

ЭЛЕКТРОННАЯ КОМПОНЕНТНАЯ БАЗА  
И ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

УДК 621.311

ПРИМЕНЕНИЕ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ  
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОБЛЕМ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ  
МЕЖДУ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ И АВИАЦИОННЫМИ  
СРЕДСТВАМИ ПОРАЖЕНИЯ

© 2022 г. С. Н. Салтыков<sup>1,\*</sup>, Е. А. Назаров<sup>1</sup>, Д. И. Львов<sup>1</sup>, А. А. Салтыкова<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ФГАУ «Военный инновационный технополис «ЭРА», Анапа, Россия

\*E-mail: era\_otd3@mil.ru

Поступила в редакцию 15.03.2022 г.

После доработки 20.03.2022 г.

Принята к публикации 20.03.2022 г.

Представлены материалы, показывающие актуальность и перспективы применения суперкомпьютерных технологий при решении проблем интерференционного взаимодействия современных летательных аппаратов и авиационных средств поражения.

DOI: 10.56304/S2782375X22030081

Анализ развития отечественной и зарубежной авиации дает основание утверждать, что вес грузов, размещаемых на внешних узлах подвески самолетов, за последние сорок лет увеличился более чем в 10 раз (рис. 1). Изменились номенклатура грузов, размещаемых на внешних узлах подвески, конфигурация их размещения (рис. 2), расширился диапазон высот и скоростей их при-

менения. При этом возникает проблема взаимной адаптации авиационных средств поражения (АСП) и самолетов, транспортирующих и применяющих их. Причиной этих проблем зачастую является интерференционное взаимодействие между летательным аппаратом (ЛА) и расположенными в непосредственной близости от него АСП.

Способов решения этих проблем несколько.

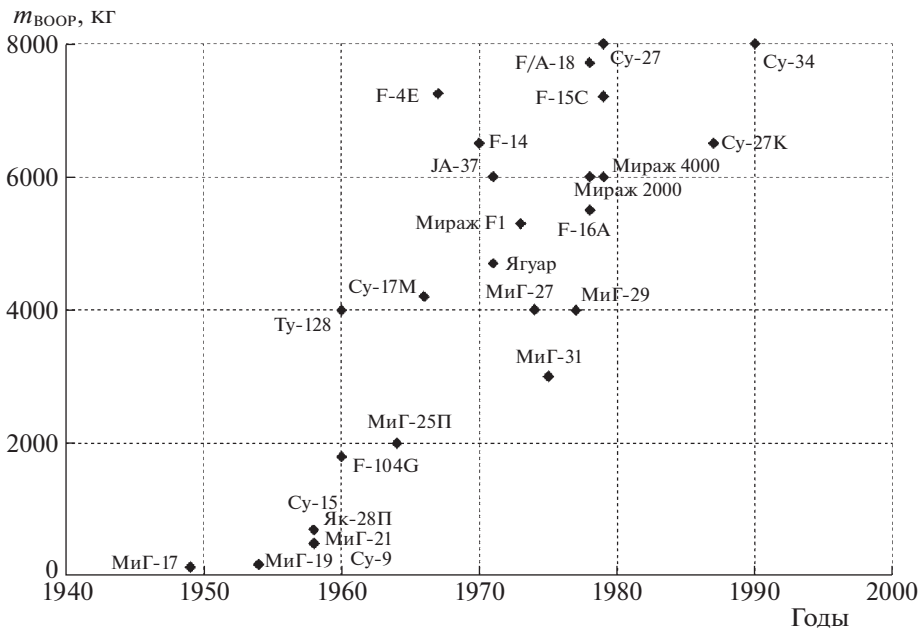


Рис. 1. Изменение массы грузов, размещаемых на внешних узлах подвески самолетов.



**Рис. 2.** Размещение и номенклатура авиационных средств поражения на внешних узлах подвески современного самолета.

Первый – проведение исследований в аэродинамических трубах (рис. 3). Проведение экспериментальных исследований в аэродинамических трубах – трудоемкий, энергоемкий, сложный и дорогостоящий процесс. Такие трубы есть в настоящее время в Новосибирске, Жуковском, академии Можайского.

