

На правах рукописи

ФРОЛОВ Владимир Алексеевич

**МЕТОДЫ РАСЧЁТА НЕСУЩИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
КОМПОНОВОК ФЮЗЕЛЯЖ-КРЫЛО**

Специальность:

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Самара 2009

Работа выполнена в ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва» (СГАУ)

Научный руководитель: кандидат технических наук,  
профессор  
Шахов Валентин Гаврилович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор  
Клюев Николай Ильич

кандидат технических наук, доцент  
Онушкин Юрий Петрович

Ведущая организация: ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»,  
г. Самара

Защита состоится 13 ноября 2009 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.01 Самарского государственного университета имени академика С.П. Королёва по адресу:

443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва

Автореферат разослан 12 октября 2009 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета

Шахов В.Г.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Современное состояние самолёто- и ракетостроения характеризуется разнообразием форм поперечных сечений фюзеляжей самолётов и корпусов ракет. Однако быстрых приближённых методов расчёта несущих характеристик таких компоновок практически нет. В диссертации предлагаются приближённые аналитические и численные методы расчёта подъёмной силы комбинаций фюзеляж-крыло, дающие достаточно высокую точность и позволяющие проводить оптимизацию несущих характеристик таких комбинаций. В основе приближённых методов лежит итерационная процедура, в которой на первом шаге решается задача аэродинамики несущей поверхности, а на последующем шаге – задача внешнего обтекания плоского сечения фюзеляжа. Результаты расчёта поля скоростей, полученные из решения задачи обтекания сечения фюзеляжа, служат исходными данными для задания граничных условий в методе дискретных вихрей (МДВ) для несущей поверхности. Результаты МДВ для несущей поверхности позволяют учесть вихревые особенности в задаче обтекания сечения фюзеляжа. Решение задачи об обтекании сечения фюзеляжа в присутствии вихревых особенностей служит для изменения граничных условий в МДВ для несущей поверхности и т.д. Итерационный процесс быстро сходится. В результате вычисляются аэродинамические характеристики (АДХ) комбинации фюзеляж-крыло. Несмотря на приближённый характер такого метода, результаты расчёта АДХ комбинации фюзеляж-крыло получаются достаточно точными для целей предварительного аэродинамического проектирования летательных аппаратов (ЛА). Традиционной формой поперечных сечений фюзеляжа ЛА является круг. Объясняется это в первую очередь минимальной массой фюзеляжа с круглым поперечным сечением. Однако, с точки зрения аэродинамического совершенства, формы поперечных сечений фюзеляжа сплюснутые по высоте, являются предпочтительными. Иногда на форму поперечного сечения фюзеляжа влияют конструктивные особенности аэродинамической схемы, например: размещение пассажиров и грузов на разных этажах (палубах), перевозка габаритных грузов и т.д. Известны также двухфюзеляжные или двухбалочные аэродинамические схемы. В ракетной технике формы поперечных сечений корпусов ЛА могут быть весьма разнообразными. Например, корпус ракета-носителя «Союз» имеет сложную форму, в которую входят круговое сечение основного корпуса первой ступени и круговые сегменты боковых ускорителей. Часто несущая поверхность устанавливается не в плоскости симметрии фюзеляжа. Для целей аэродинамического проектирования на стадии предварительного анализа компоновки ЛА необходимы экономичные методы расчёта, которые не требуют больших компьютерных затрат. По этой причине модели расчёта, основанные на решении уравнений Навье-Стокса, в настоящее время не используются для аэродинамического проектирования на стадии предварительного анализа, хотя отдельные поверочные расчёты могут с успехом применяться. Трудоёмкость экспериментальных исследований комбинаций фюзеляж-крыло на этапе предварительного проектирования ЛА также очевидна. С другой стороны, математические модели, которые используются в системах автоматического проектирования, должны давать возможность определять АДХ с достаточной точностью. Знание на ранней стадии проектирования суммарных и распределённых АДХ комбинации фюзеляж-крыло позволяет оценить различные варианты компоновки ЛА, оптимизировать его геометрические параметры с учётом ограничений, накладываемых режимами полёта, и взаимосвязи с другими инженерными проблемами. Полученная расчётным путём информация в ходе предварительного аэродинамического проектирования позволяет определить внешний облик компоновки, обеспечивающий наилучшие АДХ.

**Целью диссертации** является разработка приближённых методов расчёта интерференции комбинации фюзеляж-крыло на основе аналитических методов расчёта коэффициентов интерференции и численного итерационного метода расчёта, учитывающих сжимаемость потока и произвольность формы поперечного сечения фюзеляжа и крыла в плане.

**Научная новизна** работы заключается в следующем:

- аналитическим способом на основе метода полос (МП) получены коэффициенты интерференции для комбинаций плоского крыла и крыла с поперечным  $V$  и фюзеляжа с круглым поперечным сечением при произвольном сочленении крыла и фюзеляжа;
- получены конечные формулы для коэффициентов интерференции для комбинаций крыла с изломами в поперечной плоскости и фюзеляжа с круглым поперечным сечением и численным способом получены коэффициенты интерференции для комбинаций плоского крыла и фюзеляжа с эллиптическим поперечным сечением при произвольном расположении крыла по высоте фюзеляжа;
- разработана модификация панельного метода для расчёта обтекания двумерных тел при наличии пары внешних симметричных вихрей;
- получено аналитическое решение потенциального течения на основе ТФКП и метода инверсий диполей и вихрей для эллиптического контура, двуугольника с разными дугами окружности и двух цилиндров при наличии пары внешних симметричных вихрей;
- разработан численно-аналитический метод (ЧАМ) расчёта потенциальных течений около сложных двумерных тел, образованных дугами эллипса и окружности. Метод основан на ТФКП и МДВ. Исследована сходимость и точность ЧАМ;
- выполнено экспериментальное исследование АДХ изолированных фюзеляжей, крыльев и компоновок фюзеляж-крыло в аэродинамической трубе дозвуковых скоростей;
- предложен алгоритм и разработана вычислительная программа по оптимизации несущих характеристик комбинаций фюзеляж-крыло.

На защиту выносятся:

- аналитические результаты для коэффициентов интерференции, позволяющие приближённо рассчитывать подъёмную силу компоновки ЛА;
- итерационный метод расчёта суммарных несущих характеристик комбинаций фюзеляж-крыло и распределённой подъёмной силы по размаху крыла;
- аналитические методы расчёта потенциальных течений около эллиптического контура, двуугольника и двух цилиндров при наличии в потоке пары точечных вихрей;
- численный панельный метод и ЧАМ расчёта потенциального течения около двумерных тел при наличии в потоке пары точечных вихрей;
- результаты расчётов потенциальных течений около ряда двумерных тел с учётом сжимаемости потока;
- результаты оптимизации компоновки фюзеляж-крыло аэродинамической схемы среднеплана с эллиптическим поперечным сечением фюзеляжа и прямоугольным крылом с учётом сжимаемости потока.

