

## **Расчет напряженно-деформированного состояния крыла сверхзвукового самолета с подкрыльевым средством поражения**

**Макаров И.К.**

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» ул. Старых*

*Большевииков, 54 А, Воронеж, 394064, Россия*

*e-mail: mak-11@yandex.ru*

### **Аннотация**

Представлены результаты оценки достоверности расчета в программе ANSYS параметров напряженно-деформированного состояния упругой консоли крыла самолета с подкрыльевым авиационным средством поражения с учетом интерференции между ними при сверхзвуковых скоростях полета. Оценка выполнена путем сопоставления результатов расчета с данными летного эксперимента.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой полет, аэродинамическая интерференция, напряженно-деформированное состояние, упругое крыло, расчетный комплекс ANSYS, достоверность.

### **Введение**

Для современных боевых самолетов характерно существенное усложнение и расширение круга решаемых задач. Вместе с тем усложняются условия их

эксплуатации: полеты совершаются в широком диапазоне высот и скоростей, с разнообразными вариантами загрузки на внешних, в том числе и на подкрыльевых, узлах подвески. Перечисленные особенности требуют углубленного изучения и оценки напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции самолета в целом и консолей крыла в частности.

Исследования НДС самолета на основе традиционных подходов, в значительной мере базирующихся на наземных и летных экспериментах, становится все более дорогостоящим, трудоемким и продолжительным, а, в ряде случаев, и невозможным по условиям безопасности. Численные методы, использующие моделирование конструкции самолета в виде балочной и балочно-пластинчатой схем [1], имеют ограничения при расчете НДС. В настоящее время все большую роль играют новые подходы, основанные на широком применении современных численных методов и компьютерных технологий [2,3].

В известной литературе [4,5] при расчете НДС крыла с подкрыльевыми авиационными средствами поражения (АСП) не учитывается интерференция между ними. Тем не менее, между крылом самолета и подкрылевым АСП возникает значительное интерференционное взаимодействие, характеризующееся наличием горизонтальных  $X_{инт}$ , вертикальных  $Y_{инт}$  и боковых  $Z_{инт}$  интерференционных сил [6,7,8]. Значительные по величине интерференционные силы приводят к появлению в крыле дополнительных изгибающих и крутящих моментов, что существенно изменяет его НДС. Таким образом, разработка и применение методик, позволяющих учитывать влияние интерференционного взаимодействия между крылом и АСП на НДС крыла, является актуальной задачей.

В настоящей работе представлены результаты оценки достоверности расчета в программе ANSYS параметров НДС консоли крыла самолета при сверхзвуковых скоростях без авиационных пусковых установок (АПУ) и с ними, выполненные путем сопоставления экспериментальных и расчетных значений. Кроме того, представлены результаты исследования влияния интерференции на НДС консоли крыла при различных положениях АСП под крылом.

На рисунке 1 представлены сечения, в которых размещались тензометрические датчики для определения значений нормальных напряжений в районе расположения продольных силовых элементов крыла при проведении лётного эксперимента. Окружностями выделены сечения, для которых выполнялись расчеты в ANSYS.