Второй способ – проведение летного эксперимента. Это тоже сложный, дорогостоящий процесс. Говорить о точности проведения подобных исследований иногда бывает сложно, так как возникают проблемы безопасности полета самолета. Известны случаи, когда при исследовании процессов отделения происходит разрушение конструкции летательного аппарата и АСП (рис. 4).

В настоящее время в связи с развитием методов математического моделирования физических процессов и появлением мощных ЭВМ при создании и модернизации самолетов и АСП для определения их аэродинамических характеристик, выполнения расчетов на прочность, исследова-

ния проблем интерференционного взаимодействия применяют расчетные программные комплексы Ansys CFX, Nastran, Fluent. Относительно недавно начали использовать при проведении исследований наш отечественный программный продукт ЛОГОС.

Методы математического моделирования проблем аэродинамики в нашей стране разрабатываются достаточно давно.

Так, например, для исследования проблем сверхзвуковой аэродинамики в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского доктором технических наук, профессором С.А. Попыталовым в конце 70-х гг. прошлого столетия разработан метод возмущенных давлений (метод *P*) [1, 2], который был успешно применен его учениками для решения ряда практически важных задач [3–5].

Суть метода *P* заключается в том, что коэффициенты аэродинамических сил и моментов рассматриваемого тела в сверхзвуковом потоке зависят от коэффициентов давления в расчетных точках этого тела:

$$c_y = \frac{Y}{qS} = \frac{1}{S} \iint_{S^i} \Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \zeta) dS,$$

$$c_z = \frac{Z}{qS} = \frac{1}{S} \iint_{S^i} \Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \xi) dS,$$

$$m_x = \frac{M_x}{qSL} = \frac{1}{S} \iint_{S^i} [\Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \eta) \cdot (\zeta - \zeta_0) + \Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \eta) \cdot (\eta - \eta_0)] dS,$$

$$m_y = \frac{M_y}{qSL} = \frac{1}{S} \iint_{S^i} \Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \eta) \cdot (\xi - \xi_0) dS,$$



**Рис. 3.** Проведение исследований в аэродинамической трубе.



Рис. 4. Проведение летного эксперимента.

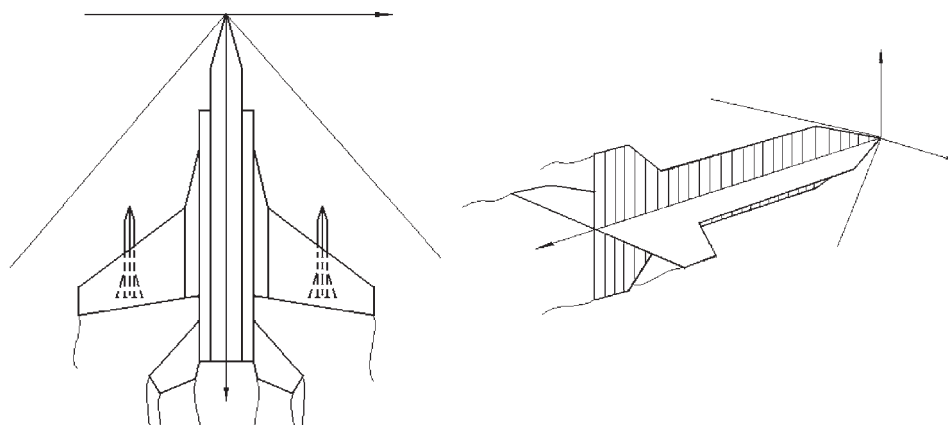


Рис. 5. Схематизация летательного аппарата и АСП базовыми плоскостями.

