



УДК 533.695
ГРНТИ 78.25.13

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ВООРУЖЕНИЯ НА САМОЛЕТЕ- НОСИТЕЛЕ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА

*И.К. МАКАРОВ, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
П.С. КОСТИН, кандидат технических наук
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)
М.В. ЖЕЛОНКИН
Московский авиационный институт (г. Москва)*

В статье представлены результаты определения оптимального продольного положения авиационного вооружения относительно самолета-носителя. В рамках проведенного исследования разработана методика и получены результаты, позволяющие обеспечить повышение максимального аэродинамического качества авиационного комплекса, выполняющего полет в сверхзвуковом эксплуатационном диапазоне. Разработанная методика учитывает продольное положение вооружения, углы отклонения органов его управления, конфигурацию скачков уплотнения воздушного потока и аэродинамическую интерференцию. Определение оптимального взаимного расположения вооружения и самолета-носителя позволило увеличить значения их аэродинамического качества, а значит увеличить дальность и продолжительность полета. Для реализации на практике полученных в исследованиях результатов, был разработан способ управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями, основанный на применении подвижного пилона.

Ключевые слова: авиационное вооружение, аэродинамическое качество, сверхзвуковой полет, аэродинамическая интерференция, расчетный комплекс ANSYS, подвижный пилон.

DETERMINING THE AIRCRAFT WEAPONS OPTIMAL POSITION ON THE CARRIER AIRCRAFT IN TERMS OF ENSURING THE MAXIMUM AERODYNAMIC QUALITY

*I.K. MAKAROV, Candidate of Technical sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
P.S. KOSTIN, Candidate of Technical sciences
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)
M.V. ZHELONKIN
Moscow Aviation Institute (Moscow)*

The article presents the results of determining the optimal longitudinal position of aircraft weapons relative to the carrier aircraft. Within the framework of the research, a methodology has been developed and results obtained that allow increasing the maximum aerodynamic quality of an aircraft complex that performs a flight in the supersonic operational range. The developed method takes into account the longitudinal position of the weapon, the angles of deflection of its controls, the configuration of jumps in the compaction of the air flow and aerodynamic interference. Determining the optimal mutual location of weapons and carrier aircraft allowed increasing the values of their



aerodynamic quality, which means increasing the range and duration of flight. To implement the results obtained in the research, a technique for controlling the longitudinal position of large-sized weapons and their aerodynamic surfaces was developed, based on the use of a movable pylon.

Keywords: aircraft armament, aerodynamic quality, supersonic flight, aerodynamic interference, ANSYS design system, mobile pylon.

Введение. В настоящее время в рамках боевого дежурства активно применяется гиперзвуковой авиационный ракетный комплекс «Кинжал», в состав которого входит сверхзвуковой всепогодный истребитель дальнего радиуса действия МиГ-31БМ, с электродистанционной системой управления и внешняя подвеска в виде крупногабаритного авиационного вооружения.

Особенности применения ракетного комплекса «Кинжал» связаны с полетом самолета-носителя в широком диапазоне высот и скоростей, в том числе при числах $M > 1$, причем сверхзвуковой режим полета является крейсерским, и характеризуется большой дальностью и продолжительностью.

Известно, что в полете между самолетом-носителем и авиационным вооружением (не зависимо от его размещения) возникает аэродинамическое интерференционное взаимодействие, характеризующееся изменением их аэродинамических характеристик (в том числе аэродинамическое качество) под влиянием горизонтальных $\Delta X_{инт}$, вертикальных $\Delta Y_{инт}$ и боковых $\Delta Z_{инт}$ интерференционных сил [1–5]. Величина и направление этих сил зависят от типа вооружения и самолета-носителя их взаимного расположения и режима полета.

Особое место в вопросе аэродинамического интерференционного взаимодействия самолета и внешних подвесок занимают сверхзвуковые режимы. На этих режимах характер интерференционного взаимодействия определяется сложной системой скачков уплотнения в окрестностях самолета и внешних подвесок. Конфигурация скачков уплотнения зависит от геометрических форм подвесок, пилонов и пусковых устройств, на которых они размещены, геометрических характеристик фюзеляжа и числа M полета. На рисунке 1 представлена картина обтекания сверхзвуковым потоком системы «крыло-внешняя подвеска» при различных значениях угла атаки и числа M .

