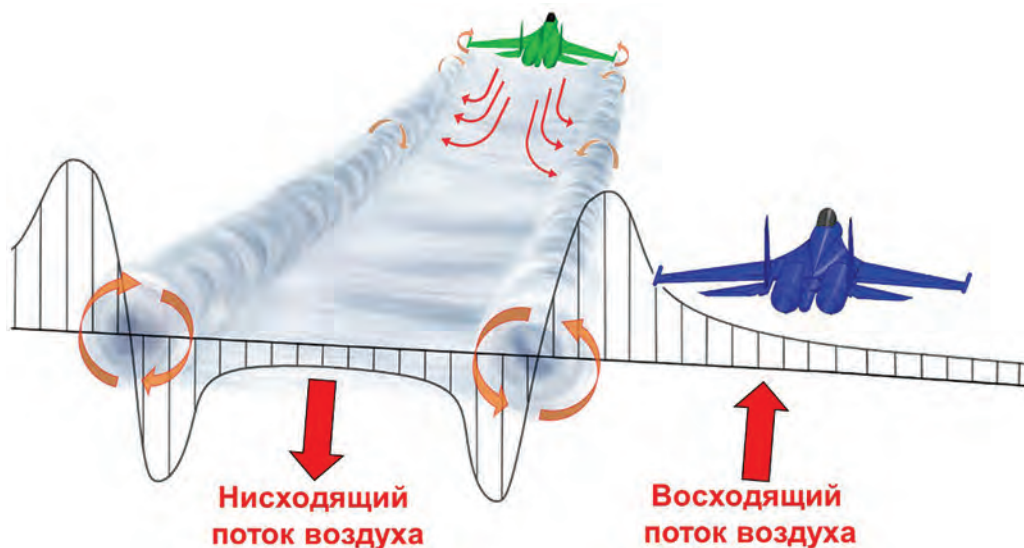


Рис. 1. Распределение воздушного потока за ЛА

ния ЛА. Такое влияние подтверждено большим количеством летных испытаний.

Характер поведения самолета зависит от того, в какое место вихревого следа он попадает. На рис. 2 показаны возможные случаи попадания самолета в вихревой след (вид сзади) [6]. Воздействие вихревого следа на ЛА зависит от ряда факторов:

- режимов полета, а также лётно-технических характеристик ведущего и ведомого ЛА;
- дистанции, принижения и интервалов при полете в сомкнутом строю;
- состояния окружающей атмосферы; условия его попадания в зону следа (характер входа самолета в вихревой след).

Наиболее опасны ситуации, с точки зрения безопасности полета, когда пролетающий самолет попадает в зону вихревого следа. В таких случаях появляется возмущающий момент крена, величина и знак которого зависят от взаимного положения ЛА и следа. В положениях I и III самолет испытывает правый возмущающий момент крена (>0), а в положении II — левый момент крена (<0). При этом в положении II возмущающий момент крена имеет наибольшее значение, так как на консоли крыла воздействуют противоположные по знаку вертикальные скосы потока. С учетом того, что современные самолёты характеризуются рядом особенностей, например неустойчивой компоновкой и глубокими обратными связями системы управления, вопрос об осуществлении безопасного полёта в зоне вихревого следа является актуальным. На сегодняшний день уже разрабатываются пер-

спективные средства управления, позволяющие решить данную задачу [10].

Однако особенности обтекания ЛА в вихревом следе могут давать некоторые аэродинамические преимущества, связанные с полетом в строю. М. Бёкенберг и Д. Хаммель в своих трудах описали эксперимент, в котором использовались два самолета «Dornier Do-28». При проведении летных испытаний (рис. 3) в сомкнутом порядке была выявлена возможность снижения мощности воздушного винта до 15% от максимального значения [11], что, в свою очередь, демонстрирует потенциальную экономию топлива для всей группы летательных аппаратов. Авторы также отметили, что при полете на минимальных дистанциях повышается сложность управления ЛА в связи с появлением неуравновешенного моменты крена, а также снижение безопасности полета при подобном движении.