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A} = \frac{1}{S} \iint_{S^i} \Delta c_p^i(\xi, \eta, \zeta) \cdot \cos(n, \eta) \cdot (\xi - \xi_0) dS.$$

Основой использования метода возмущенных давлений является решение волнового уравнения

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 c_p}{\partial \xi^2} + \frac{\partial^2 c_p}{\partial \eta^2} + \frac{\partial^2 c_p}{\partial \zeta^2} = 0,$$

для коэффициента возмущенного давления

$$c_p(\xi, \eta, \zeta) = -\frac{1}{4\pi} \iint_S \left[ \frac{1}{R} \left( \frac{\partial c_p}{\partial n} \right)_{\xi_1, \eta_1, \zeta_1} - \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{c_p(\xi_1, \eta_1, \zeta_1)}{R} \right) \right] dS,$$

$$\text{где } R = \sqrt{(\xi - \xi_1)^2 - k^2(\eta - \eta_1)^2 - k^2(\zeta - \zeta_1)^2}, \quad k = \sqrt{M^2 - 1}.$$

Задача по определению аэродинамических характеристик ЛА с внешними подкрыльевыми подвесками при сверхзвуковых скоростях полета решалась в линейной постановке.

В зависимости от типа решаемой задачи (определение сопротивления, несущих свойств) и особенностей аэродинамической компоновки при расчете аэродинамических характеристик в методе возмущенных давлений используются различные виды схематизации самолета и грузов.

Принцип схематизации заключается в том, что реальная компоновка заменяется системой базовых плоскостей  $S$  [6]. Базовые плоскости параллельны продольной оси самолета и выбираются с тем расчетом, чтобы соответствующие части поверхности самолета и грузов по форме были близки к ним (рис. 5).

Метод  $P$  отличают относительная простота численной реализации, высокое быстродействие

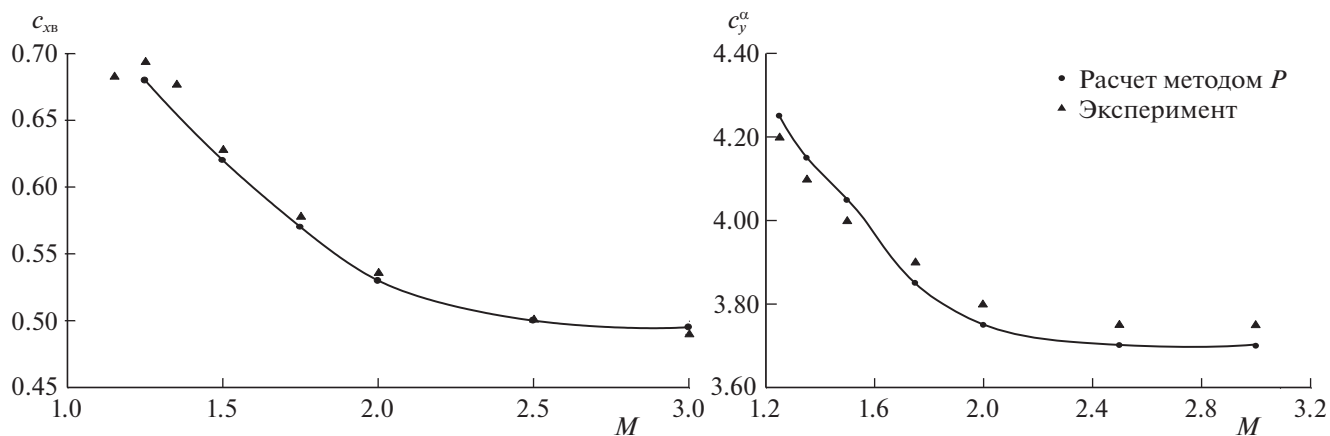
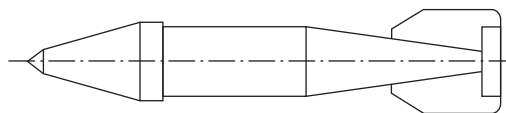


Рис. 6. Сопоставление результатов расчета и экспериментальных данных для изолированного АСП.

программ при достаточной степени точности получаемых результатов.