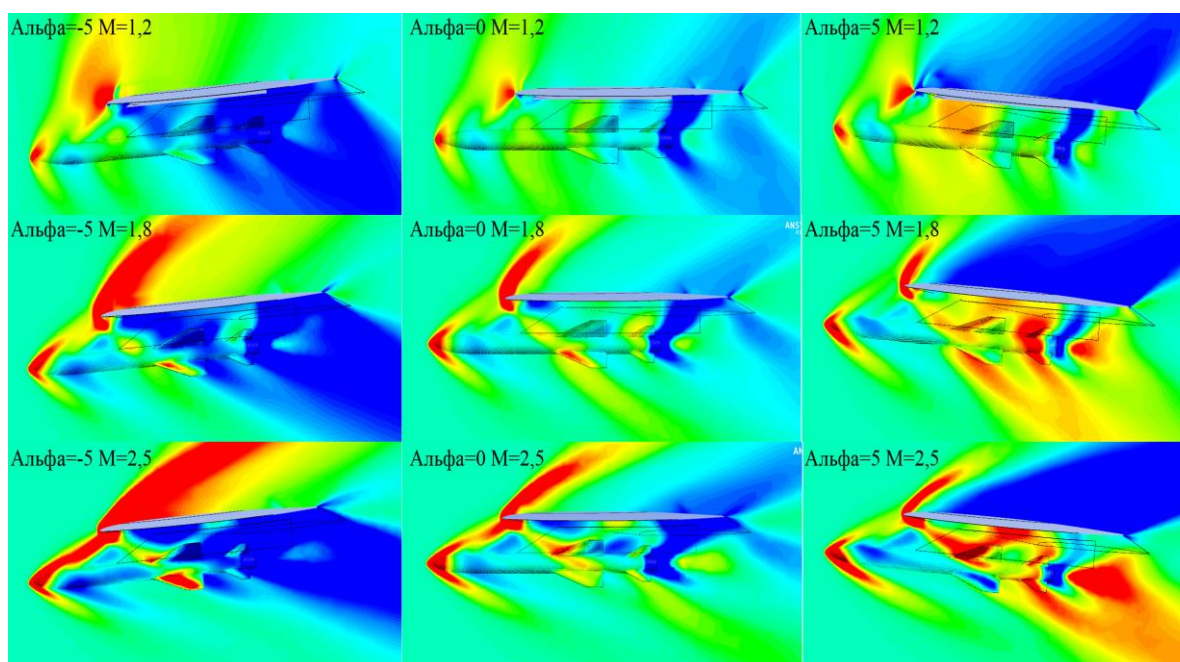


Рисунок 1 – Картина обтекания системы «крыло-внешняя подвеска» сверхзвуковым потоком при различных значениях угла атаки и числа M



Актуальность. В работе предлагается для боевого авиационного комплекса с крупногабаритным вооружением, выполняющего сверхзвуковой крейсерский полет, определить оптимальное продольное расположение вооружения и его аэродинамических поверхностей управления. Критерием оптимальности является аэродинамическое качество авиационного комплекса, так как его увеличение способствует уменьшению часового расхода топлива:

$$C_{\eta} = C_{y0} \frac{G}{K}, \quad (1)$$

где C_{η} – часовой расход топлива; C_{y0} – удельный расход топлива; G – вес авиационного комплекса; K – аэродинамическое качество авиационного комплекса.

Таким образом, учет аэродинамического интерференционного взаимодействия самолета-носителя и внешней подвески и выбор их оптимального взаимного расположения позволит добиться увеличения аэродинамического качества, а значит снизить часовой расход топлива, увеличить дальность и продолжительность полета авиационного комплекса в целом, что и является целью настоящей работы.

Достижение поставленной цели возможно путем решения ряда научных задач:

1. Разработки методики оценки оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя, учитывающей продольное положение вооружения, углы отклонения органов его управления, конфигурацию скачков уплотнения воздушного потока и аэродинамическую интерференцию.

2. Разработки способа управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями.

