

Балансировка сверхзвукового самолета с несимметрично расположенной ракетой на упругом крыле

Макаров И.К.

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», ул. Старых Большевиков, 54А, Воронеж, 394064, Россия
e-mail: mak-11@yandex.ru*

Аннотация

Представлены результаты оценки достоверности расчета балансируемых углов отклонений рулей направления δ_n , элеронов δ_s и угла крена γ сверхзвукового самолета с несимметрично расположенной ракетой типа «воздух-поверхность», выполняющего горизонтальный прямолинейный полет со скольжением. В расчетах учитывалось интерференционное взаимодействие упругого крыла и ракеты. Оценка достоверности выполнена путем сопоставления результатов расчета с данными летного эксперимента.

Ключевые слова: сверхзвуковой полет, балансировка, аэродинамическая интерференция, упругое крыло, достоверность.

Введение

В ходе создания и модернизации самолетов проводятся исследования по оценке возможности их балансировки на различных режимах полета с различными типами и вариантами размещения авиационных средств поражения (АСП) в том

числе в асимметричной конфигурации [1,2]. Этот процесс заключается в определении потребных углов отклонения органов управления и значения угла крена. Летные испытания (ЛИ) обеспечивают наиболее достоверную оценку балансировочных характеристик, однако их проведение сопровождается большими материальными и временными затратами и, кроме того, этот процесс иногда связан с риском.

В известной литературе [3,7] при расчете балансировочных характеристик самолета с несимметрично расположенным под крылом АСП не учитывается интерференция между ними. Тем не менее, на некоторых режимах полета между крылом самолета и подкрыльевым АСП возникает значительное интерференционное взаимодействие, характеризующееся возникновением горизонтальных $X_{инт}$, вертикальных $Y_{инт}$ и боковых $Z_{инт}$ интерференционных сил [4,5,6]. Значительные по величине интерференционные силы изменяют аэродинамические характеристики самолета, вследствие чего меняются балансировочные углы отклонения органов управления и значения угла крена []. Кроме того, значительные по величине интерференционные силы приводят к появлению в крыле дополнительных изгибающих и крутящих моментов, которые деформируют крыло самолета. Таким образом, разработка и применение методик, позволяющих учитывать влияние интерференционного взаимодействия между упругим крылом и несимметрично расположенным АСП на балансировку самолета, является актуальной задачей.

В настоящей работе для расчета балансировочных характеристик, сверхзвукового самолета с подкрыльевым АСП, использовались ранее рассчитанные

в программе ANSYS аэродинамические характеристики с учетом интерференции. Расчет балансировочных характеристик осуществлялся с использованием разработанной Simulink - модели, представленной на рисунке 1. Оценка достоверности расчета балансировочных характеристик проведена путем сопоставления с данными летных испытаний.