На рис. 6 представлено сопоставление результатов расчетов с помощью метода *P* аэродинамических характеристик АСП в невозмущенном потоке. Представлены сопоставления результатов расчета с помощью метода *P* коэффициентов волнового сопротивления  $c_{xв}$  и производной коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha$  с экспериментальными данными. Видно удовлетворительное соответствие результатов расчетов и экспериментов.

При решении задач, связанных с проблемами интерференционного взаимодействия летательного аппарата и АСП, с помощью метода *P* в численном эксперименте показано, что величина аэродинамических сил с учетом интерференции зависит от режима полета и от положения АСП под крылом. На рис. 7 показано, как изменяются коэффициенты подъемной  $c_y$  и боковой  $c_z$  аэродинамических сил с учетом интерференции для АСП, расположенного в непосредственной близости от крыла самолета при его различных положениях относительно местной хорды крыла  $\bar{B} = B/L$  при различных числах Маха. Расчеты показывают, что величина аэродинамических сил, определенных с учетом интерференции, сопоставима с весом АСП.

Важно отметить, что величина вертикальной аэродинамической силы при изменении режима полета и положения АСП относительно крыла может изменять свое направление на противоположное. Боковая сила направлена в сторону кон-

цевой части крыла, но ее величина также зависит от положения АСП под крылом и числа *M* полета.

С помощью метода *P* решались задачи по оценке влияния интерференционных сил на процесс отделения АСП от летательного аппарата, а также задачи динамики полета ЛА при несимметричном расположении АСП под крылом [7, 8].

Появление высокопроизводительных ЭВМ и численных методов привело к появлению новых эффективных расчетных комплексов, таких как ANSYS, ЛОГОС [9].

Базой для расчетных исследований служат трехмерные электронные макеты самолетов-носителей и АСП (рис. 8), которые создаются с помощью программ КОМПАС-3D, AutoCAD, SolidWorks и других подобных программ 3D-моделирования.

Точность таких моделей ограничивается только количеством исходной информации об изучаемом объекте. Поэтому применение методов математического моделирования обеспечивает высокую точность расчетов моделей авиационной техники и очень высокую информативность получаемых результатов.

Так, на рис. 9 показаны результаты расчетов, выполненные с помощью расчетного комплекса ANSYS.

Видны области высоких и низких давлений, образующихся в результате взаимного влияния летательного аппарата и АСП, скачки уплотнения, их взаимодействие. Наличие такой информации позволит прогнозировать динамику движения АСП после отделения от крыла ЛА, объяснять особенности нагружения элементов конструкции летательного аппарата и АСП.