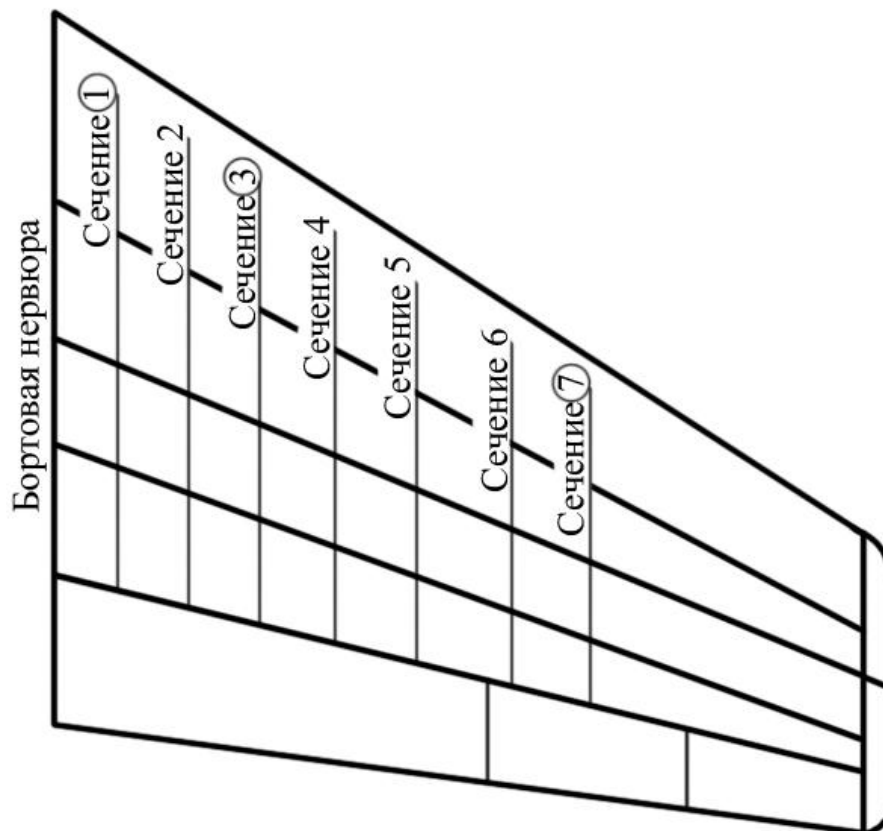


Рисунок 1 – Расчетные сечения правой консоли крыла

## Постановка задачи

Ставится задача по оценке достоверности расчета НДС консоли крыла самолета с подкрыльевым АСП с учетом интерференционного взаимодействия между ними, выполненного с использованием расчетного комплекса ANSYS (CFX, Static Structural).

Расчеты выполнены по методике, схематично представленной на рисунке 1.