Этот вопрос актуален для развития тяжелых БПЛА оперативно тактической авиации, разработка которых активно ведется и у нас и за рубежом. Использование таких БПЛА возможно как в одиночном, так и в групповом полете. При этом стоит отметить, что в перспективе групповой полет будет проходить не только с помощью координирования наземной станцией управления, но и под управлением двухместного командного истребителя пятого поколения Су-57 [12]. В сентябре 2019 года что в ходе полета БПЛА «Охотник» (С-70), совместно с истребителем Су-57, было успешно отработано упражнение «Полет в сомкнутом порядке». Серийное производство данных БПЛА планируется

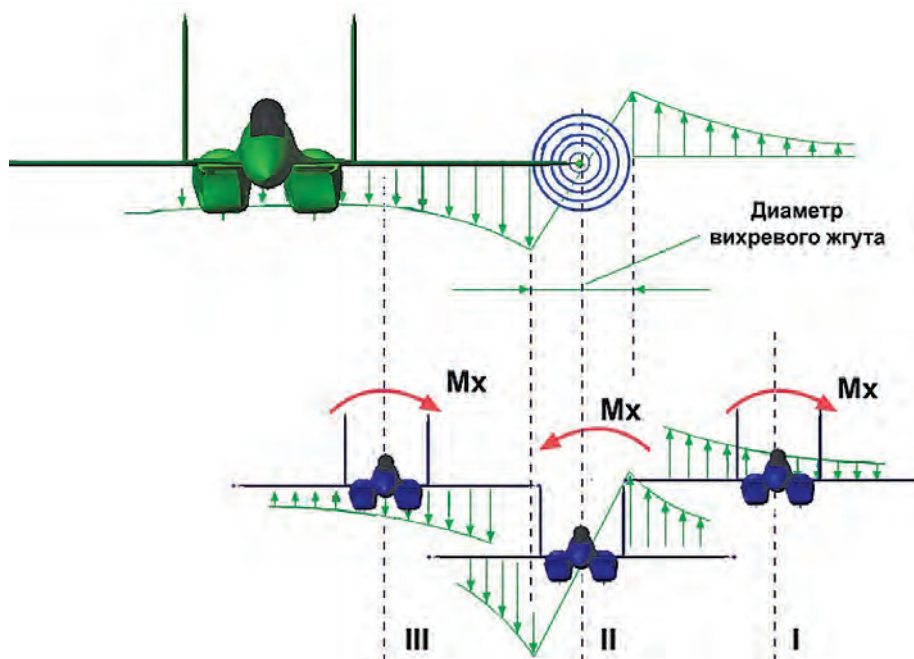


Рис. 2. Возможные случаи попадания самолета в вихревой след (спутную струю)

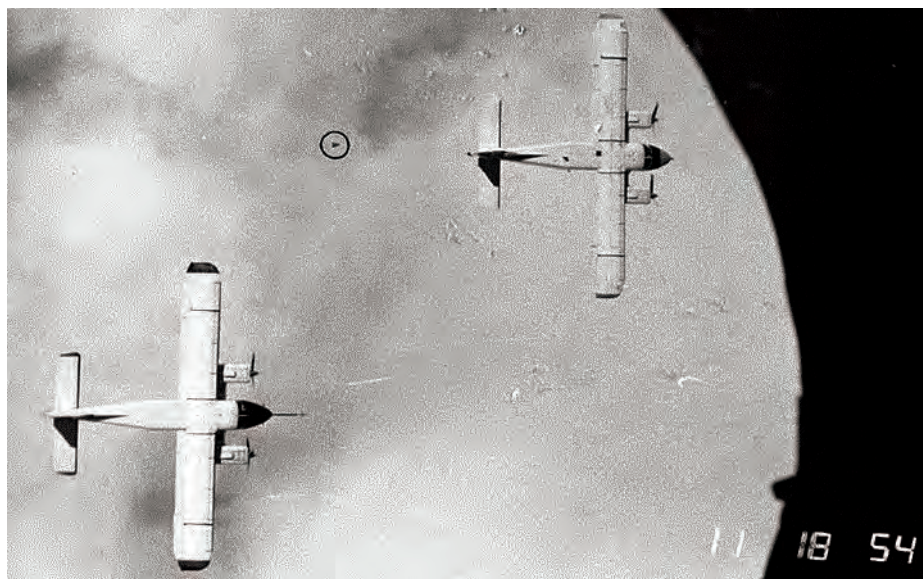


Рис. 3. Проведение летных испытаний

в 2023 году [13]. Фрагмент данного полета представлен на рис. 4. Также упоминается, что под управлением «командного» варианта Су-57 будет около четырех БПЛА. В связи с этим возникает необходимость разработки методики по определению оптимального расположения ЛА в сомкнутом порядке не только с точки зрения безопасности полета, но и с точки зрения повышения боевых возможностей группы.