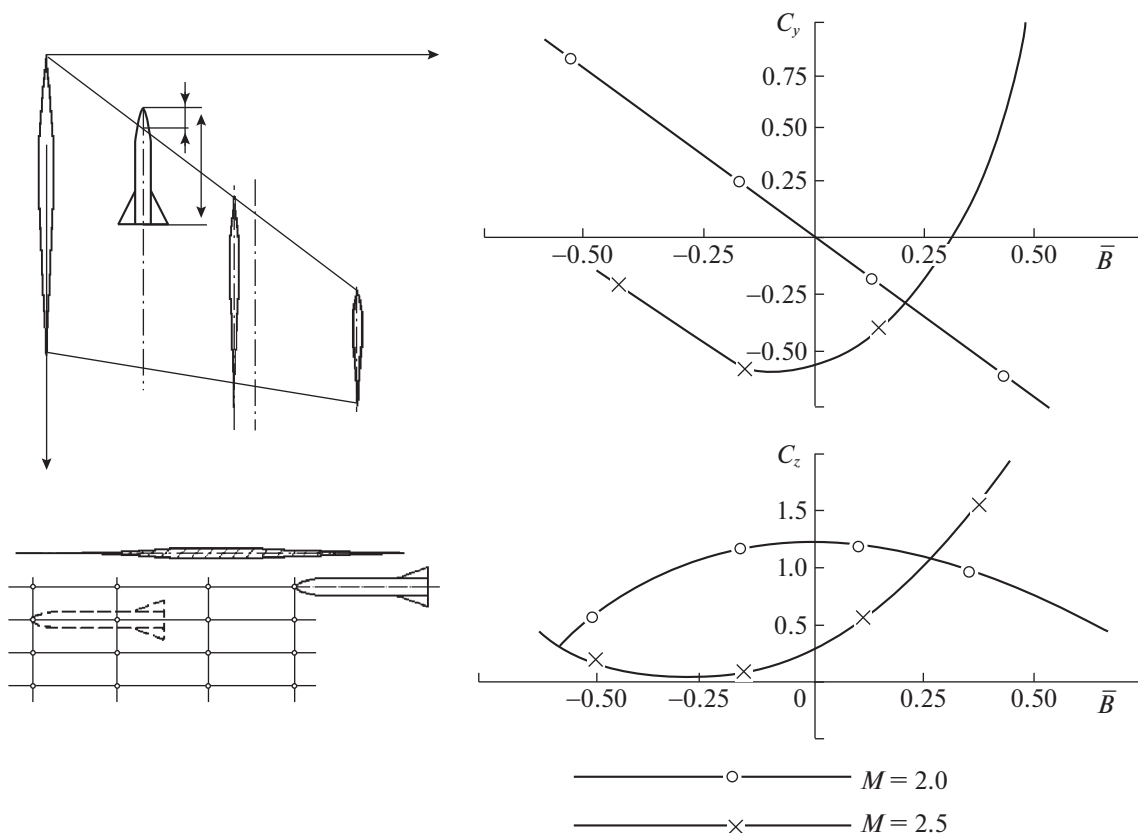


Рис. 7. Влияние числа Маха и положения АСП под крылом ЛА на величину интерференционных аэродинамических сил.

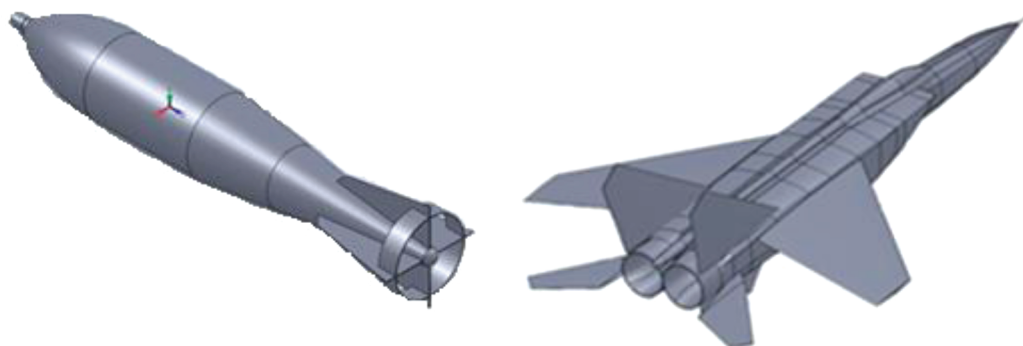


Рис. 8. Трехмерные модели самолета и АСП.

Расчетный комплекс ЛОГОС – первый отечественный аналог ANSYS, который позволяет решать задачи аэродинамики и прочности ЛА, в том числе с учетом интерференционного взаимодействия. Лидером в освоении этого расчетного комплекса при решении задач создания и модернизации современных ЛА в настоящее время является ПАО «Компания Сухой».

Решение проблем интерференции, особенно с учетом деформации элементов конструкции ЛА,

с помощью рассмотренных современных расчетных комплексов требует наличия мощных ЭВМ.

Вместе с тем наличие высокопроизводительных ЭВМ, современных расчетных комплексов, подготовленных для решения сложных технических проблем коллективов позволит решить широкий круг проблем, возникающих в процессе взаимного влияния между летательным аппаратом и АСП.