Методика и результаты оценки оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя. В рамках разработанной методики предполагается расчет аэродинамических характеристик самолета-носителя и авиационного вооружения, размещенного под его фюзеляжем, с использованием расчетного комплекса ANSYS. Полученные аэродинамические характеристики учитывают интерференционное взаимодействие исследуемых объектов за счет моделирования системы скачков уплотнения. В сформированной базе данных, путем анализа полученных аэродинамических характеристик, выявляется оптимальное положение крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя, по критерию максимального аэродинамического качества. На рисунке 2 представлена блок-схема методики оценки оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя.

Логика работы методики, представленной на рисунке 2, определяется взаимодействием трех блоков.

В блоке № 1 формируется твердотельная CAD-модель исследуемого объекта, построенная в программе Solid Works по имеющимся чертежам и фотографиям. Особенностью модели является возможность изменения относительного положения внешней подвески и возможность отклонения её рулей управления в диапазоне от -30° до 30° . Положение внешней подвески характеризуется параметром b , который отнесен к длине самолета.

Построенная твердотельная CAD-модель с учетом относительного положения внешней подвески и углов отклонения её рулевых поверхностей, импортируется в блок № 2, отвечающий за расчет аэродинамических характеристик авиационного комплекса, с учетом интерференционного взаимодействия.

Решение задач аэродинамики с использованием программного комплекса ANSYS, предполагает использование одного из трех блоков Fluid Flow (Fluent), Fluid Flow (Polyflow) и Fluid Flow (CFX). Блоки отличаются друг от друга интерфейсом, набором инструментов и



функций. В рамках этой работы используется расчетный блок Fluid Flow (CFX), обладающий широким функционалом и относительно простым интерфейсом и предполагающий выполнение нескольких расчетных этапов:

- подготовка импортированных CAD-моделей к расчету;
- разбиение CAD-моделей конечно-элементной сеткой;
- настройка граничных условий, сообразно режиму полета;
- настройка решателя программы;
- анализ результатов расчета.