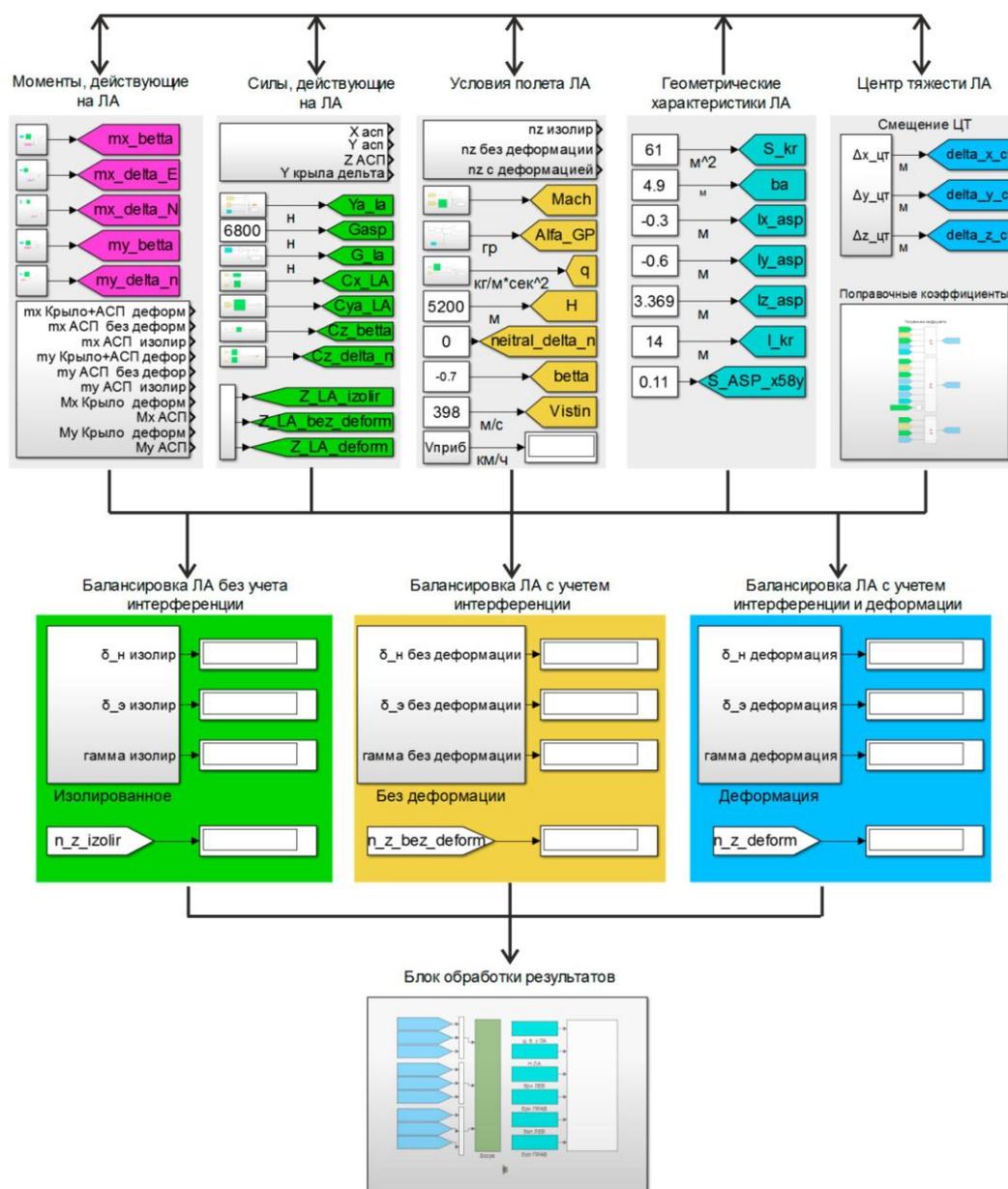


Рисунок 1 – Имитационная модель расчета балансировки сверхзвукового самолета с несимметрично расположенным АСП

В состав Simulink - модели входят следующие расчетные блоки:

- блок расчета моментов, действующих на самолет;
- блок расчета сил, действующих на самолет;
- блок расчета условий полета самолета;
- блок геометрических характеристик самолета;
- блок расчета центра тяжести самолета;
- блоки расчета балансирующих характеристик самолета;
- блок обработки результатов.

Simulink - модель для расчета балансирующих характеристик построена на основе аналитических зависимостей [3] с внесенными поправками в виде членов, описывающих интерференционные силы и моменты:

$$\delta_n = -\frac{1}{m_y^{\delta_n}} \left[m_y^\beta \beta + m_y (X^{инт}) + m_y (\Delta X_{крыла}^{деф}) \right], \quad (1)$$

$$\delta_\gamma = -\frac{1}{m_x^{\delta_\gamma}} \left[m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x (G_{АСП}) + m_x (Y^{инт}) + m_x (Z^{инт}) + m_x (\Delta Y_{крыла}^{деф}) \right], \quad (2)$$

$$\gamma = \arctg \left(\frac{-Z^{инт}}{Y^{инт} + \Delta Y_{крыла}^{деф}} \right). \quad (3)$$

где, γ , β – балансирующие углы крена и скольжения; δ_γ , δ_n – балансирующие углы отклонения органов управления; $m_y^{\delta_n}$, m_y^β , $m_x^{\delta_\gamma}$, m_x^β , $m_x^{\delta_n}$ – производные коэффициентов аэродинамических моментов; $m_y (X^{инт})$, $m_x (Y^{инт})$, $m_x (Z^{инт})$ – коэффициенты интерференционных аэродинамических моментов; $m_x (G_{АСП})$ – коэффициент момента крена от веса АСП; $m_x (\Delta Y_{крыла}^{деф})$, $m_y (\Delta X_{крыла}^{деф})$ – приращения коэффициентов аэродинамических моментов крена и рыскания, возникающие

вследствие деформации крыла; $Y^{инт}$, $Z^{инт}$ – интерференционные аэродинамические силы.