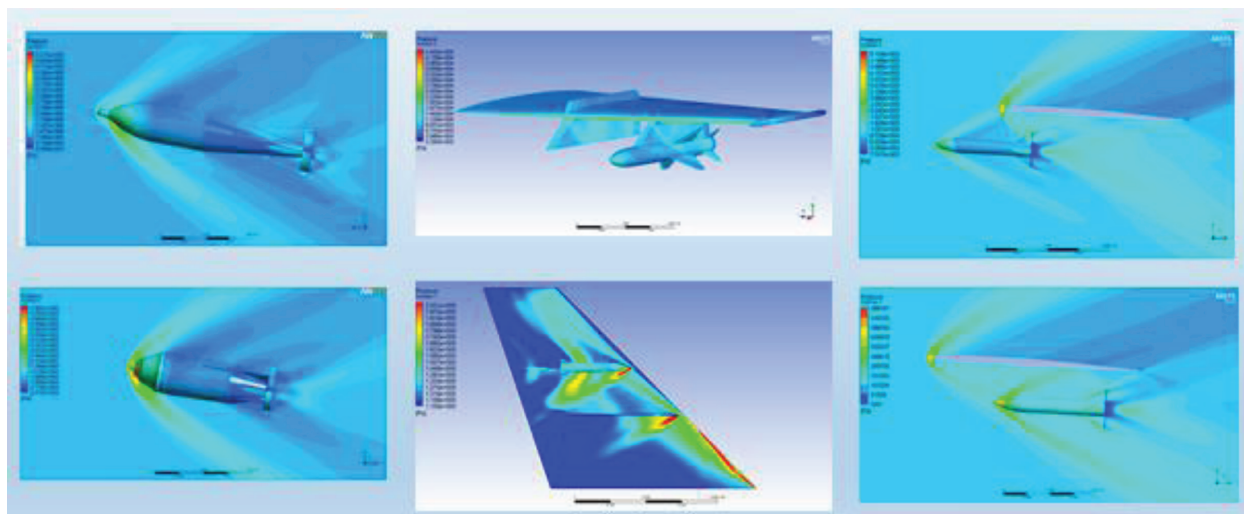


Рис. 9. Исследования проблем аэродинамической интерференции с помощью ANSYS.