**Достоверность полученных результатов** обеспечивается обоснованным применением математических моделей, строгостью математического аппарата. Верификация математических моделей выполнена путём сравнения с известными аналитиче-

скими, численными решениями и экспериментальными данными других авторов, а также с результатами экспериментальных исследований автора диссертации.

**Практическая ценность.** Предлагаемые в диссертации математические модели и методы могут быть использованы в системах автоматизированного проектирования на стадиях предварительного аэродинамического проектирования ЛА. Приведённые в работе результаты в виде конечных формул для коэффициентов интерференции, в виде расчётных данных для различных комбинаций фюзеляж-крыло могут быть использованы в учебном процессе в курсе «Аэродинамика ЛА» при изучении вопросов интерференции крыла и фюзеляжа. Результаты исследований по диссертации внедрены на предприятиях ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и ФГУП «НИИ «Экран», а также в учебный процесс СГАУ (акты внедрения в приложении диссертации прилагаются).

**Апробация работы.** Результаты работы докладывались: на II и III научно-техн. конф. молодых учёных и спец. Куйбышев. авиац. ин-та, секц. 2: «Механика жидкости и газа» (Куйбышев, 1982, 1984); на XIII и XV науч. конф. препод. и сотруд. Куйбышев. гос. ун-та, секц. теорет. механики и аэрогидромеханики (Куйбышев, 1982, 1984); на XVII, XXII-XXVII Чтениях, посвящ. разработке науч. насл. и развития идей К. Э. Циолковского (Калуга, 1982, 1987-1992); на Всесоюз. науч.-техн. конф. СибНИА (Новосибирск, 1984); на III Всесоюз. конф. «Прикл. аэрогазодинамика ЛА» (Днепропетровск, 1986); на Всесоюз. конф. по устойчивости движения, колебаниям механических систем и аэродинамике (МАИ, Москва, 1988); на Всесоюз. науч.-техн. конф. НИИСМ при МГТУ им. Н. Э. Баумана «Проектирование систем-90» (секц. 5: «Вопр. прикл. аэродинамики», (МГТУ, Москва, 1990); на I Всесоюз. школе-конф. «Математ. моделирование в машиностроении», секц. «Аэродинамика» (Куйбышев, 1990); на итог. науч. конф. Казан. гос. ун-та, секц.: «Обратные краевые задачи аэрогидродинамики» (Казань, 1991); на II российско-китайском симп. по космич. науке и технике (Самара, 1992); на Междунар. науч.-техн. конф. «Авиация – пути развития», секц. 1: «Перспективы развития и создания авиац. техники. Новые технологии и материалы» (НПО «Молния», Москва, 1993); на Междунар. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы математ. моделирования и автоматизир. проектирования в машиностроении. Модель-Проект 95», секц. 1: «Общие вопросы математ. моделирования и проектирования в машиностроении» и секц. 5: «САПР» (КГТУ, Казань, 1995); на науч. чтениях, посвящ. творческому насл. Н. Е. Жуковского (к 150-летию со дня рождения) (Москва, 1997); на II Междунар. аэрокосм. конгрессе (IAC'97, Москва, 1997); на I и II Всерос. конф. «Самолетостроение России: проблемы и перспективы» (Самара, 1998, 2000); на VII-XIV Всерос. науч.-техн. сем. по управлению движением и навигации ЛА секц. 5: «Вопр. аэродинамики ЛА» (Самара, 1995-2009); на I-III Междунар. летней науч. школе «Гидродинамика больших скоростей» (Чебоксары, 2002, 2004 и Кемерово, 2006); на XII Междунар. конф. по вычисл. механике и соврем. прикл. програм. системам (Владимир, 2003); на V Междунар. симп. по кавитации (Cav2003, Осака, Япония, 2003); на XII Междунар. симп. «Методы дискретных особенностей в задачах матем. физики» (МДОЗМФ-2005, Херсон, 2005).

**Публикации.** Основное содержание диссертации опубликовано в 43 печатных работах: 2 статьи в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, 10 тезисов и 26 статей в центральных и региональных изданиях, 5 работ в трудах международных конференций и симпозиумов. Три работы опубликованы на английском языке. Список основных публикаций по теме диссертации приведён в конце автореферата.

**Содержание, структура и объём работы.** Диссертационная работа состоит из введения, 6 глав, содержащих 14 разделов и 6 подразделов, заключения и библиографического списка используемой литературы. Общий объём диссертации 178 страниц, 5 таблиц и 75 рисунков. Библиографический список состоит из 212 наименований работ отечественных и зарубежных авторов.

## СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

**Во введении** обосновывается актуальность темы диссертационной работы, излагается основная концепция, объединяющая разработанные в диссертации методы, и сформулированы основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** диссертации приводится аналитический обзор современного состояния различных методов исследования задач интерференции комбинаций фюзеляж-крыло. **В разделе 1.1** описываются результаты, полученные в рамках точных решений и приближённых методов теории тонкого тела (ТТТ) и МП. Точные решения для задачи интерференции фюзеляжа и крыла были получены Голубинским А. И., которые ограничены частным случаем эллиптического распределения нагрузки по крылу. К первым математическим моделям, описывающим взаимодействие фюзеляжа и крыла, относятся модели Дородницына А.А., Лебедева В.Ф., Карафоли Е., Multhopp'a, в которых получены распределения нагрузки по размаху крыла при дозвуковых скоростях обтекания и в предположении эллиптического закона распределения нагрузки. С появлением методов ТТТ (Келдыш В.В., Flax А.Н., Nielsen J.N., Spreiter J.R.) появилась возможность вычислять так называемые коэффициенты интерференции, позволяющие определять АДХ ЛА. Методы ТТТ строго применимы для тонких тел и крыльев малых удлинений. Появление МП обязано Kirkby S., и Robinson A. МП получил дальнейшее развитие в работах Flax А.Н., Lawrence H.R., Pitts W.C., Kaattari G.E. и Штейнберга Р.И. МП лишен ограничений ТТТ. Однако приближённая постановка МП и ТТТ требует обоснований и экспериментальных подтверждений. В обзоре указывается ряд работ (Ferrari С.; Flax А.Н., Lawrence H.R.; Pitts W.C., Nielsen J.N., Kaattari G.E.; Ashley H., Rodden W.P. и др.), в которых содержатся обзоры проблемы интерференции фюзеляжа и крыла и приводятся экспериментальные данные разных авторов. Результаты 209 компоновок фюзеляжа и крыла содержит работа Jacobs E.N. и Ward K.E. **В разделе 1.1** диссертации прослеживается развитие численных методов на основе широкого использования компьютеров, позволяющих рассчитывать АДХ комбинаций фюзеляж-крыло. Если не рассматривать методы, основанные на решении полных уравнений Навье-Стокса и уравнений Эйлера, поскольку для целей предварительного аэродинамического проектирования они не подходят, то остаются методы особенностей: панельный метод и МДВ. Панельные методы нашли своё развитие в работах зарубежных авторов Hess J.L., Smith A.M.O., Woodward F.A., Kraus W. и в работах отечественных учёных Глушкова Н.Н., Герасимова С.В., Инешина Ю.Л., Теперина Л.Л. и многих других. Современное развитие МДВ связано с именами Белоцерковского С.М., Ништа М.И., Лифанова И.К., Апарина В.А., Ганиева Ф.И., Желанникова А.И. и многих других. В работе Вернигора В.Н. использовался смешанный подход, когда для фюзеляжа применялся панельный метод, а для крыла – МДВ.