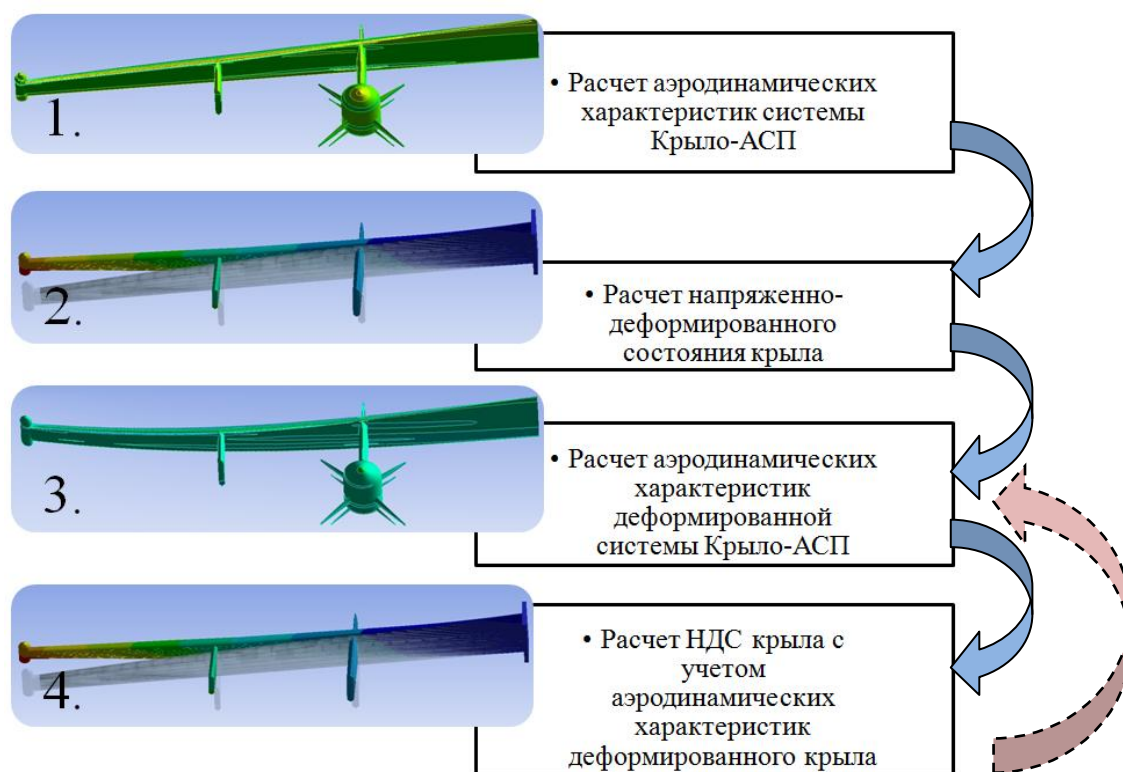


Рисунок 2 – Алгоритм расчета НДС консоли крыла в расчетном комплексе ANSYS

Методика заключается в последовательном расчете аэродинамических характеристик (АХ) консоли крыла с подкрыльевым АСП с учетом их интерференционного взаимодействия и без учета деформации крыла, затем пересчета их АХ с учетом деформации крыла. Расчет проводится методом последовательных приближений, который заключается в пересчете АХ крыла с АСП

до тех пор, пока разница между значениями максимальных деформаций консоли крыла, рассчитанных в 2-х крайних итерациях, становится менее 5%.

### Результаты исследований

Расчеты, выполнены для  $H=8,5$  км,  $M=1,86$ ,  $\alpha=5$  град,  $n_y=5,5$ , что объясняется условиями проведения летного эксперимента.

На рисунке 3 представлено расположение расчетных точек на поверхности консоли крыла с АПУ для сечения 1, в которых определялись значения нормальных напряжений.