Проведение численных исследований влияния расположения БПЛА в групповом полете

Для решения подобных задач важно рациональное использование эффективных численных методов аэродинамики, реализованных в матема-

тических моделях процессов обтекания ЛА [14]. Использование численных методов существенно дополняет экспериментальные исследования, сокращает время их выполнения, а также позволяет визуализировать различные явления и определить их параметры. К классу таких методов можно отнести методы, основанные на решении уравнений Рейнольдса [15, 16]. Для проведения таких исследований разработаны твердотельные модели самолетов и БПЛА. На рис. 5 представлен пример модели БПЛА типа «Летающее крыло».

При проведении данного исследования использовалась многоблочная структурированная сетка, которая позволяет хорошо разрешить поле течения вблизи поверхности БПЛА и отследить кривизну



Рис. 4. Фрагмент полета в сомкнутом порядке самолета Су-57 и БПЛА С-70 «Охотник»

поверхности. В программно-математическом комплексе программ Ansys FLUENT (лицензия «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» №1022486) с помощью неструктурированного гексагонального сеточного генератора разработана топология и построена сетка, содержащая около 11 млн ячеек для одного БПЛА. Для разрешения пограничного слоя вокруг модели построена O-сетка. По контуру поверхности БПЛА сеточная модель содержит 30 ячеек по нормали. Размер ячеек первого уровня составляет 0.01 мм, коэффициент нарастания не превышает 1.2. Основная трудность в правильном ее выборе частично связана с широким диапазоном изменения масштаба турбулентности по расстоянию до поверхности моделируемого тела [17].

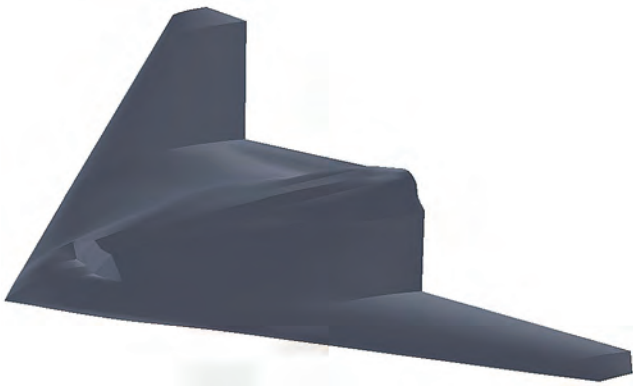


Рис. 5. Твёрдотельная модель БПЛА типа «Летающее крыло»

Модели турбулентности с использованием осредненных уравнений Навье–Стокса (RANS — Reynolds averaged Navier-Stokes) являются полезными для прогнозирования поведения воздушной среды. Существует несколько различных моделей турбулентности, которые классифицируются по числу дифференциальных уравнений, вводимых в дополнение к уравнениям Навье–Стокса. Различают модели «0-уравнений» (алгебраические модели), «1-уравнений» (модель Спарлата–Аллараса), «2-уравнений» (модели $k - \epsilon$ и $k - \omega$). Модель турбулентности одного уравнения даёт описание турбулентности с помощью двух переменных величин, для которых строится дифференциальное уравнение переноса. К данному классу относится модель $k - \omega$. Таким образом, следует отметить, что модель с двумя дифференциальными уравнениями наиболее точно описывает турбулентные течения с учетом отрыва потока, кривизны линии тока, а также сжимаемости среды. Данная методика была разработана на основе модели вихревого следа за самолетом [18].