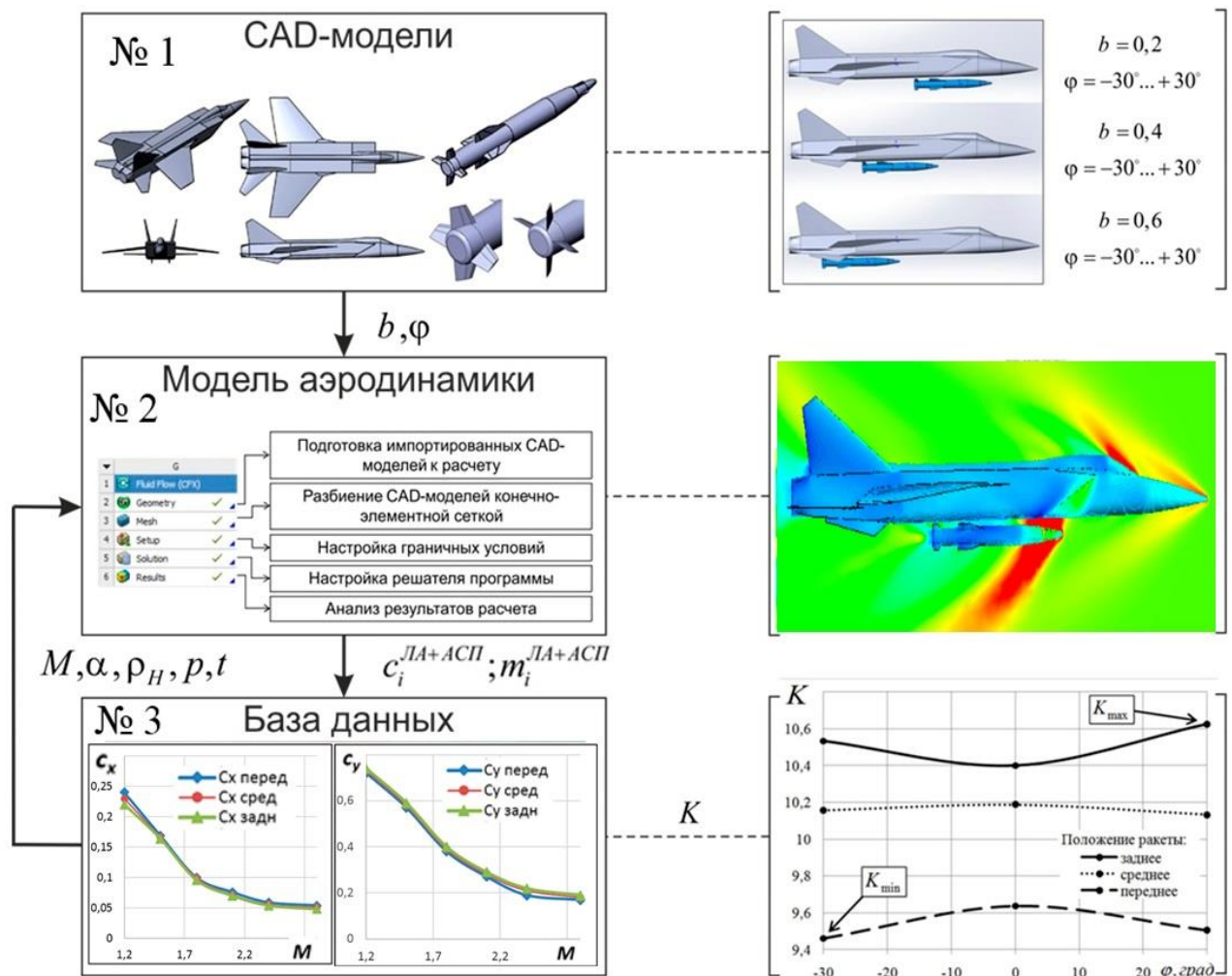


Рисунок 2 – Блок-схема методики оценки оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя

При настройке граничных условий, необходимо воспользоваться данными, характеризующими внешние атмосферные условия и характеристики режима полета. Перечисленные характеристики, содержатся в базе данных (Блок № 3), туда же отправляются данные аэродинамических характеристик для более глубокого анализа, формирования банка аэродинамических характеристик.

Результатом применения трех блоков является график зависимости аэродинамического качества K (критерий оптимальности) от различных продольных положений внешней подвески и отклонений её рулевых поверхностей. На рисунке 3 представлен результат определения оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения и его рулевых поверхностей.

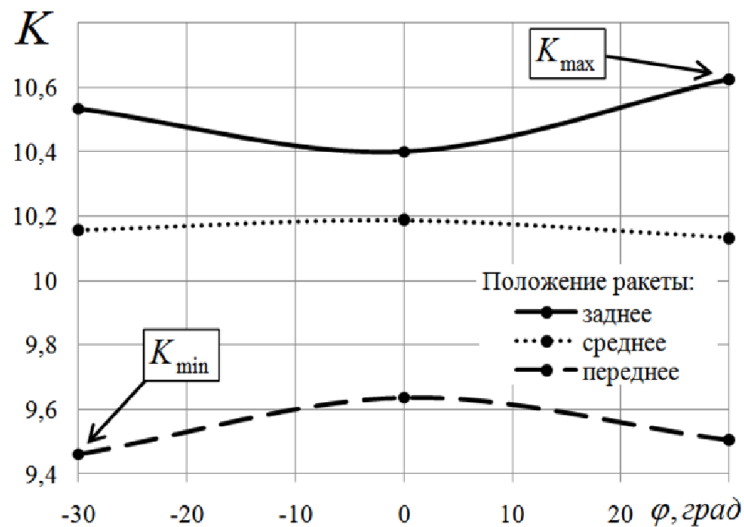


Рисунок 3 – Результат определения оптимального положения крупногабаритного авиационного вооружения и его рулевых поверхностей

Анализ полученных результатов позволяет утверждать, что максимальное аэродинамическое качество авиационного комплекса $K_{max} = 10,6$ соответствует заднему положению крупногабаритной ракеты $b = 0,6$ с углом отклонения аэродинамических поверхностей ракеты на 30° , а минимальное аэродинамическое качество $K_{min} = 9,5$ соответствует переднему положению ракеты $b = 0,2$ с углом отклонения аэродинамических поверхностей ракеты на -30° , как показано на рисунке 3. Это объясняется, тем, что в положении $b = 0,2$ на ракету не оказывают влияние скачки уплотнения, образованные передней частью самолета-носителя, а положительно отклоненные аэродинамические поверхности создают положительно направленную подъемную силу. Обратная тенденция наблюдается в положении ракеты $b = 0,6$. Таким образом, разница между значениями K_{max} и K_{min} при различных относительных положениях внешней подвески составила около 12 %.