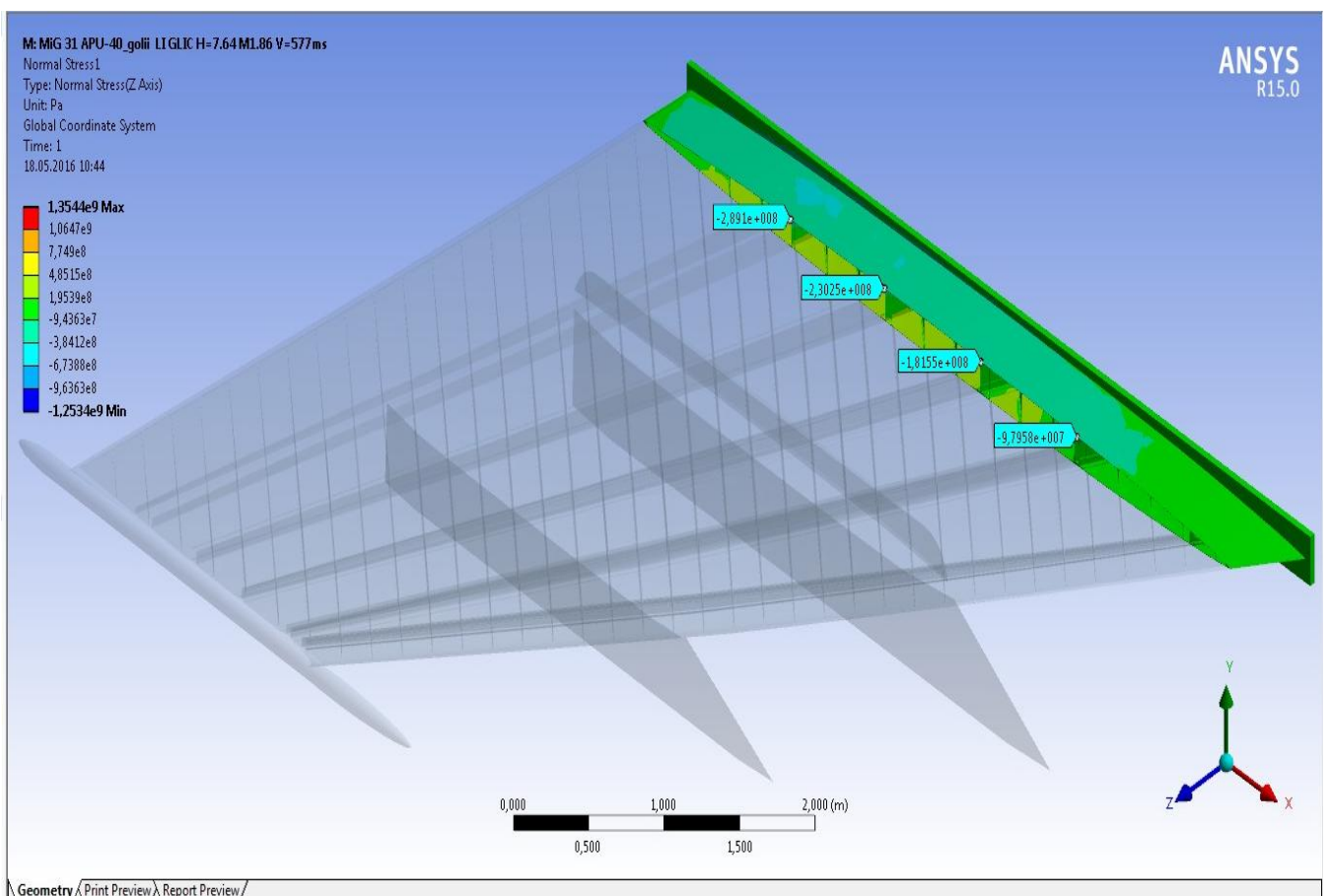


Рисунок 3 – Расположение расчетных точек на поверхности консоли крыла с АПУ

По данным, полученным в ANSYS, рассчитаны средние значения нормальных напряжений для расчетных сечений:

$$\sigma_{cp} = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \dots + \sigma_n}{n}$$

где  $\sigma_1 + \sigma_2 + \dots + \sigma_n$  - сумма значений нормальных напряжений, возникающих в обшивке консоли в районе продольных силовых элементов в соответствующем расчетном сечении;  $n$  – количество продольных силовых элементов консоли, в районе которых проводился расчет значений  $\sigma$ .

На рисунке 4 представлены результаты сопоставления экспериментальных и расчетных значений  $\sigma_{cp}$ , в расчетных сечениях 1, 3, 7 консоли без АПУ и с ними.