Результаты моделирования представляются в виде балансировочных зависимостей $\gamma(\beta)$, $\delta_\delta(\beta)$, $\delta_n(\beta)$, рассчитанных на исследуемом режиме полета самолета. Визуально балансировочное положение самолета и его органов управления отображается с использованием графических возможностей Simulink (рисунок 2).

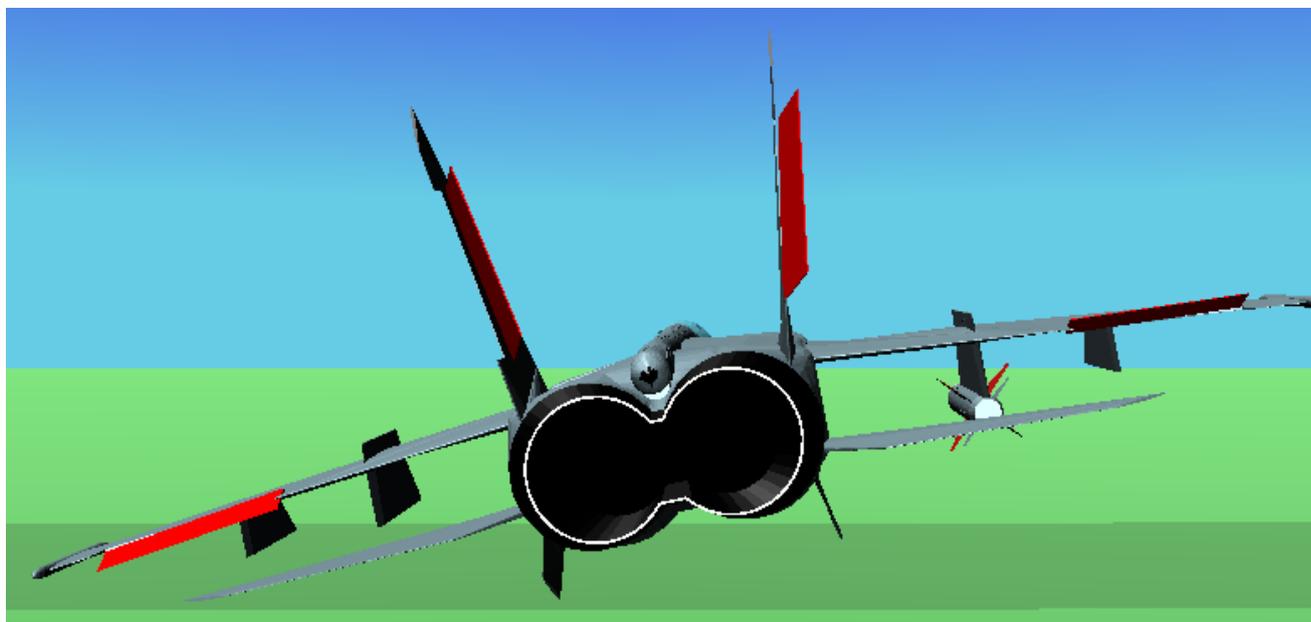


Рисунок 2 – Отображение балансировочного положения самолета и его органов управления

Результаты сопоставления расчетных и экспериментальных балансировочных характеристик самолета с ракетой «воздух – поверхность» под правой консолью крыла представлены на рисунках 3...5.

Расчеты проводились в следующих вариантах:

1. Без учета интерференционного взаимодействия крыла и ракеты.

2. С учетом интерференционного взаимодействия крыла и ракеты.

3. С учетом интерференционного взаимодействия крыла и ракеты, а также деформации крыла самолета.

На рисунке 3 представлены экспериментальные данные и результаты расчета требуемого отклонения рулей направления для балансировки самолета с несимметрично расположенной ракетой при различных углах крена.