Основной вывод, который формулируется на основании аналитического обзора – это возможность получить бóльшие несущие свойства комбинации фюзеляж-крыло по сравнению с изолированным крылом (крылом с подфюзеляжной частью). На этот факт указывают ряд исследований (аналитический метод [Multhopp]; численный ме-

тод [Вернигора В.Н.]; МП [Штейнберг Р.И.]; теоретические данные [Холявко В.И.]; экспериментальные данные [Jacobs E.N., Ward K.E.]).

**В разделе 1.2** формулируются цели и задачи исследования:

- разработка математических моделей интерференции фюзеляжа с различными формами поперечного сечения и формой крыла в плане;
- учёт сжимаемости потока;
- выбор, обоснование, применение методов оптимизации для аэродинамического проектирования, решение ряда задач оптимизации несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло.

**Во второй главе** развивается приближённый МП. В **разделе 2.1** даётся постановка задачи для аналитического определения коэффициентов интерференции в комбинации фюзеляж-крыло. Сформулированы основные предположения МП:

- рассматривается бесконечно длинный фюзеляж;
- крыло представляет собой бесконечно тонкую поверхность с конечным числом изломов передней и/или задней кромок;
- крыло может иметь конечное число изломов в поперечной плоскости;
- угол установки крыла равен нулю;
- геометрическая крутка крыла отсутствует;
- крыло может в поперечной плоскости относительно фюзеляжа занимать произвольное положение;
- комбинация фюзеляж-крыло обтекается идеальным газом под малым углом атаки.

Показано, что коэффициенты интерференции для  $i$ -ой полосы  $j$ -го макроэлемента могут быть выписаны в виде следующих интегралов

$$\begin{aligned}
 K_{W(B)ij} &= \frac{C_{yW(B)ij}^\alpha}{C_{yW}^\alpha} = \frac{1}{S_{ij}} \int_{z_{i,j}}^{z_{i+1,j}} \varphi_{ij}(z, \psi_{ij}) b_{ij}(z) dz, \\
 K_{B(W)ij} &= \frac{\Delta C_{yB(W)ij}^\alpha}{C_{yW}^\alpha} = \frac{1}{S_{ij}} \int_{z_{i,j}}^{z_{i+1,j}} \varphi_{ij}(z, \psi_{ij}) [\varphi_{ij}(z, \psi_{ij}) - \varphi_{ij}(z, \psi_{ij\infty})] b_{ij}(z) dz,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $K_{W(B)ij}$ ,  $K_{B(W)ij}$  – коэффициенты интерференции для  $i$ -ой полосы  $j$ -го макроэлемента крыла, учитывающий влияние фюзеляжа и тоже для учёта влияния крыла на фюзеляж, соответственно;  $C_{yW(B)ij}^\alpha$ ,  $\Delta C_{yB(W)ij}^\alpha$  – производные коэффициентов нормальной силы для  $i$ -ой полосы  $j$ -го макроэлемента крыла, учитывающая влияние фюзеляжа и тоже для учёта влияния крыла на фюзеляж, соответственно;  $S_{ij}$ ,  $\psi_{ij}$ ,  $b_{ij}(z)$  – площадь, угол перпендикулярного  $V$  и функция изменения текущей хорды  $i$ -ой полосы  $j$ -го макроэлемента крыла, соответственно; нижний индекс  $\infty$  относится к плоскости Трэфтца.

В формуле (1) функция  $\varphi_{ij}(z, \psi_{ij})$  является распределением относительной нормальной компоненты скорости течения на  $i$ -ой полосе  $j$ -го макроэлемента крыла и определяется по формуле

$$\varphi_{ij}(z, \psi_{ij}) = \frac{v_{ij}(z) \cos \psi_{ij} - u_{ij}(z) \sin \psi_{ij}}{V_{\infty} \sin \alpha}, \quad (2)$$

где  $V_{\infty}, \alpha$  – скорость невозмущённого потока и угол атаки фюзеляжа;  $v_{ij}(z), u_{ij}(z)$  – функции распределения компонент скоростей вдоль осей  $OY$  и  $OZ$  при обтекании поперечного сечения фюзеляжа, соответственно. Компоненты скорости  $v_{ij}(z), u_{ij}(z)$  находятся из решения задачи обтекания потенциальным потоком поперечного сечения фюзеляжа. Задача формулируется как краевая задача для уравнения Лапласа с граничными условиями Неймана для потенциала скорости на бесконечности и на поверхности тела (условия непротекания). Задача Неймана для уравнения Лапласа является основной задачей, рассматриваемой в диссертации. Для решения этой задачи привлекаются ТФКП, численный панельный метод и разработанный автором ЧАМ. В **разделе 2.2** на основе МП получены аналитические конечные формулы для коэффициентов интерференции круглого фюзеляжа и крыла, имеющего эллиптическую форму в плане и установленного на фюзеляже по схеме среднеплана. Приводится сравнение результатов расчёта по полученным формулам с точным решением А. И. Голубинского (1961). Отмечается, что во всём диапазоне  $[0; 1,0]$  изменения  $\bar{D} = D/l$  ( $D$  – диаметр поперечного сечения фюзеляжа,  $l$  – размах крыла) относительная погрешность не превышает 3,2% (рис.1).

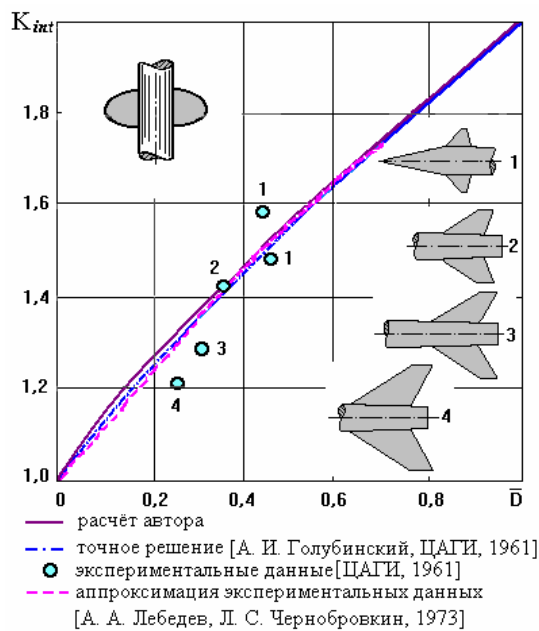


Рис. 1 Сравнение МП с точным решением и экспериментальными данными

В **разделе 2.3** на основе МП получены аналитические конечные формулы для коэффициентов интерференции для компоновки трапециевидного крыла, установленного на круглом фюзеляже по схеме среднеплана. Отмечается, что полученные формулы в данном разделе совпадают для частного случая прямоугольного крыла с ранее опубликованными результатами S. Kirkby и A. Robinson (1947), а для трапециевидного крыла с результатом Р. И. Штейнберга (1967). В этом разделе делается сравнение расчётных данных по МП и ТТТ. Максимальное относительное рассогласование данных не превышает 3,79%. Отмечается недостаток ТТТ, заключающийся в не учёте формы консолей крыла.