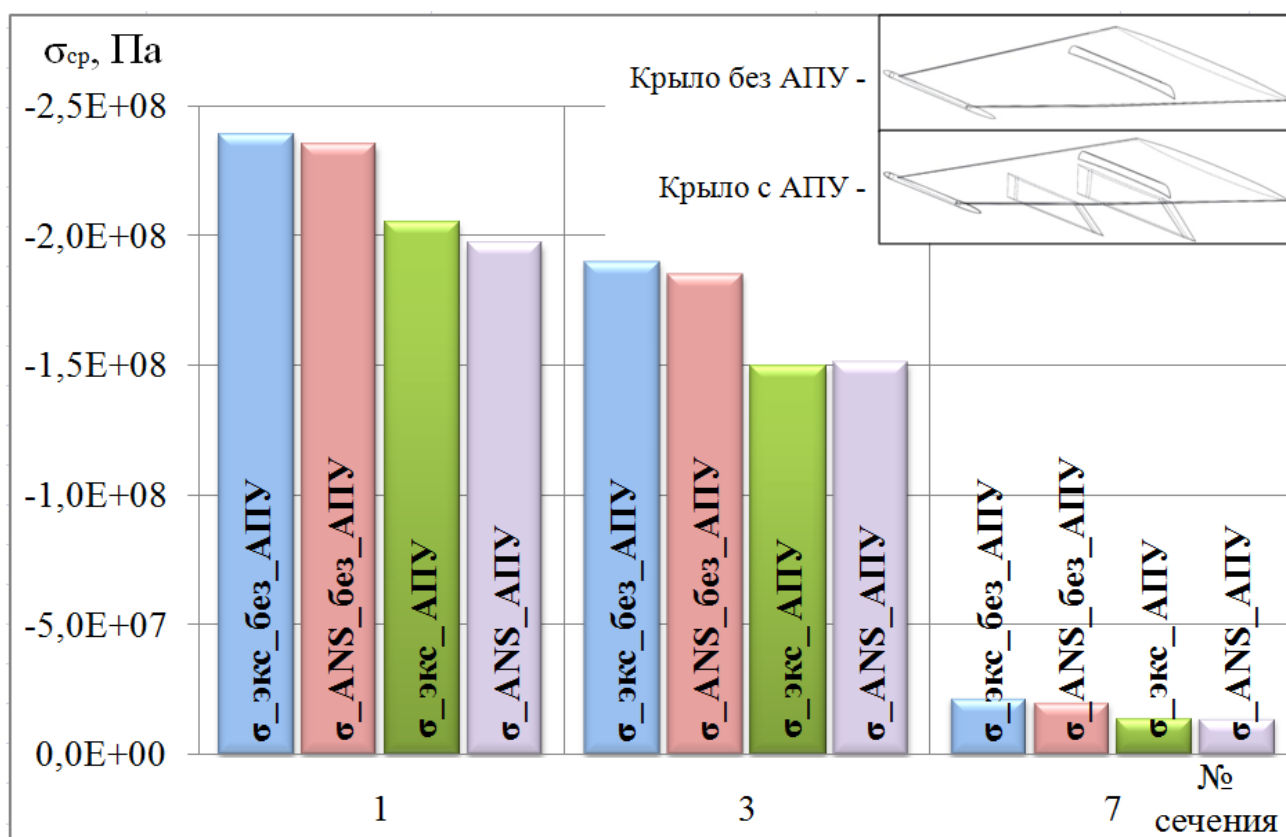


Рисунок 4 – Результаты сопоставления экспериментальных и расчетных значений  $\sigma_{cp}$ , в расчетных сечениях 1, 3, 7 консоли без АПУ и с ними

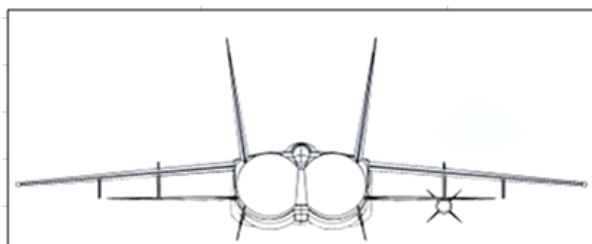
Из материалов, представленных на рисунке 4 видно, что среднее значение нормальных напряжений  $\sigma_{cp}$  в расчетных сечениях уменьшается в случае установки АПУ. Расхождения между экспериментальными и расчетными значениями, во всех случаях не превышают 8%.

На основе разработанной методики, проведено исследование по оценке влияния интерференции между упругим крылом сверхзвукового самолета и ракетой типа «воздух-поверхность» на НДС консоли крыла. Исследование проводилось при расположении ракеты на различных точках подвески (рисунок 5 а) в следующих вариантах:

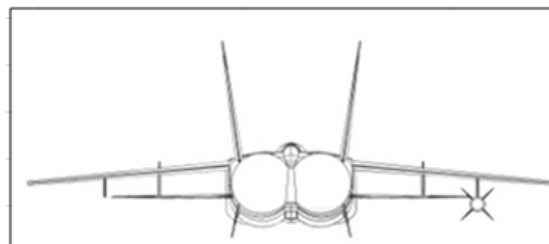
1. С учетом только веса ракеты.
2. С учетом веса ракеты и аэродинамических сил, влияющих на консоль крыла и ракету без учета интерференции между ними.
3. С учетом веса ракеты и аэродинамических сил, влияющих на консоль крыла и ракету с учетом интерференции между ними.
4. С учетом веса ракеты и аэродинамических сил, влияющих на консоль крыла и ракету с учетом интерференции между ними, а так же с учетом упругих деформаций консоли крыла.

На рисунке 5 б представлены результаты проведенного исследования в виде значений прогиба  $y$  и кручения  $\alpha$  консоли крыла самолета с ракетой, расположенной на различных подкрыльевых точках подвески.