В работе с использованием разработанной методики выявлено оптимальное положение крупногабаритной ракеты под фюзеляжем сверхзвукового самолета-носителя, выполняющего горизонтальный полет в сверхзвуковом эксплуатационном диапазоне. На рисунке 4 представлен результат исследований в виде зависимостей коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы авиационного комплекса от чисел M при различных положениях внешней подвески.

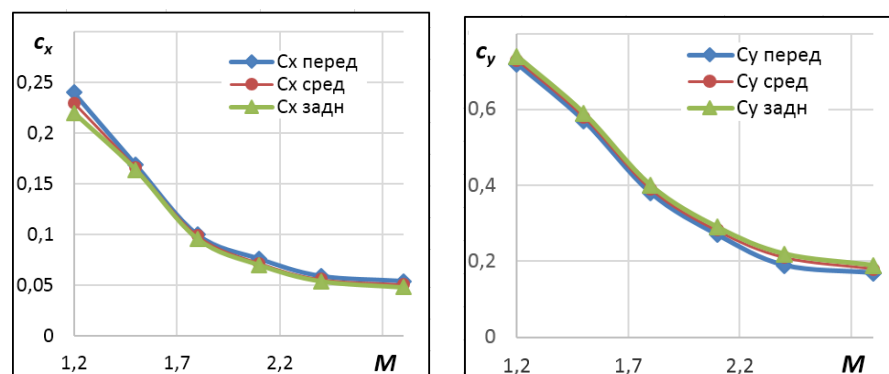


Рисунок 4 – Зависимости коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы авиационного комплекса от чисел M при различных положениях внешней подвески



Анализ полученных зависимостей позволяет утверждать, что значения аэродинамических коэффициентов во всех продольных положениях внешней подвески значительно уменьшаются при увеличении числа Маха.

Для удобства оценки влияния продольного расположения авиационного вооружения на аэродинамическое качество авиационного комплекса, построен график зависимости параметра K от числа M , представленный на рисунке 5.

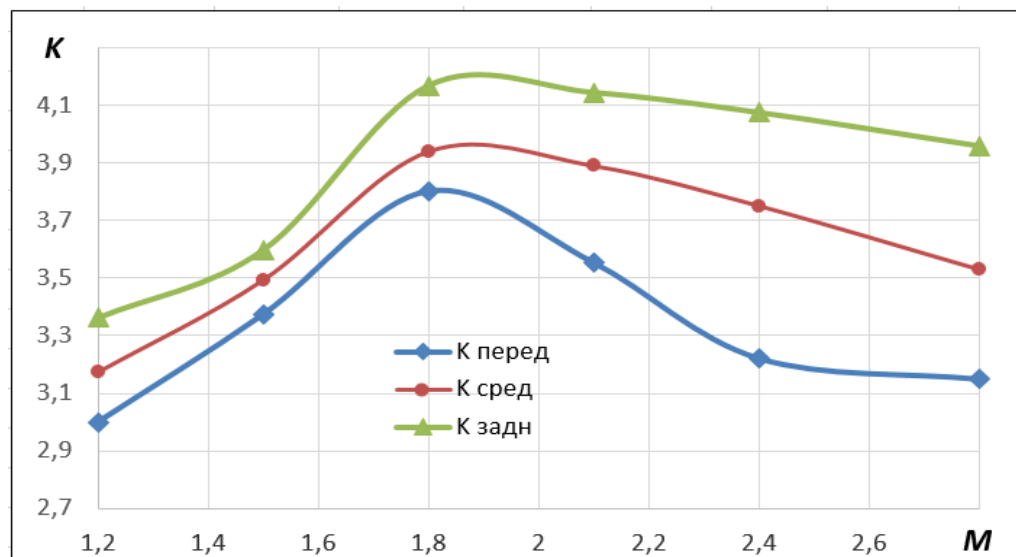


Рисунок 5 – Влияние положения авиационного вооружения под фюзеляжем самолета-носителя на его аэродинамическое качество при сверхзвуковых скоростях полета

Из графика, представленного на рисунке 5 видно, что значение аэродинамического качества авиационного комплекса возрастает по мере увеличения числа M в диапазоне от 1,2 до 1,8 единиц. Последующее увеличение числа M , способствует снижению аэродинамического качества при всех случаях расположения авиационного вооружения. Наиболее оптимально с точки зрения интерференционного взаимовлияния системы «самолет-внешняя подвеска» является заднее расположение вооружения, что подтверждается верхней линией на графике зависимости K от M .