В **разделе 2.4** получены формулы коэффициентов интерференции для комбинации круглого фюзеляжа и трапециевидного крыла, произвольно установленного на фюзеляже. На рис.2 показано сравнение результатов расчёта по полученным формулам с данными ТТТ [В. В. Келдыш (ЦАГИ, 1975, 1977)] и численными расчётами по МДВ [Ф. И. Ганиев, М. Е. Юркова (ВВИА, 1971)]. В **разделе 2.5** представлены результаты расчётов коэффициентов интерференции для комбинаций фюзеляжа круглого поперечного сечения и трапециевидного крыла с изломами в поперечной плоскости. На рис.3 показана исследованная геометрия компоновки корпуса с двухзвенным крылом, на рис.4 представлено сравнение расчётов по МП и численному методу



особенностей [В. Н. Вернигора, Л. А. Поздоровкин (ЦАГИ, 1983)], а также показаны экспериментальные результаты (ЦАГИ).

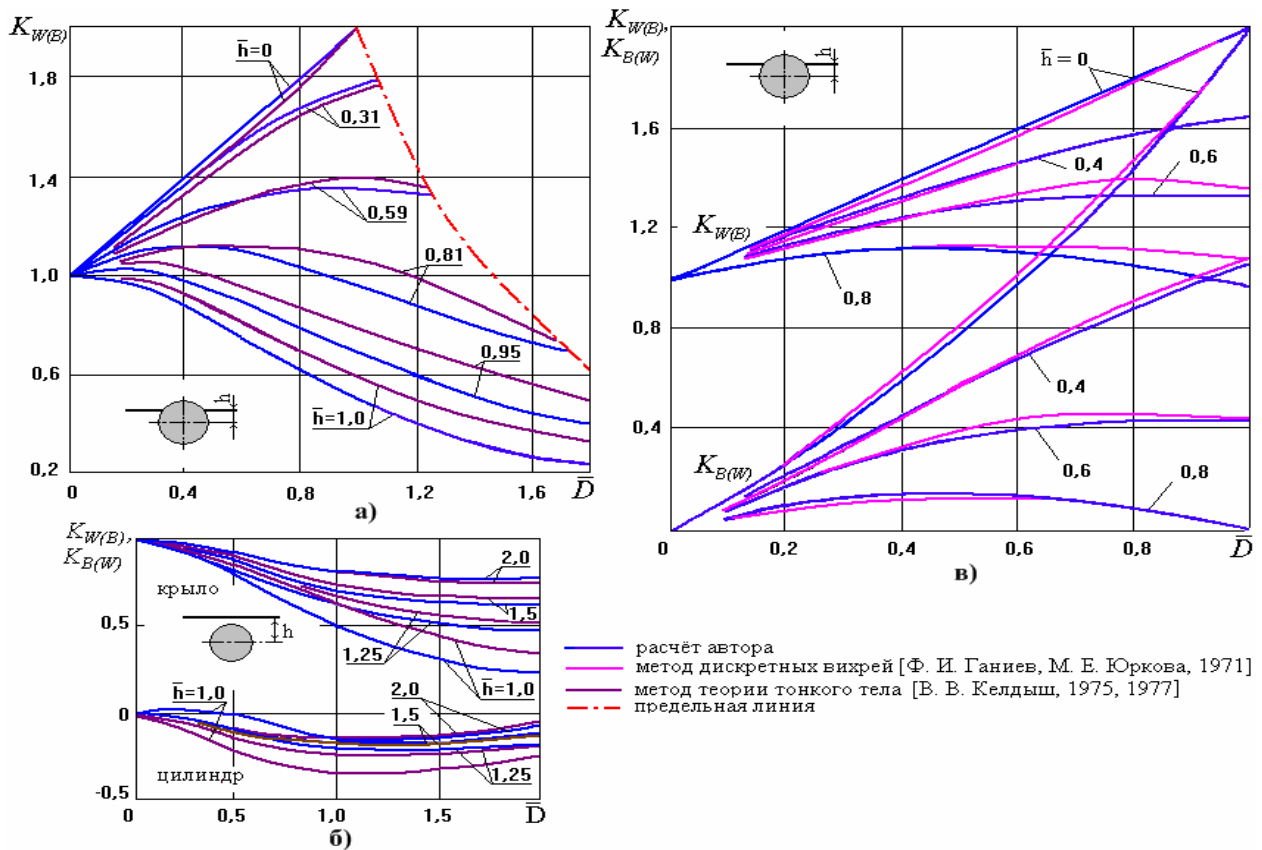


Рис. 2 Сравнение метода полос с теорией тонкого тела (а и б) и МДВ (в)

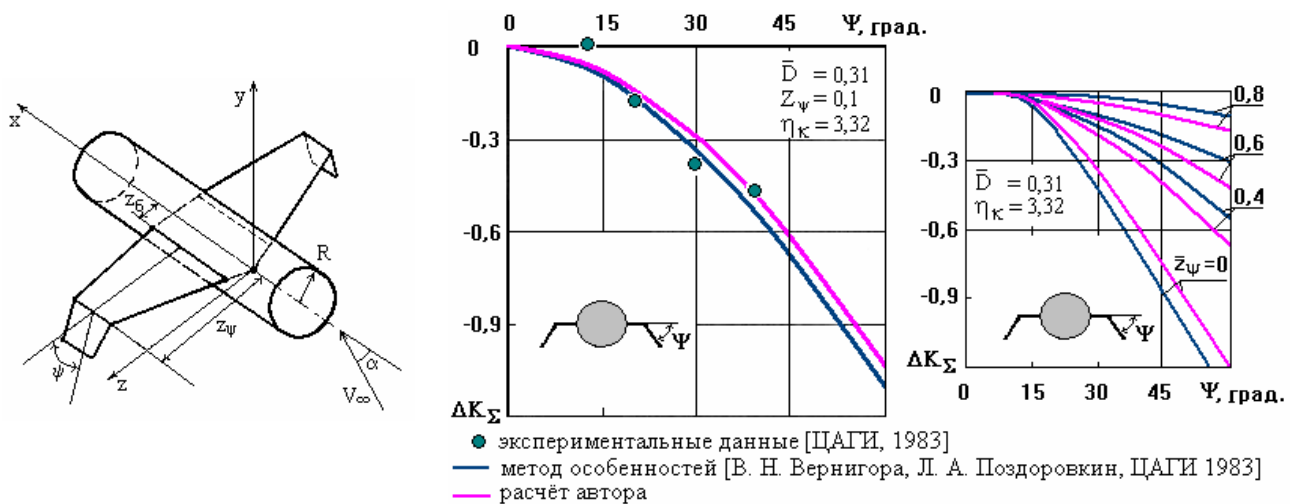


Рис. 3 Геометрия компоновки корпуса с двухзвенным крылом

Рис. 4 Сравнение расчётных данных метода полос и метода особенностей с экспериментальными данными для компоновки фюзеляжа с двухзвенным крылом

**Достоверность** полученных результатов подтверждается хорошим согласованием расчётных данных, полученных разными методами (рис.2 и рис.4) и данными эксперимента (рис.4).