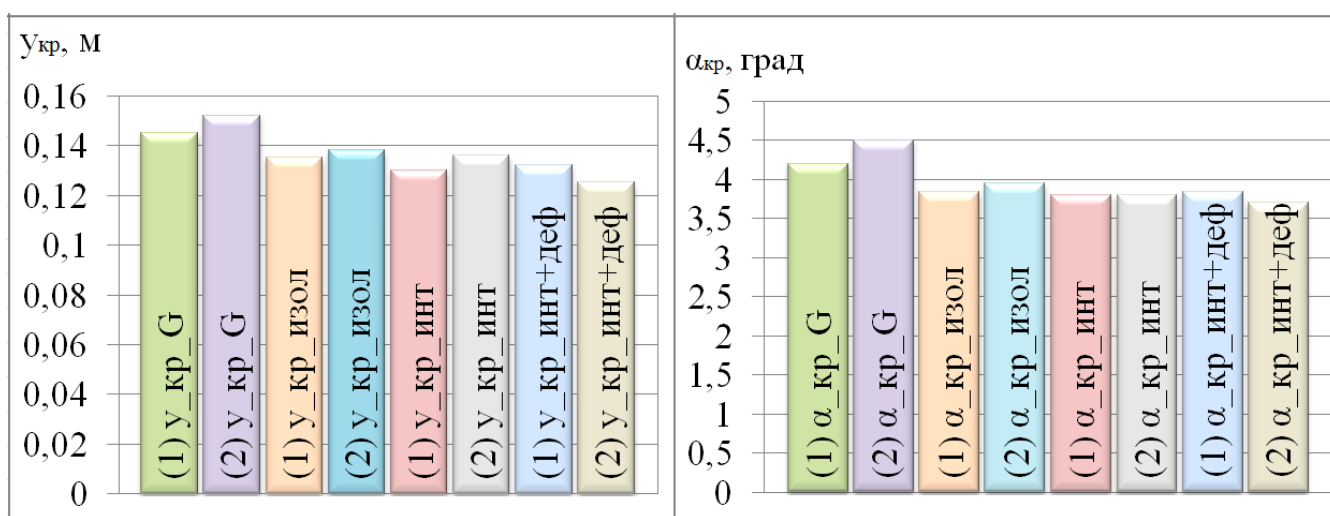
Ракета на внутренней точке подвески (1)



Ракета на внешней точке подвески (2)



а)



б)

Рисунок 5 – а) варианты размещения ракеты под крылом;

б) расчетные значения прогиба и кручения консоли крыла самолета с ракетой, расположенной на различных подкрыльевых точках подвески

Анализ полученных результатов показывает, что в расчетах с учетом всех факторов, влияющих на НДС консоли с внутренним расположением ракеты, значения прогибов консоли уменьшаются на 8,9 %, а кручения – на 8,5 % по сравнению с расчетами, учитывающими только вес ракеты.

Для консоли с внешним расположением ракеты, значения прогибов консоли в тех же расчетных условиях уменьшаются на 19 %, а кручения – на 19,8 %



Перемещение ракеты с внутренней на внешнюю АПУ характеризуется уменьшением значений прогиба консоли на 5,3%, в расчетах с учетом всех факторов, влияющих на её НДС, а величина кручения консоли уменьшается на 3,6%.

### **Выводы**

Использование расчетного комплекса ANSYS для расчета НДС крыла сверхзвукового самолета позволяет получать удовлетворительные результаты, отличающиеся на рассмотренном режиме полета от экспериментальных не более чем на 8 %.

Сравнительный анализ результатов расчета НДС консоли крыла с АСП, выполненных с учетом и без учета их интерференционного взаимодействия, позволяет утверждать, что на рассмотренном режиме полета они могут отличаться на величину от 8 до 19 процентов, что подчеркивает необходимость учета интерференции при анализе НДС упругого крыла.

### **Библиографический список**

1. Морозов В.И., Овчинников В.В. Основы аэроупругости элементов боевых летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. – 128с.
2. Рыбаулин А.Г., Сидоренко А.С. Исследование локального напряженного состояния и оценка долговечности конструкции авиационного изделия // Труды МАИ, 2015, №79: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55786>
3. Полоник Е.Н., Суренский Е.А., Федотов А.А. Автоматизация расчетов усталостной долговечности элементов авиаконструкций с геометрическими

концентраторами напряжений // Труды МАИ, 2016, №86:

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=67799>

4. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с.
5. Дмитриев В.Г., Чижов В.М. Основы прочности и проектирование силовой конструкции летательных аппаратов. – М.: ЦАГИ, 2005. – 416 с.
6. Аэродинамическая интерференция самолетов-носителей и подвесных грузов. Обзор ОНТИ ЦАГИ №652. – М: ЦАГИ, 1985. - 129 с.
7. 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 Н.Е. Жуковского, 1982. С. 58-68.
8. 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 Н.Е. Жуковского, 1985. С. 201-204.