Увеличение значений аэродинамического качества объясняется отсутствием влияния головного скачка уплотнения, образованного носовой частью самолета-носителя на крупногабаритное вооружение при ее заднем продольном размещении. Для наглядности на рисунке 6 представлена картина обтекания сверхзвуковым потоком самолета-носителя с крупногабаритной ракетой под фюзеляжем при ее переднем $b = 0,2$ и заднем $b = 0,6$ положениях.

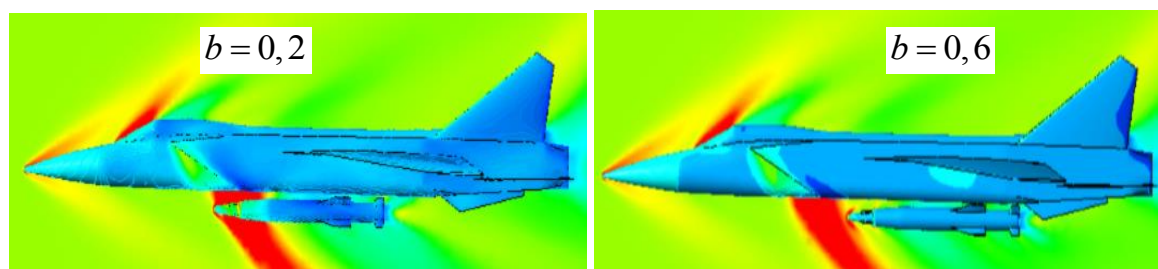


Рисунок 6 – Картина обтекания сверхзвуковым потоком самолета-носителя с крупногабаритной ракетой под фюзеляжем при ее переднем и заднем положениях



Анализ результатов расчета, представленного на рисунке 5, позволяет утверждать, что оптимальное расположение внешней подвески относительно самолета-носителя, выполняющего сверхзвуковой полет, позволяет повысить значение аэродинамического качества в диапазоне от 6,7 % до 26,5 %, что, безусловно, положительно скажется на расходе топлива, а, значит и на дальности и продолжительности полета авиационного комплекса.

Способ управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями.

Для реализации на практике полученных в работе результатов, предлагается применение способа управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями, основанного на применении подвижного пилона. Рисунок 7 иллюстрирует предлагаемый способ.

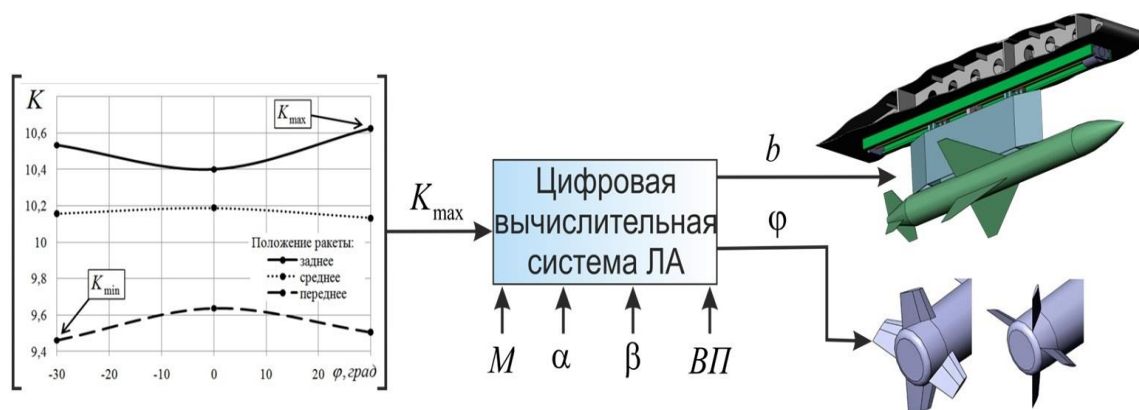
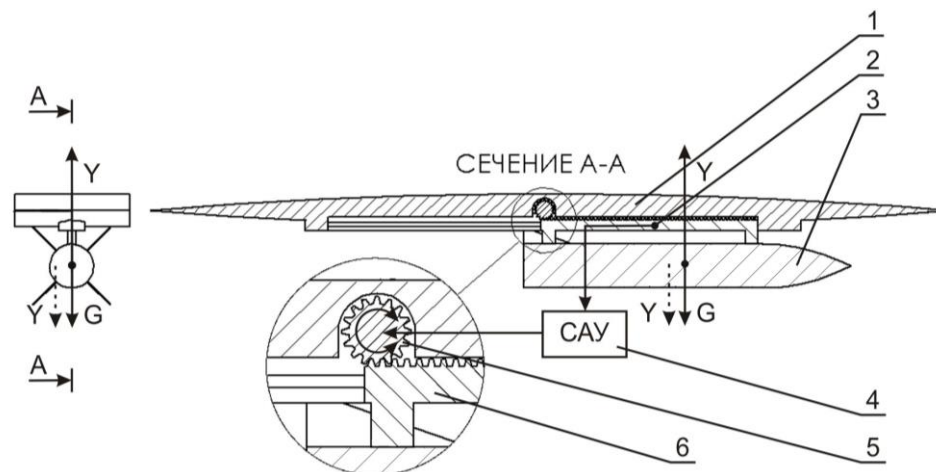