В разделе 2.6 получены формулы коэффициентов интерференции для компоновок фюзеляжа с эллиптическим поперечным сечением и крылом трапецевидной формы в плане. Частный случай полученных формул для комбинации фюзеляжа эллиптического поперечного сечения и трапецевидного крыла, установленного по схеме среднеплана совпадают с результатами, полученными ранее Р. И. Штейнбергом (ЦАГИ, 1968). Отличительной особенностью полученных формул от результата

Р. И. Штейнберга является то, что они позволяют учесть сложную форму крыла в плане (изломы по передней и задней кромкам).

В главе 3 представлены математические модели интерференции фюзеляжа и крыла на основе решения потенциальных задач обтекания двумерных тел и МДВ. В разделе 3.1 приводится постановка задачи расчёта несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло на основе итерационного метода, включающего МДВ для несущей поверхности и различные методы решения потенциальных задач обтекания двумерных тел для учёта влияния фюзеляжа. Основная идея предлагаемого метода состоит в том, что исходная трёхмерная задача разбивается на две: плоскую задачу обтекания поперечного сечения фюзеляжа и пространственную для несущей поверхности. В плоской задаче обтекания контура поперечного сечения фюзеляжа добавляется пара точечных дискретных вихрей. Вихри являются следствием возникшей подъёмной силы на крыле. Согласно теории Н. Е. Жуковского о подъёмной силе крыла, любая несущая поверхность может быть заменена эквивалентным П-образным вихрем, свободные вихри которого при малых углах атаки, лежат в плоскости крыла и простираются до бесконечности. В данной математической модели предлагается каждую консольную часть крыла заменить одним П-образным вихрем, лежащим в плоскости крыла. Интенсивность и координата расположения свободного вихря находятся из уравнений связи, после того как будет вычислена подъёмная сила изолированного крыла по МДВ. В поперечной плоскости течения, т.е. в плоскости поперечного сечения фюзеляжа, учитываются индуцированные скорости от двух точечных вихрей. Предполагается, что поверхность тела является поверхностью отражения для изолированного крыла, поэтому свободные вихри, лежащие на теле взаимно компенсируются левой и правой консолью крыла. Для удовлетворения граничных условий непротекания на поверхности поперечного сечения тела для канонических контуров можно использовать метод инверсии вихрей, а для произвольного поперечного сечения модифицированный двумерный панельный метод. Оба подхода рассмотрены в диссертации. Использование точных решений для канонических поперечных сечений фюзеляжа позволяет существенно уменьшить время расчёта, поскольку вычисления производятся по конечным формулам и не требуются затраты времени на решение системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ). Постановка задачи сводится в конечном итоге к решению следующей СЛАУ

$$\sum_{i=1}^L \Gamma_i (\vec{A}_{ij} \cdot \vec{n}_j) = -(\vec{F}_j \cdot \vec{n}_j), \quad j = 1, \dots, L, \quad (3)$$

где  $\Gamma_i$  – вектор-столбец неизвестных интенсивностей присоединённых вихрей на несущей поверхности;  $\vec{n}_j$  – вектор единичной нормали в  $j$ -ой контрольной точке на крыле;  $\vec{A}_{ij}$  – матрица аэродинамического влияния (МАВ), матрица индуцированных скоростей в контрольных точках поверхности крыла от всей системы подковообразных вихрей (от правой и левой консолей изолированного крыла);  $\vec{F}_j$  – вектор-столбец скоростей, индуцированных в  $j$ -ой контрольной точке крыла набегающим потоком и потоком от поперечного сечения фюзеляжа, включающего в себя либо инверсионные вихри, либо поток от распределённых источников и стоков, обеспечивающих удовлетворение граничных условий непротекания контура от свободных вихрей левой и правой консоли крыла;  $L$  – число контрольных точек, равное количеству присоединённых вихрей на правой обтекаемой консоли крыла. СЛАУ (3) от-

личается от традиционных систем, решаемых для несущих поверхностей в присутствии фюзеляжа, значениями правых частей и МАВ  $\vec{A}_{ij}$ . Для интерференционных задач в расчёт матрицы  $\vec{A}_{ij}$  включаются компоненты индуцированных скоростей от отражённых П-образных вихрей, которые по закону инверсии располагаются внутри окружности. Задача взаимодействия фюзеляжа и крыла решается последовательными приближениями (итерациями). На каждом последующем приближении изменяются только правые части  $\vec{F}_j$  СЛАУ (3), которые изменяются в зависимости от новых интенсивностей свободных вихрей крыла. Таким образом, предлагаемый метод опирается на известный МДВ для несущей поверхности С. М. Белоцерковского, но с изменёнными правыми частями СЛАУ (3). Основной проблемой является вектор-столбец скоростей  $\vec{F}_j$ , который необходимо найти, решив задачу потенциального обтекания сечения фюзеляжа в присутствии пары симметричных вихрей. В разделе 3.2 представлены точные и численные решения потенциального обтекания двумерных тел в присутствии пары точечных вихрей. Подраздел 3.2.1 посвящён решению задачи потенциального обтекания круглого цилиндра в присутствии пары точечных вихрей. Для этого используется ТФКП и запись комплексного потенциала. В подразделе 3.2.2 представлено решение задачи о потенциальном обтекании эллиптического цилиндра в присутствии пары точечных вихрей. Для записи комплексного потенциала используется функция преобразования Н. Е. Жуковского, конформно отображающая внешность эллипса на внешность круга. В подразделе 3.2.3 приводится решение задачи обтекания потенциальным потоком двуугольника, контура, образованного дугами окружности. С помощью ТФКП и функции преобразующей конформно двуугольник в физической плоскости на круг во вспомогательной плоскости записывается комплексный потенциал течения. В подразделе 3.2.4 описывается решение задачи о потенциальном обтекании двух цилиндров, расположенных на некотором расстоянии друг от друга, в присутствии пары вихрей. Здесь используется метод инверсий, приводящий к записи комплексного потенциала в виде бесконечных рядов, связанных с отражениями диполей и вихрей. Показывается сходимость рядов и делается оценка точности метода в зависимости от количества членов ряда (количества инверсий). Описанные математические модели в подразделах 3.2.1-3.2.4 относятся к точным решениям, которые могут быть полезны при тестировании численных методов. Подраздел 3.2.5 содержит описание модифицированного панельного метода для произвольного двумерного контура при наличии пары симметричных вихрей. Предлагаемый панельный метод относится к панельному методу низкого порядка с линейным распределением плотности источников. В конечном счёте, панельный метод приводит к необходимости решать СЛАУ с матрицей, имеющей плотную структуру вида

$$\mathbf{B}\mathbf{X} = \mathbf{R}, \quad (4)$$

где  $\mathbf{B}$  – МАВ, рассчитанная по двумерному панельному методу и зависящая только от геометрии контура поперечного сечения тела;  $\mathbf{X}$  – вектор-столбец неизвестных плотностей источников;  $\mathbf{R}$  – вектор-столбец правых частей, который зависит от интенсивностей свободных вихрей крыла. В диссертации предложено СЛАУ вида (3) и (4) решать методом факторизации, что существенно сокращает время счёта в задачах оптимизации комбинаций фюзеляж-крыло. Путём сравнения точных решений с результатами по панельному методу даётся оценка погрешности данного метода при равномерном разбиении. В подразделе 3.2.6 представлена разработан-