АДХ БПЛА определялись на дозвуковой скорости движения воздушной среды, которая составляла 100 м/с, что позволило использовать модель $k - \omega$ турбулентности, соответствующую малосжимаемой воздушной среде. В качестве атмосферного фона использовалась изотропная модель турбулентности с кармановским спектром распределения турбулентной энергии для замыкания системы. Начиная с передней кромки, пограничный слой считался турбулентным. Результаты исследований изменения АДХ ЛА на дозвуковых скоростях полета, проводимые с помощью данного комплекса, согласуются с результатами экспериментов в аэродинамических трубах [19, 20].

После получения АДХ БПЛА в невозмущенном потоке, а также характеристики вихря за ним, необходимо создать рабочую область с двумя моделями БПЛА. В качестве исследуемой модели рассматривается ведомый БПЛА, располагаемый на дистанции l от ведущего. Скорость полета исследуемой модели совпадает со скоростью полета самолета-генератора по величине и направлению.

Расчеты аэродинамических сил и моментов, действующих на ведомый БПЛА, проведены на интервалах от $0.5l$ до $1.3l$, вертикальное положение в интервалах от $-0.25l$ до $+0.25l$ (рис. 6):

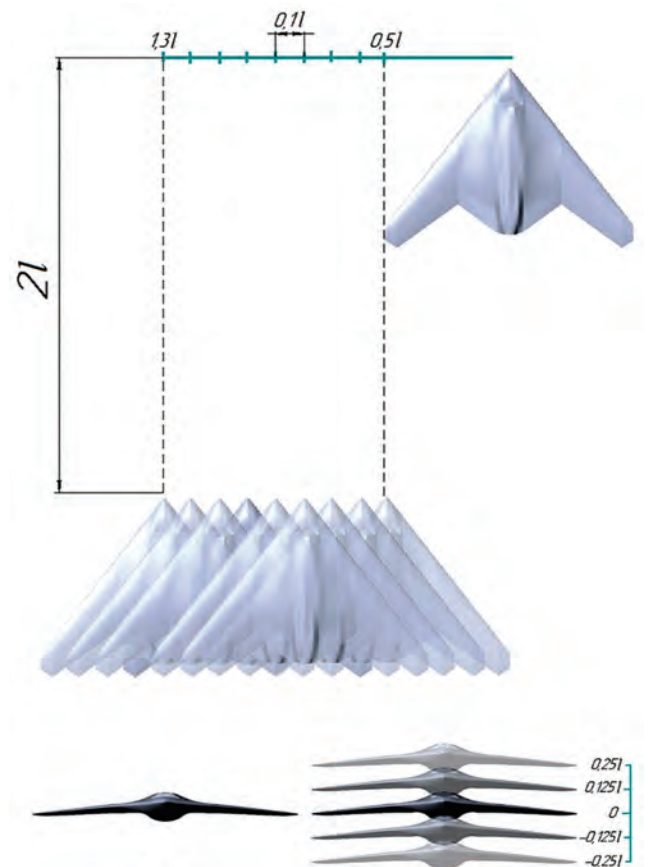


Рис. 6. Диапазон пространственного положения

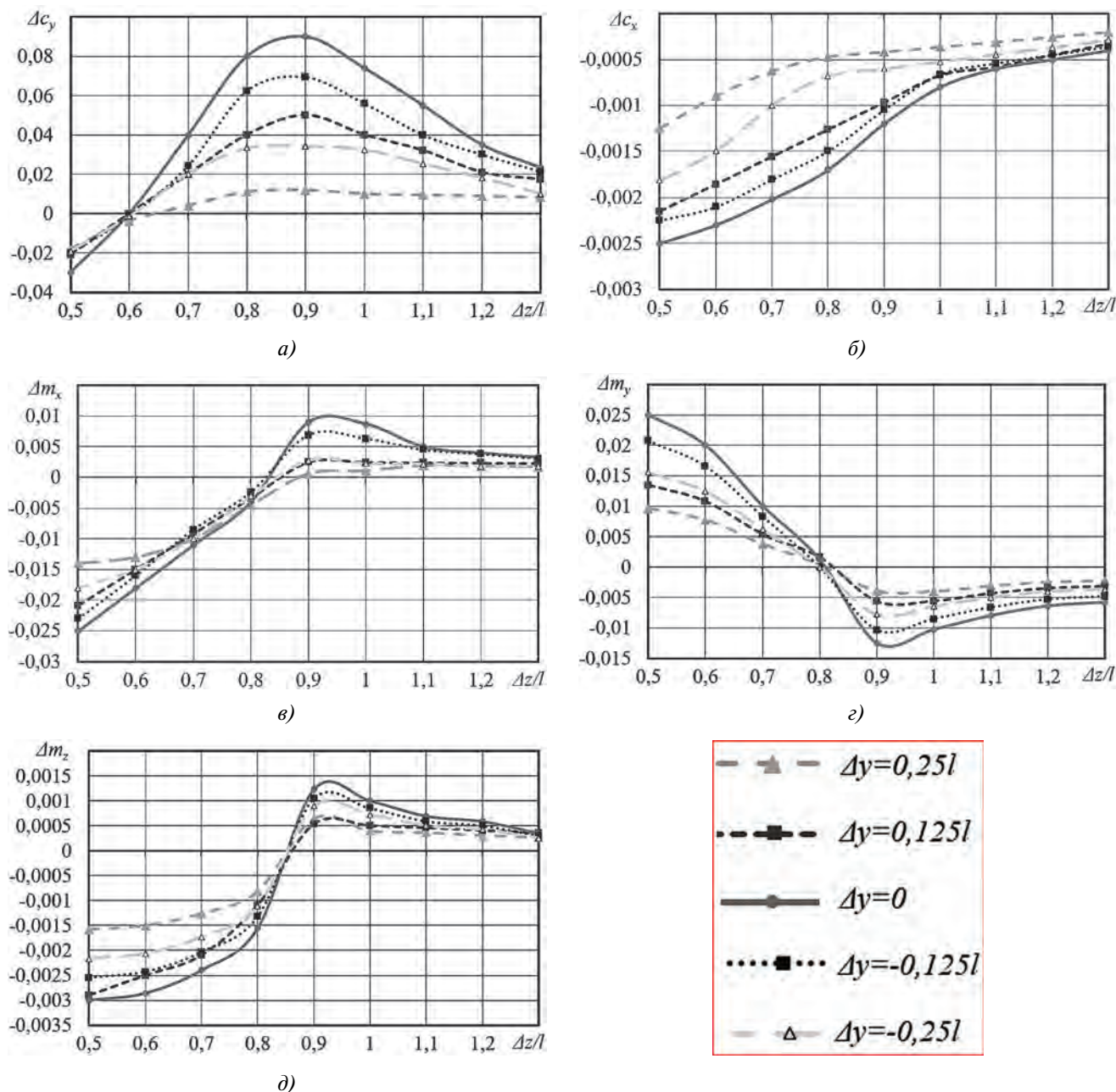