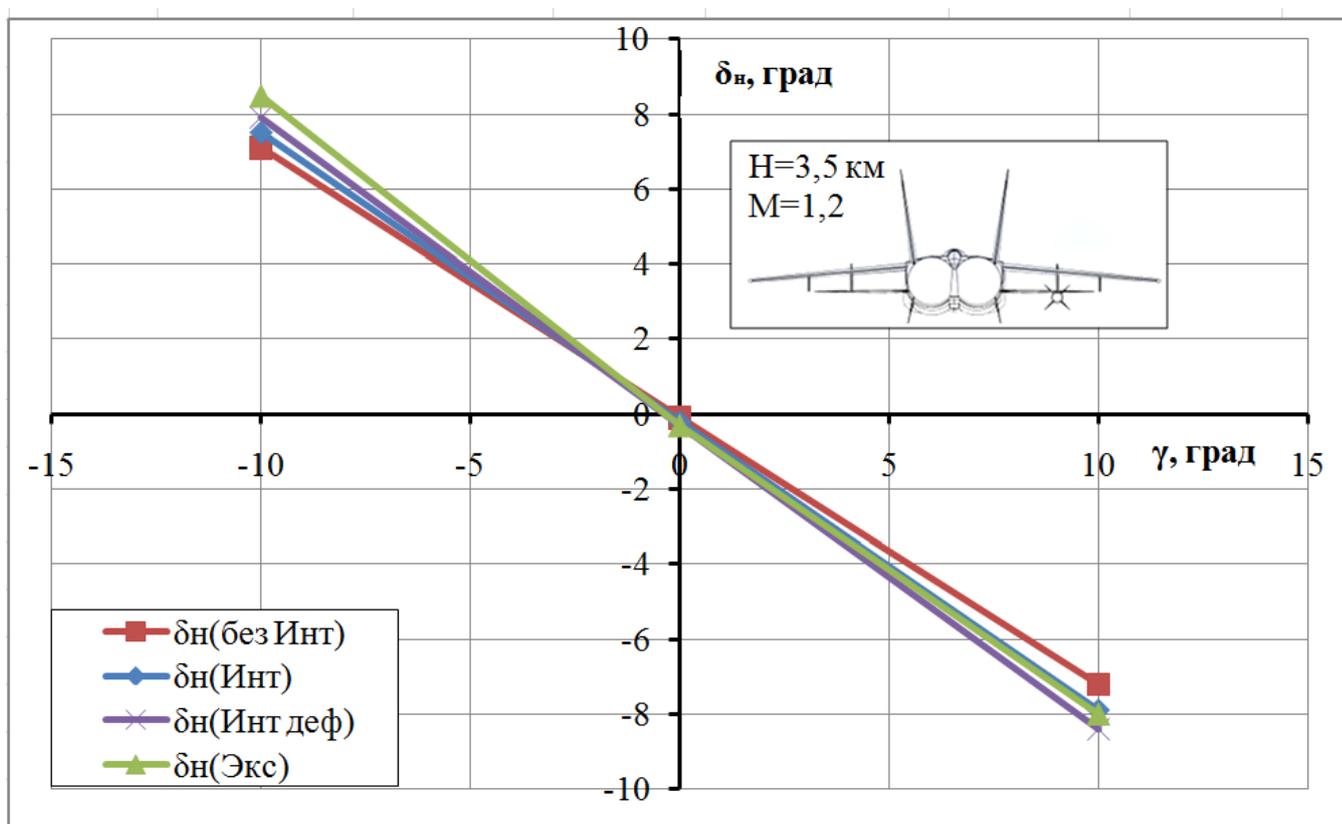


Рисунок 3 – Экспериментальные данные и результаты расчета требуемого отклонения рулей направления для балансировки самолета с несимметрично расположенной ракетой при различных углах крена

На рисунке 4 представлены экспериментальные данные и результаты расчета требуемых углов отклонения элеронов для балансировки самолета с нейтрально

отклоненными рулями направления и несимметрично расположенной ракетой при различных числах M .