ный автором диссертации ЧАМ, который основан на применении ТФКП и МДВ. Рассматриваются двумерные тела, у которых часть образующей контура является эллипсом или двуугольником, а другая часть может быть произвольной незамкнутой кривой, начало и конец которой лежит на эллипсе или двуугольнике. Незамкнутый контур разбивается на сегменты (элементы), на которых размещаются дискретные вихри и контрольные точки. ЧАМ сводится к решению СЛАУ относительно неизвестных интенсивностей дискретных вихрей. СЛАУ составляется исходя из удовлетворения граничных условий непротекания в конечном числе контрольных точек. Для вычисления МАВ и после решения СЛАУ используется комплексный потенциал ТФКП. В работе показана точность метода путём сравнения результатов с известными точными решениями. Метод обладает преимуществом точных решений на той части контура, где не используется дискретизация. С другой стороны ЧАМ имеет бóльшую гибкость для задания геометрии тела по сравнению с каноническими контурами, для которых известны функции конформного преобразования. К недостаткам ЧАМ можно отнести меньшую гибкость при задании геометрии тел по сравнению с чисто численными методами, например МДВ или панельным методом. **Раздел 3.3** посвящён учёту сжимаемости по методу Бураго Г. Ф. в плоских потенциальных задачах обтекания толстых тел при наличии пары точечных вихрей (рис. 5). Показана высокая точность метода для различных тел путём сравнения с известными теоретическими результатами других авторов (рис. 6).

В **главе 4** приводятся многочисленные сравнения результатов расчёта по методу, предложенному автором диссертации и теоретическими и экспериментальными данными других авторов. В качестве примера на рис. 7 и рис. 8 показаны такие сравнения. В **главе 5** приводится краткое описание аэродинамических экспериментальных исследований, выполненных автором диссертации. Исследовано 3 изолированного фюзеляжа, 3 изолированного крыла и 36 компоновок фюзеляж-крыло. Эксперименты проводились с прямоугольными крыльями удлинения 6 и 1 и фюзеляжами с эллиптическим и круглым поперечными сечениями. На рис. 9 показано сравнение результатов расчёта и эксперимента для отдельных компоновок фюзеляж-крыло схемы высоко- и низкоплана.

В **главе 6** формулируется постановка задачи оптимизации комбинации фюзеляж-крыло для нахождения максимума несущих характеристик компоновки. Задача формулируется как задача нелинейного программирования. Рассматриваются задачи безусловной оптимизации. Для решения задач написана вычислительная программа с применением прямых методов и алгоритмов Хука-Дживса, Пауэлла и других. На рис. 10 представлены результаты оптимизации для комбинаций эллиптического фюзеляжа и прямоугольного крыла. Из рис. 10а видно, что максимальное значение производной коэффициента нормальной силы комбинации фюзеляж-крыло превышает такое же значение для изолированного крыла (крыла с подфюзеляжной частью) и это превышение увеличивается с ростом удлинения крыла и коэффициента сжатия эллиптического поперечного сечения фюзеляжа. На рис. 10б показаны результаты оптимизации относительной ширины фюзеляжа  $\bar{D} = 2a/l$  ( $a$  – горизонтальная полуось эллипса;  $l$  – размах крыла) в зависимости от коэффициента сжатия эллипса и удлинения крыла. Из рис. 10б следует, что максимальные несущие характеристики компоновок фюзеляж-крыло достигаются при оптимальной относительной ширине фюзеляжа, причём фюзеляж эллиптического поперечного сечения может занимать более 30% от размаха крыла большого удлинения. На рис. 11а показано влияние фактора сжимаемости потока на результаты решения задачи оптимизации. Сравнение

результатов оптимизации компоновок фюзеляж-крыло со статистическими данными современных самолётов представлено на рис. 11б, из которого, в частности, следует, что самолёт М-60 (самолёт пятого поколения) имеет оптимальное отношение ширины фюзеляжа к размаху крыла при заданном удлинении крыла.

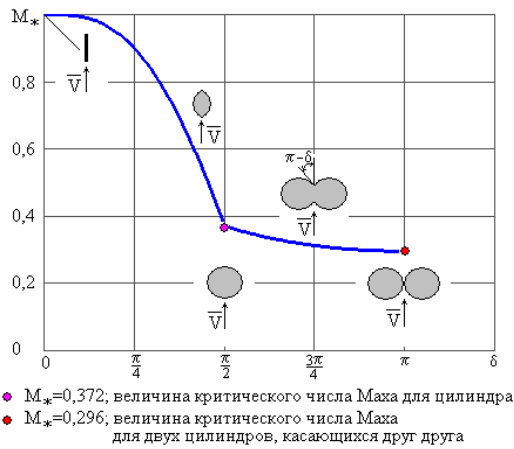


Рис. 5 Зависимость критического числа Маха от формы тела

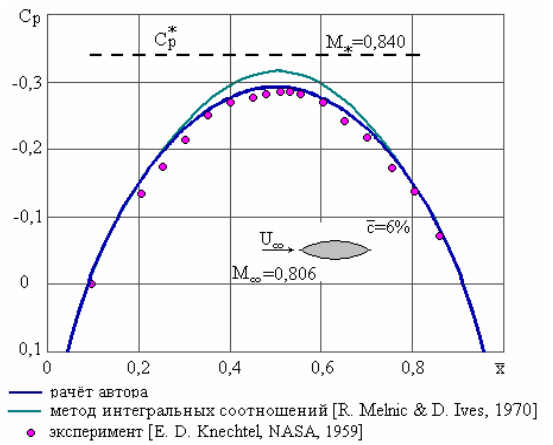


Рис. 6 Сравнение расчётных коэффициентов давления для околоскритического течения

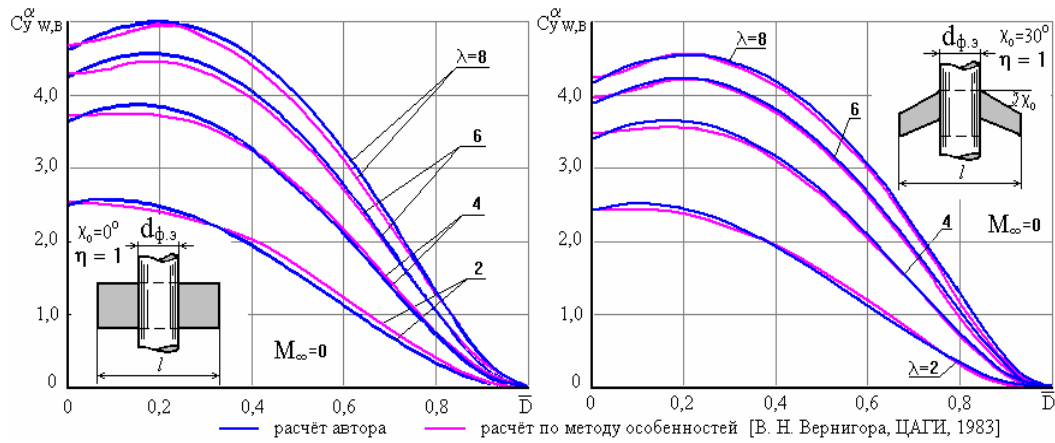


Рис. 7 Сравнение результатов расчёта двух методов для компоновок с прямоугольными и стреловидными крыльями