Рис. 7. Зависимость приращения (*a* — коэффициента подъемной силы; *b* — коэффициента силы сопротивления; *в* — момента тангажа; *г* — момента рыскания; *д* — момента крена) от изменения интервала и высоты ведомого БПЛА относительно самолета-генератора

Изменение АДХ при различных пространственных положениях ведомого БПЛА относительно самолета-генератора представлено на рис. 7.

Выводы

Как видно из полученных результатов, вихревой эффект на самолете-генераторе приводит к изменению приращения аэродинамических сил и моментов по мере того, как ведомый БПЛА изменяет положение относительно ведущего. Изменение интервала по горизонтали ведет к большему приращению аэродинамических сил и моментов, чем

изменения положения по вертикали. Максимальные значения достигаются при движении БПЛА без превышения или понижения ($\Delta y/l = 0$).

При уменьшении интервала между осями симметрии БПЛА приращение подъемной силы увеличивается и достигает максимальных значений при $\Delta z/l = 0,9$. При этом приращение коэффициентов моментов изменяется незначительно. Далее, по мере уменьшения поперечного расстояния, начинается резкое изменение коэффициентов аэродинамических сил и моментов в связи с приближением ведомого к вихревому следу ведущего

БПЛА. При движении ведомого БПЛА в вихревом следе (ось симметрии которого совпадает с пространственным положением ядра вихря $\Delta z/l = 0,5$) коэффициенты моментов и сила сопротивления максимальны, а подъёмная сила имеет отрицательный прирост.