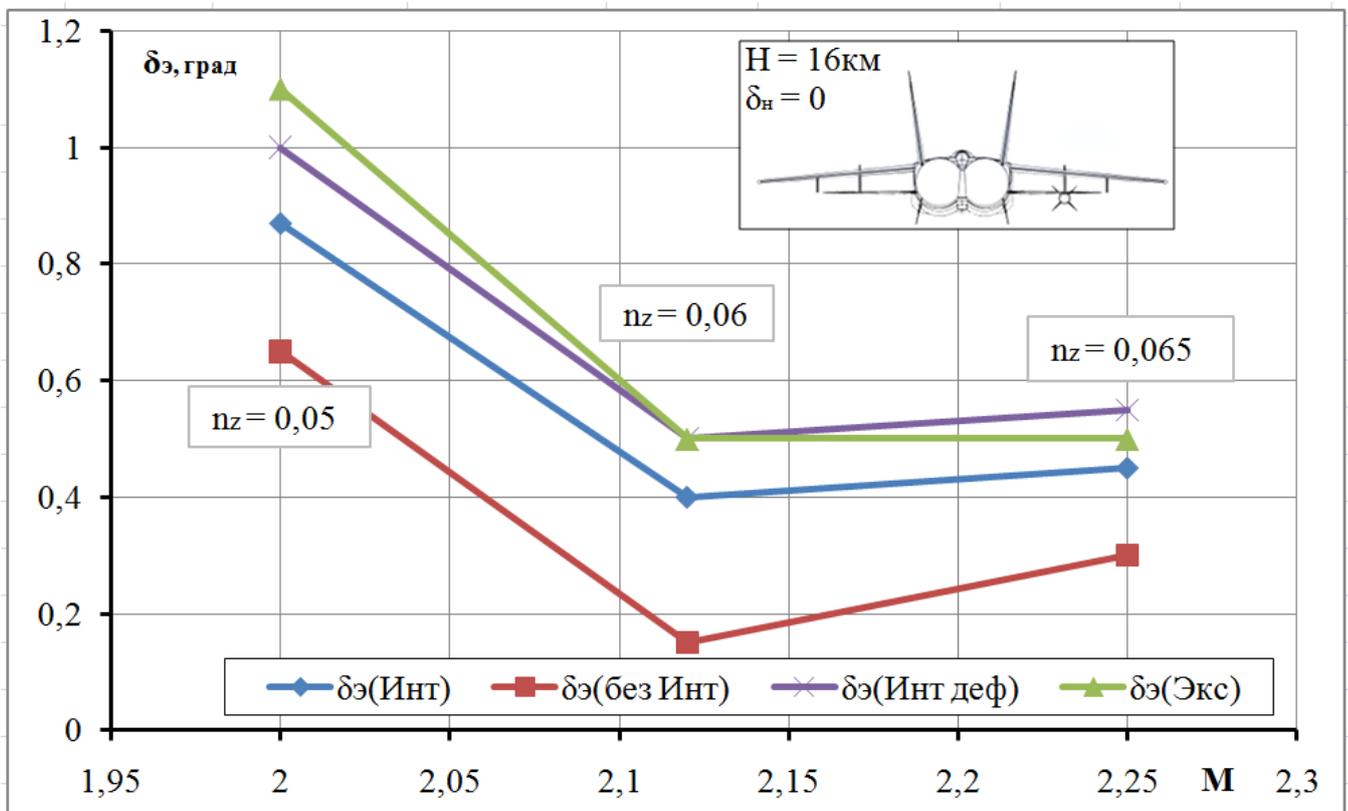


Рисунок 4 – Экспериментальные данные и результаты расчета требуемого отклонения элеронов для балансировки самолета с нейтрально отклоненными рулями направления и несимметрично расположенной ракетой при различных числах M

На рисунке 5 представлены экспериментальные данные и результаты расчета требуемых углов отклонения рулей направления для балансировки самолета с несимметрично расположенной ракетой при различных значениях боковой перегрузки.