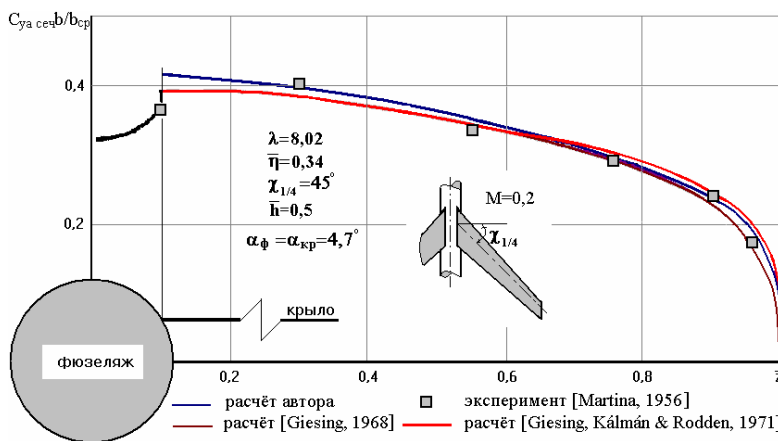


Рис. 8 Сравнение расчётных и экспериментальных данных

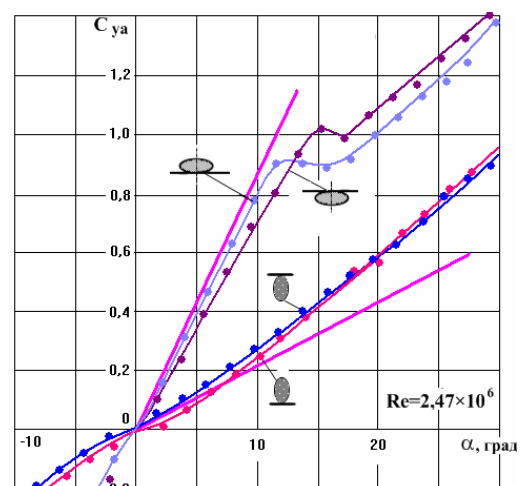


Рис. 9 Сравнение результатов расчёта и эксперимента

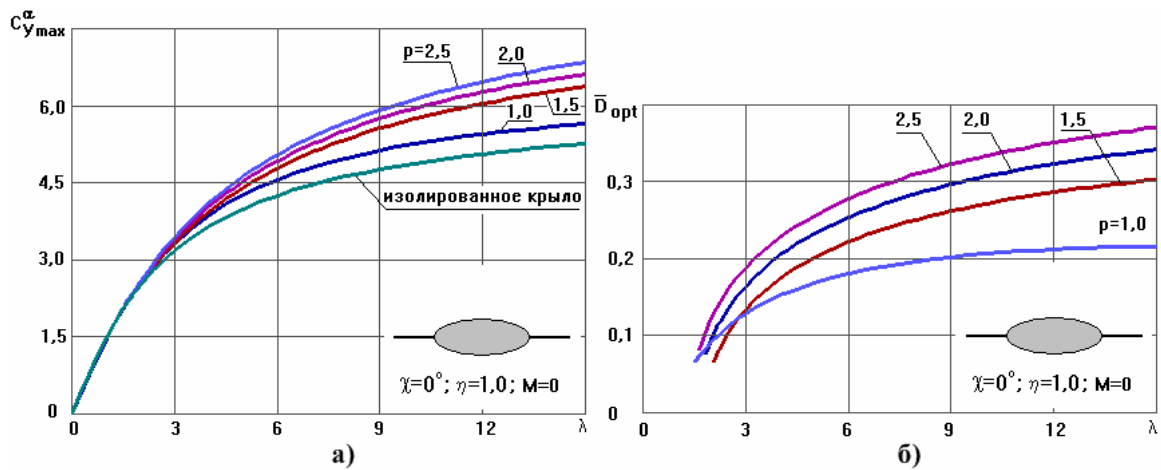


Рис. 10 Результаты оптимизации комбинации фюзеляж-крыло для эллиптического поперечного сечения фюзеляжа и прямоугольного крыла (схема среднеплана)

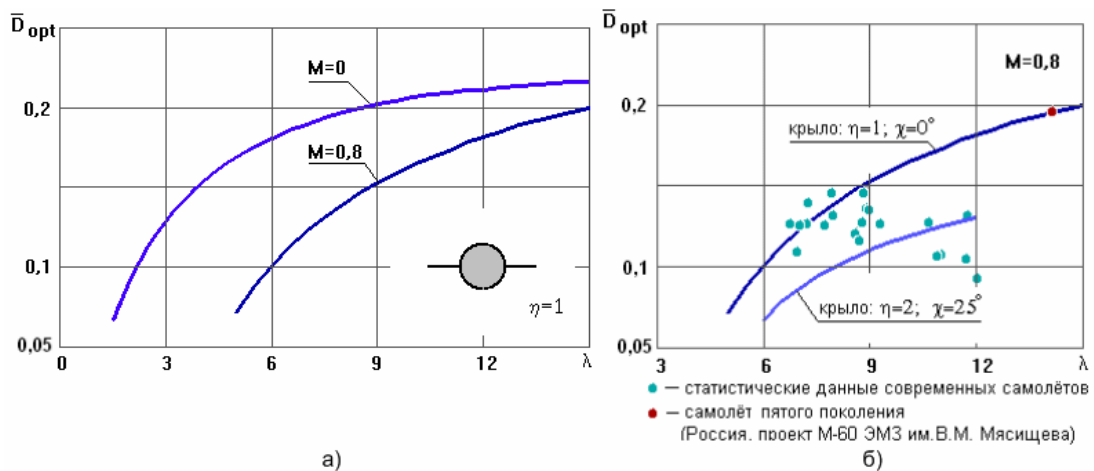


Рис. 11 Влияние сжимаемости потока на оптимальный относительный диаметр компоновки фюзеляж-крыло схемы среднеплана (а); сравнение статистических данных современных самолётов и решения оптимизационной задачи для компоновок самолётов с прямоугольными нестреловидными крыльями и трапециевидными крыльями со стреловидностью 25 градусов (б)

В **заклучении** формулируются основные результаты диссертации.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Получены аналитические решения для коэффициентов интерференции для компоновок: фюзеляжа с круглым и эллиптическим поперечными сечениями и несущей поверхностью с произвольным количеством изломов в поперечной плоскости и изломов передней и задней кромок проекции крыла в плане. Сравнение результатов вычисления коэффициентов интерференции с результатами теории тонкого тела, численными и экспериментальными данными других авторов показало приемлемую точность для инженерных расчётов, что позволяет рекомендовать использование аналитических решений для коэффициентов интерференции на стадии предварительного аэродинамического проектирования новых компоновок ЛА.