Список источников

1. Бальк В.М., Бородин И.Д. Выбор устойчивых проектных решений беспилотного летательного аппарата в условиях действий факторов неопределенности // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 57–66. DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66
2. Erbschloe D., Antczak A., Carter D.L. et al. Operationalizing Flight Formations for Aerodynamic Benefits // AIAA Scitech 2020 Forum (6–10 January 2020; Orlando, FL, USA). DOI: 10.2514/6.2020-1004
3. Рязанов Л.Ф., Титов С.К., Сверканов П.Л. Тактика авиационных подразделений и частей. Часть 1. Организация и обеспечение боевых действий: Учебное пособие. — М.: Изд-во МИРЭА, 2001. — С. 10.
4. Головнев И.Г., Вышинский В.В., Желанников А.И., Лапшин К.В. Принципы построения бортовой системы раннего предупреждения пилота о вхождении в вихревой след от другого воздушного судна // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 4. С. 84–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95
5. Иед К. Разработка методики создания системы предупреждения об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 201–209.
6. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. — М.: Физматлит, 2008. — С. 16.
7. Гусев Д.И. Решение задачи автоматизации полета группы // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29077>
8. Желанников А.И. Исследование влияния вихревого следа за самолетом А380 на воздушные суда класса МС-21 // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24. № 1. С. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-23-31
9. Ефремов А.В., Щербаков А.И., Корзун Ф.А., Проданик В.А. Перспективные средства подавления раскочки самолета легчиком // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 201–210. DOI: 10.34759/vst-2022-1-201-210
10. Hanson C.E., Pahle J., Reynolds J.R. et al. Experimental Measurements of Fuel Savings During Aircraft Wake Surfing // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (25–29 June 2018; Atlanta, Georgia). DOI: 10.2514/6.2018-3560
11. Beukenberg M., Hummel D. Aerodynamics, performance and control of airplanes in formation flight // 17th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (9–14 September 1990; Stockholm, Sweden). Vol. 2, pp. 1777–1794. ICAS-90-5.9.3. https://icas.org/icas_archive/icas1990/icas-90-5.9.3.pdf
12. Bienawski S.R., Rosenzweig S.E., Blake W.B. Summary of Flight Testing and Results for the Formation Flight for Aerodynamic Benefit Program // 52nd Aerospace Sciences Meeting (13–17 January 2014; National Harbor, Maryland). DOI: 10.2514/6.2014-1457
13. Источник: для управления беспилотниками «Охотник» разработают двухместный Су-57. 2021. URL: <https://tass.ru/armiya-i-oprk/11992083>
14. Серийный выпуск тяжелых ударных дронов «Охотник» начнется в 2023 году. 2022. URL: <https://ria.ru/20220518/dron-1789229802.html>
15. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обёртывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
16. Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В., Подаруев В.Ю., Савельев А.А. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7–19.
17. Брутян М.А., Вышинский В.В., Ляпунов С.В. Основы дозвуковой аэродинамики. — М.: Наука, 2021. С. 177–182.
18. Murariu G., Mahu R.A., Murariu A.G. et al. Using Ansys for design and numerical study of a specific fixed wing UAV // Materiale Plastice. 2018. Vol. 55. No. 4, pp. 652–657. DOI: 10.37358/MP.18.4.5095
19. Анимица О.В., Гайфуллин А.М., Рыжов А.А., Свириденко Ю.Н. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете // Труды МФТИ. 2015. Т. 7. № 1(25). С. 3–15.
20. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолёта и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. Т. 1. № 3. С. 73–93.
21. Головнев А.В., Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 42–49.
22. Попов С.А., Гондаренко Ю.А. Математическая модель движения легкого ударного самолета с внешними подвесками в предельной по углу атаки области режимов полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. № 2. С. 65–73.