Рисунок 7 – Способ управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями



1 – консоль крыла; 2, 6 – подвижная часть пилона; 3 – авиационное вооружение; 4 – система автоматического управления самолетом; 5 – механизм перемещения пилона.

Рисунок 8 – Подвижный пилон

Логика предлагаемого способа, предполагает импорт полученных в работе данных об оптимальных положениях крупногабаритного вооружения и его рулевых поверхностей в штатную цифровую вычислительную систему летательного аппарата, в которой, на основе оценки текущих параметров полета (числа Маха, угла атаки, угла скольжения, текущего положения внешней подвески), формируется сигнал на продольное перемещение вооружения и



отклонение его поверхностей. В зависимости от типа системы управления летательным аппаратом, управляющий сигнал на перемещение вооружения может быть организован через электрическую цепь или дистанционно. Отклонение поверхностей управления авиационного вооружения реализуется штатными механизмами, питающимися от бортовой сети летательного аппарата.

Продольное перемещение вооружения может быть реализовано с использованием устройства «Подвижный пилон» [6], схема которого представлена на рисунке 8.

Технический результат достигается тем, что в месте крепления авиационного вооружения (в нашем случае под фюзеляжем) установлены направляющие, по которым перемещается подвижный пилон совместно с размещенным на нем грузом. Перемещение пилона в продольном направлении осуществляется с помощью механизма перемещения пилона, связанного с системой автоматического управления самолетом.

Выводы. В результате проведенного исследования определено оптимальное с аэродинамической точки зрения положение крупногабаритного авиационного вооружения относительно самолета-носителя и углы отклонения рулевых поверхностей вооружения. Установлено, что заднее размещение крупногабаритного вооружения $b = 0,6$ способствует увеличению аэродинамического качества самолета-носителя на величину до 26 % по сравнению с его передним $b = 0,2$ размещением. При этом получены следующие результаты:

1. Разработана методика определения оптимального положения авиационного вооружения и его поверхностей, учитывающая конфигурацию скачков уплотнения воздушного потока и аэродинамическую интерференцию. Методика является универсальной и применима к решению задач, связанных с расчетом аэродинамических характеристик вооружения, имеющего крупные аэродинамические поверхности.

2. Предложен способ управления продольным положением крупногабаритного вооружения и его аэродинамическими поверхностями в интересах обеспечения максимального аэродинамического качества. Способ предполагает импорт полученных в работе данных об оптимальных положениях крупногабаритного вооружения и его рулевых поверхностей в штатную цифровую вычислительную систему летательного аппарата, в которой, на основе оценки текущих параметров полета (числа Маха, угла атаки, угла скольжения, текущего положения внешней подвески), формируется сигнал на продольное перемещение вооружения и отклонение его поверхностей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ништ Ю.П., Пашенко В.А. К определению аэродинамических характеристик установок авиационного вооружения со средствами поражения. М.: ВВИА им Н.Е. Жуковского, 1986. С. 54–60.