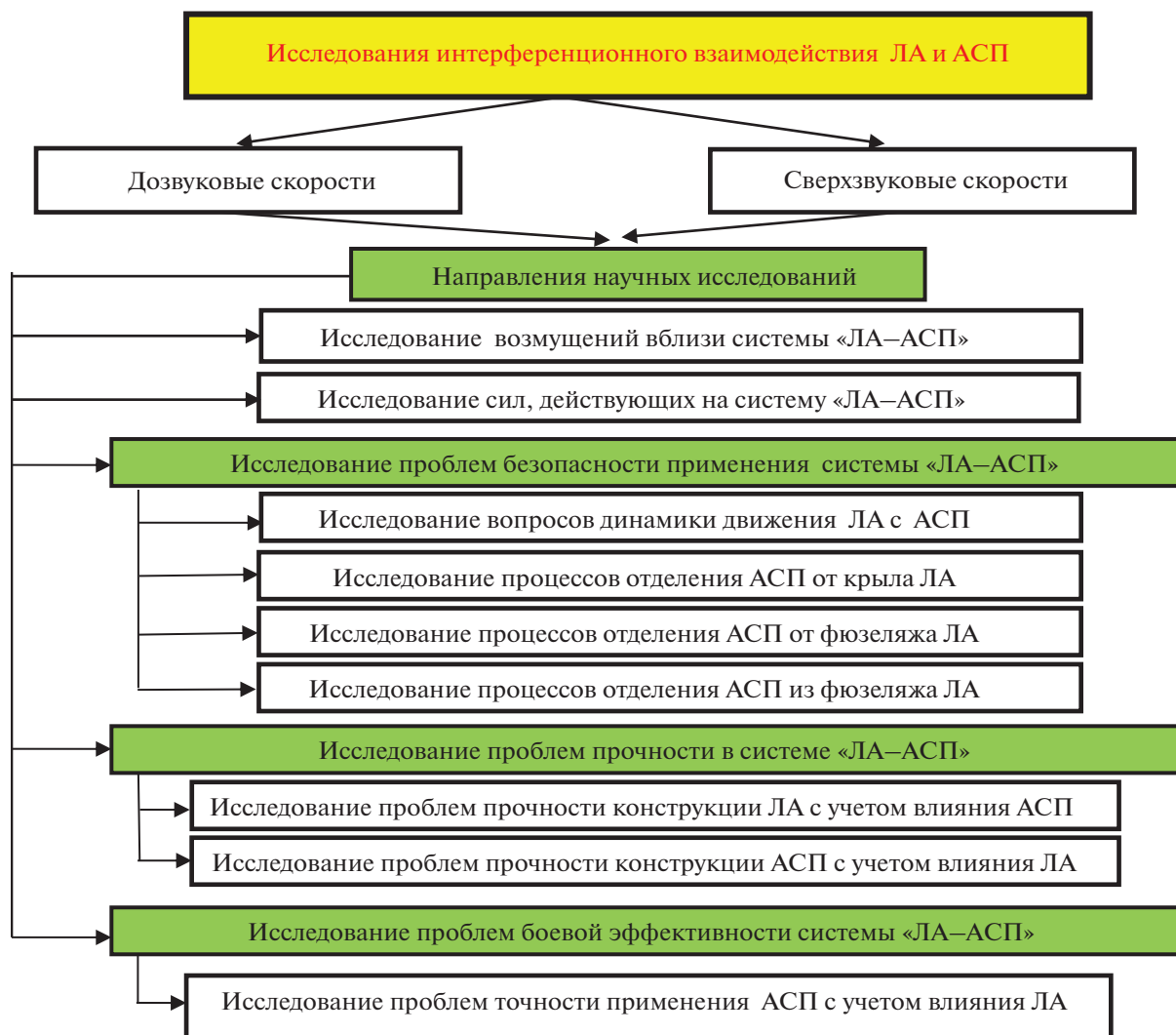


Рис. 10. Направления исследований интерференционного взаимодействия методами суперкомпьютерного моделирования.

На рис. 10 представлен перечень задач по вопросам интерференции, которые возможно решать, используя методы математического моделирования.

Таким образом, применение методов математического моделирования на базе суперкомпьютерных технологий позволит обеспечить необходимую точность расчетов при создании и модернизации современной авиационной техники. Методы математического моделирования позволяют проанализировать поведение объекта во время эксплуатации, не прибегая к натурным испытаниям, тем самым уменьшив время разработки объекта и существенно сократив временные и финансовые затраты на проведение предварительных испытаний.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский С.М., Кудрявцева Н.А., Попыталов С.А., Табачников В.Г. Исследование сверхзвуковой аэродинамики самолетов на ЭВМ. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1983. 336 с.
2. Граськин С.С., Попыталов С.А. // Математическое моделирование авиационных комплексов / Под ред. Ништа М.И. Вып. 1315. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1989. С. 33.
3. Скирда И.А., Штоколов Л.А. // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1982. С. 58.
4. Салтыков С.Н. // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1985. С. 193.
5. Подобедов В.А., Попыталов С.А., Пушков С.В. // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1985. С. 174.
6. Белоцерковский С.М. // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Вып. 1311. С. 3.
7. Динамика движения летательного аппарата с внешними подвесками при сверхзвуковых скоростях полета. Отчет по НИР № 29811. Иркутский ВАИИ, 2000.
8. Оптимизация полетной конфигурации боевого летательного аппарата с грузами на внешней подвеске в зависимости от высоты и скорости полета с целью увеличения дальности и продолжительности полета. Отчет по НИР № 29509. Иркутский ВАИИ, 2000.
9. Козелков А.С., Дерюгин Ю.Н., Зеленский Д.К. и др. Многофункциональный пакет программ ЛОГОС: физико-математические модели расчета задач аэро-, гидродинамики и тепломассопереноса, Саратов: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2013, препринт № 111. 67 с.