References

1. Balyk V.M., Borodin I.D. Selection of stable design solutions for unmanned aerial vehicle under conditions of uncertainty factors action. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 57–66. DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66
2. Erbschloe D., Antczak A., Carter D.L. et al. Operationalizing Flight Formations for Aerodynamic Benefits. *AIAA Scitech 2020 Forum (6–10 January 2020; Orlando, FL, USA)*. DOI: 10.2514/6.2020-1004
3. Ryazanov L.F., Titov S.K., Sverkanov P.L. *Taktika aviatcionnykh podrazdelenii i chastei. Chast' 1. Organizatsiya i obespechenie boevykh deistvii* (Aviation units and subunits tactics. Part 1. Combat operations organization and support), Moscow, MIREA, 2001, p. 10.
4. Golovnev I.G., Vyshinsky V.V., Zhelannikov A.I., Lapshin K.V. Design concepts of an onboard early warning system of pilot about entering wake vortices from another aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, 2018, vol. 21, no. 4, pp. 84–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95

5. Ied K. Developing a technique for hazardous situations warning system design while piloting errors occurrence. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 201–209.
6. Ginevskii A.S., Zhelannikov A.I. *Vikhrevye sledy samoletov* (Vortex traces of aircraft), Moscow, Fizmatlit, 2008, p. 16.
7. Gusev D.I. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29077>
8. Zhelannikov A.I. Research of the a380 aircraft vortex wake impact on ms-21 class aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, 2021, vol. 24, no. 1, pp. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-23-31
9. Efremov A.V., Shcherbakov A.I., Korzun F.A., Prodanik V.A. Prospective means for the aircraft pilot induced oscillation suppression. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 201–210. DOI: 10.34759/vst-2022-1-201-210
10. Hanson C.E., Pahle J., Reynolds J.R. et al. Experimental Measurements of Fuel Savings During Aircraft Wake Surfing. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (25–29 June 2018; Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2018-3560
11. Beukenberg M., Hummel D. Aerodynamics, performance and control of airplanes in formation flight. *17th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (9–14 September 1990; Stockholm, Sweden)*. Vol. 2, pp. 1777–1794. ICAS-90-5.9.3. https://icas.org/icas_archive/icas1990/icas-90-5.9.3.pdf
12. Bienawski S.R., Rosenzweig S.E., Blake W.B. Summary of Flight Testing and Results for the Formation Flight for Aerodynamic Benefit Program. *52nd Aerospace Sciences Meeting (13–17 January 2014; National Harbor, Maryland)*. DOI: 10.2514/6.2014-1457
13. *Istochnik: dlya upravleniya bespilotnikami “Okhotnik” razrabotayut dvukhmestnyi SU-57*, 2021. URL: <https://tass.ru/armiya-i-opk/11992083>
14. *Seriyniy vypusk tyazhelykh udarnykh dronov “Okhotnik” nachnetsya v 2023 godu*, 2022. URL: <https://ria.ru/20220518/dron-1789229802.html>
15. Gulimovskii I.A., Greben'kov S.A. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
16. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Podaruev V.Y., Savel'ev A.A. Aircraft layout design employing high-precision methods of computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7–19.
17. Brutyan M.A., Vyshinskii V.V., Lyapunov S.V. *Osnovy dozvykovoi aerodinamiki* (Fundamentals of subsonic aerodynamics), Moscow, Nauka, 2021, pp. 177–182.
18. Murariu G., Mahu R.A., Murariu A.G. et al. Using Ansys for design and numerical study of a specific fixed wing UAV. *Materiale Plastice*, 2018, vol. 55, no. 4, pp. 652–657. DOI: 10.37358/MP.18.4.5095
19. Animitsa O.V., Gaifullin A.M., Ryzhov A.A., Sviridenko Yu.N. *Trudy MFTI*, 2015, vol. 7, no. 1(25), pp. 3–15.
20. Vyshinskii V.V., Sudakov G.G. *Trudy MFTI*, 2009, vol. 1, no. 3, pp. 73–93.
21. Golovnev A.V., Tarasov A.L. Research of aerodynamic characteristics of the model of maneuverable aircraft with mechanized leading edge using software ansys fluent. *Civil Aviation High Technologies*, 2015, vol. 218, pp. 42–49.
22. Popov S.A., Gondarenko Y.A. Mathematical model of the motion of a light attack aircraft with external load slings in the extreme area of flight modes according to the angle of attack. *Civil Aviation High Technologies*, 2017, vol. 20, no. 2, pp. 65–73.

Статья поступила в редакцию 16.02.2023; одобрена после рецензирования 27.02.2023; принята к публикации 03.03.2023.

The article was submitted on 16.02.2023; approved after reviewing on 27.02.2023; accepted for publication on 03.03.2023.