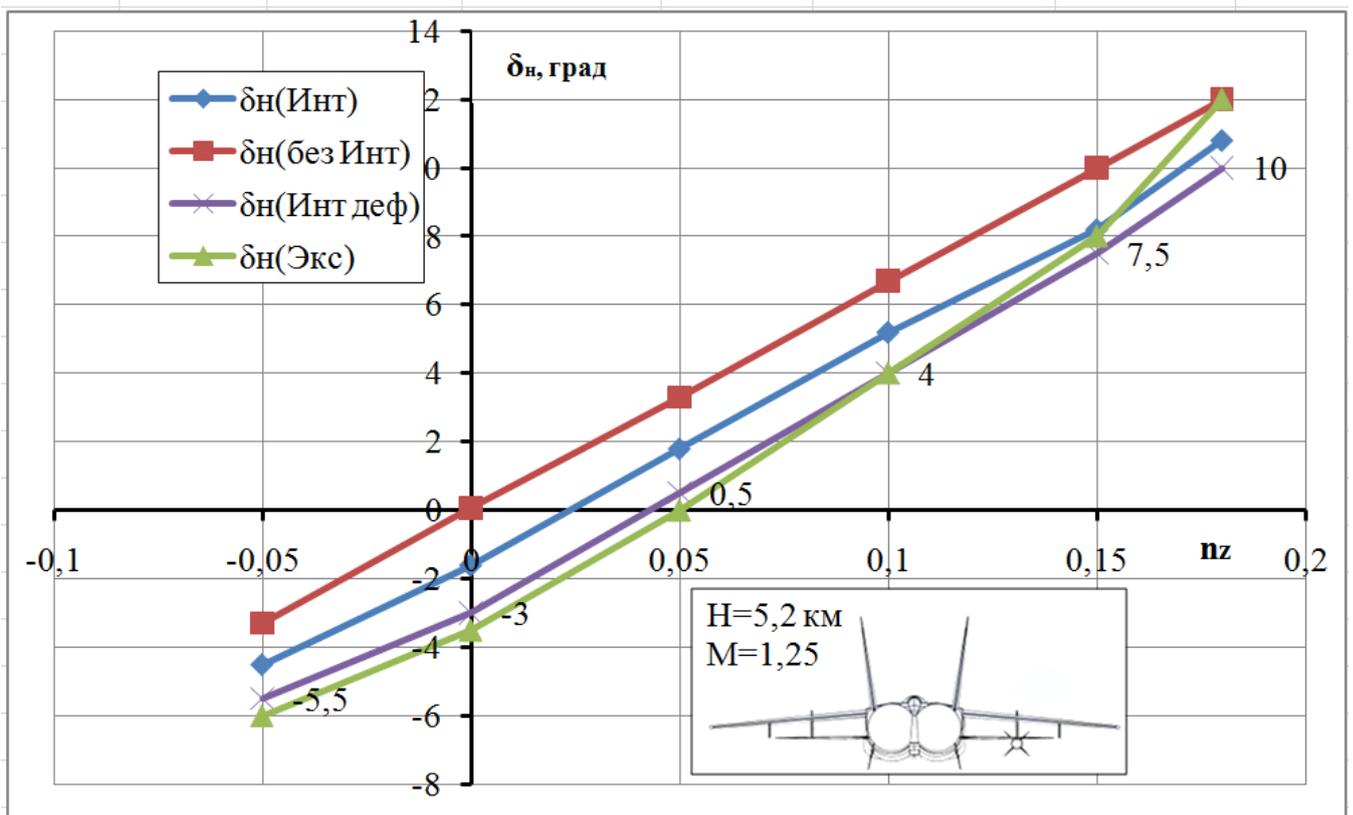


Рисунок 5 – Экспериментальные данные и результаты расчета требуемого отклонения рулей направления для балансировки самолета с несимметрично расположенной ракетой при различных значениях боковой перегрузки

Анализ полученных результатов показывает, что во всех расчетных случаях зависимости, полученные с учетом всех факторов, влияющих на балансировку самолета с ракетой под правой консолью, отличаются как минимум на 10% и как максимум - на 100% и более по сравнению с расчетами, не учитывающими интерференцию и деформацию крыла.

Максимально приближенный к экспериментальным данным результат получен при расчете с учетом интерференционного взаимодействия крыла и ракеты, а также деформации крыла самолета.

Выводы

Сравнительный анализ результатов расчета балансировочных характеристик самолета с несимметрично расположенной ракетой под крылом, показывает что результат, полученный с учетом интерференционного взаимодействия АСП и упругого крыла отличается от результата, в котором не учитывались данные факторы на величину от 10% до 100% в зависимости от расчетного случая. Данный факт подчеркивает необходимость учета сил интерференции между крылом и АСП, а также деформацию крыла при расчете балансировочных характеристик сверхзвукового самолета на некоторых режимах полета.

Библиографический список

1. Головнев А.В., Котов И.А., Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ боковой устойчивости маневренного самолета // Труды МАИ, 2015, №82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58621>
2. Костин П.С., Верецагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ, 2015, №81: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57735>
3. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2008. – 527 с.
4. Аэродинамическая интерференция самолетов-носителей и подвесных грузов. Обзор ОНТИ ЦАГИ №652. – Жуковский, ЦАГИ, 1985. - 129 с.
5. Скирда И.А., Штоколов Л.А. Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата пространственной компоновки с внешними подвесками при $M > 1$.

/ Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. – М.: ВВИА имени проф. Н.Е. Жуковского, 1982. С.58-68.

6. Попыталов С.А., Салтыков С.Н. Расчет полей возмущенных летательным аппаратом при числах $M > 1$. – Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. – М.: ВВИА имени проф. Н.Е. Жуковского, 1985. С.201-204.

7. Пашковский И.М. Динамика и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1987. – 248 с.