2. Белоцерковский С.М. Исследование сверхзвуковой аэродинамики самолетов на ЭВМ. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1983. 336 с.

3. Верещиков Д.В., Макаров И.К., Салтыков С.Н., Тупицын А.П. Проблемы сверхзвуковой интерференции в системе «ЛА-АСП» и способы их решения // Академические Жуковские чтения: сб. науч. тр. Всероссийской НПК / ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж, 2014. 378 с.

4. Верещиков Д.В., Макаров И.К., Салтыков С.Н., Тупицын А.П. К вопросу оценки величины интерференционных сил между крылом самолета и авиационным средством поражения при числах $M > 1$ // Авиакосмические технологии: сб. науч. тр. Таруса, 2014. 160 с.

5. Макаров И.К., Салтыков С.Н., Тупицын А.П. Оценка величины интерференционных сил между крылом и авиационным средством поражения в сверхзвуковом диапазоне высот и скоростей полета // Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации: сб. науч. тр. Международной НПК / Военная академия Республики Беларусь. Минск, 2015. 374 с.



6. Пат. 2015149441 Российская Федерация, МПК7 В 64 D 7/00, 2006/01. Подвижный пилон / Салтыков С.Н., Макаров И.К., Тупицын А.П., Кретов А.Д., Харченко В.К., Лещенко А.В.; заявитель и патентообладатель ВУНЦ ВВС «ВВА». Воронеж №2624393С2; заявл. 15.11.17; опубл. 17.05.22, Бюл. № 11.

REFERENCES

1. Nisht Yu.P., Paschenko V.A. K opredeleniyu a`erodinamicheskikh harakteristik ustanovok aviacionnogo vooruzheniya so sredstvami porazheniya. M.: VVIA im N.E. Zhukovskogo, 1986. pp. 54–60.

2. Belocerkovskij S.M. Issledovanie sverhzhukovoj a`erodinamiki samoletov na `EVM. M.: Nauka. Glavnaya redakciya fiziko-matematicheskoy literatury, 1983. 336 p.

3. Vereschikov D.V., Makarov I.K., Saltykov S.N., Tupicyn A.P. Problemy sverhzhukovoj interferencii v sisteme «LA-ASP» i sposoby ih resheniya // Akademicheskie Zhukovskie chteniya: sb. nauch. tr. Vserossijskoj NPK / VUNC VVS «VVA». Voronezh, 2014. 378 p.

4. Vereschikov D.V., Makarov I.K., Saltykov S.N., Tupicyn A.P. K voprosu ocenki velichiny interferencionnyh sil mezhdru krylom samoleta i aviacionnym sredstvom porazheniya pri chislah $M > 1$ // Aviakosmicheskie tehnologii: sb. nauch. tr. Tarusa, 2014. 160 p.

5. Makarov I.K., Saltykov S.N., Tupicyn A.P. Ocenka velichiny interferencionnyh sil mezhdru krylom i aviacionnym sredstvom porazheniya v sverhzhukovom diapazone vysot i skorostej poleta // Aktual'nye voprosy nauki i tehniki v sfere razvitiya aviacii: sb. nauch. tr. Mezhdunarodnoj NPK / Voennaya akademiya Respubliki Belarus'. Minsk, 2015. 374 p.

6. Пат. 2015149441 Rossijskaya Federaciya, МПК7 В 64 D 7/00, 2006/01. Podvizhnyj pilon / Saltykov S.N., Makarov I.K., Tupicyn A.P., Kretov A.D., Harchenko V.K., Leschenko A.V.; zayavitel' i patentoobladatel' VUNC VVS «VVA». Voronezh №2624393С2; zayavl. 15.11.17; opubl. 17.05.22, Byul. № 11.

© Макаров И.К., Костин П.С., Желонкин М.В., 2020

Макаров Илья Константинович, кандидат технических наук, преподаватель 72 кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов 7 факультета летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, mak-11@yandex.ru.

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент 72 кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов 7 факультета летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, texnnik@mail.ru.

Желонкин Михаил Владимирович, старший преподаватель кафедры систем автоматического управления летательными аппаратами, Московский авиационный институт, Россия, 125993, г. Москва, Волоколамское ш., 4, zhelonkinmichael@mail.ru.