2. Разработан итерационный метод расчёта суммарной подъёмной силы комбинации фюзеляж-крыло и распределения подъёмной силы по размаху крыла. Выявлено наличие максимума на зависимости производной коэффициента нормальной силы компоновки от отношения ширины фюзеляжа к размаху крыла. Установлено, превышение производной коэффициента нормальной силы комбинации фюзеляж-крыло над такой же величиной для изолированного крыла с подфюзеляжной частью с таким же удлинением зависит от расположения крыла по высоте фюзеляжа и от формы поперечного сечения фюзеляжа.

3. Предложено применение модифицированного панельного метода в итерационной процедуре интерференции фюзеляжа и крыла для задач с произвольной формой поперечного сечения фюзеляжа и при решении задач с многосвязной областью, когда количество тел в потоке более одного. Разработан новый численно-аналитический метод решения задач потенциальных течений около двумерных тел при наличии пары вихрей. Выполнена оценка точности разработанного метода. Метод обладает повышенной точностью и вычислительной экономичностью по сравнению с обычными методами дискретных особенностей.

4. Получены аналитические решения для задач потенциальных течений около эллипсов, двуугольников и двух цилиндров, расположенных вблизи друг друга, при наличии пары дискретных вихрей в потоке. Разработанные математические модели в задачах аэродинамического проектирования позволяют получить существенный выигрыш компьютерного времени. Предложенная математическая модель течения около двух цилиндров рекомендуется для использования в задачах интерференции компоновки ЛА двухфюзеляжной схемы.

5. Многочисленные сравнения результатов расчёта несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло с теоретическими и экспериментальными данными других авторов, а также экспериментальными результатами автора диссертации позволяет рекомендовать разработанный метод для использования на стадии предварительного аэродинамического проектирования новых ЛА.

7. Решена задача оптимизации комбинации фюзеляж-крыло по максимальным несущим характеристикам компоновки фюзеляжа эллиптического поперечного сечения и прямоугольного крыла схемы среднеплана. Установлено, что с ростом удлинения прямоугольного крыла и коэффициента сжатия эллипса оптимальное значение отношения ширины фюзеляжа к размаху крыла возрастает, при этом увеличивается и положительная величина разности  $C_{y(кр,ф)max}^{\alpha} - C_{yкр}^{\alpha}$ . Показано, что учёт сжимаемости потока при решении задач оптимизации несущих характеристик компоновок фюзеляж-крыло приводит к снижению величины  $\bar{D}_{opt}$  для заданных значений удлинений крыла.

8. Показано, что компоновки фюзеляж-крыло современных самолётов имеют приблизительно оптимальные значения отношения диаметра фюзеляжа к размаху крыла. Однако, для самолётов будущего с большими значениями удлинения крыла и относительного диаметра фюзеляжа необходимо использовать результаты решения задачи оптимизации, представленные в диссертации.

## СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

### Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК РФ

1. Фролов, В. А. Численно-аналитический метод решения задач потенциального течения около группы двумерных тел [Текст]/ В. А. Фролов//Вест. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2004. – №1(5). – С.52-60.
2. Фролов, В. А. Исследование интерференции компоновки корпус-крыло панельным методом [Текст]/ В. А. Фролов, А. В. Пирский//Изв. вузов. Авиац. техника. – 1988. – № 3. – С.81-83.

### Публикации в других изданиях

3. Фролов, В. А. Интерференция корпуса кругового поперечного сечения и трапециевидного крыла с учётом его расположения по высоте корпуса и угла поперечного V [Текст]/ В. А. Фролов, В. Г. Шахов//Тр. XVII Чтений, посвящ. разраб. науч. насл. и развит. идей К. Э. Циолковского. Секц. «Авиац. и воздухоплав.».–М.: ИИЕТ АН СССР, 1983.–С.38-47.

4. *Фролов, В. А.* Интерференция между крылом с поперечным  $V$  и телом вращения [Текст]/ *В. А. Фролов*/В сб.: Гидрогазодинамика летательных аппаратов и их систем. Межвуз. сб. – Куйбышев: Куйбышев. авиац. ин-т, 1984. – С.33-41.
5. *Фролов, В. А.* Применение метода полос к расчёту несущих свойств системы корпус-крыло [Текст]/ *В. А. Фролов, В. Г. Шахов*/В сб.: Вопр. аэродинамики и динамики полёта ЛА. Сб. науч. тр. – М.: ЦНТИ «Волна», 1985. – С.39-43.
6. *Фролов, В. А.* Расчёт коэффициента влияния формы корпуса на несущие свойства крыла [Текст]/ *В. А. Фролов, В. Г. Шахов*/В сб.: Вопр. моделир. процессов газовой динамики и аэродинамики. Сб. науч. тр. – Ташкент: Ташкент. политех. ин-т, 1985. – С.44-55.
7. *Фролов, В. А.* Метод расчёта несущих характеристик для предварительного аэродинамического проектирования пространственной компоновки корпус-крыло [Текст]/ *В. А. Фролов, В. Г. Шахов*/В сб.: Прикл. аэрогазодинамика ЛА. Сб. науч. тр.– Днепропетровск, 1986.–С.25-29.
8. *Фролов, В. А.* Расчёт коэффициента подъёмной силы комбинации «эллиптический корпус-крыло» [Текст]/ *В. А. Фролов, В. Г. Шахов*//Вопр. авиац. науки и техн. Науч.-техн. сб. Сер. «Аэродинамика и прочность ЛА». Вып. 3. Аэродинамика ЛА и их частей. – Новосибирск: СибНИА, 1988. – С.163-176.
9. *Фролов, В. А.* Применение метода полос для расчёта несущих характеристик на этапе предварительного проектирования пространственных компоновок корпус-крыло [Текст]/ *В. А. Фролов, В. Г. Шахов*//Тр. XXII Чтений, посвящ. разраб. науч. насл. и развит. идей К. Э. Циолковского. Секц. «Авиац. и воздухоплав.».–М.: ИИЕТ АН СССР, 1988. – С.3-11.
10. *Фролов, В. А.* Распределение подъёмной силы в комбинациях корпус-крыло при дозвуковых скоростях обтекания [Текст]/ *В. А. Фролов*//Тр. XXVI Чтений, посвящ. разраб. науч. насл. и развитию идей К. Э. Циолковского. Секц. «Авиац. и воздухоплав.», Пробл. авиац. и воздухоплав. – М.: ИИЕТ РАН, 1992. – С.26-31.
11. *Фролов, В. А.* Оптимальное аэродинамическое проектирование комбинаций фюзеляж-крыло для достижения максимальных несущих характеристик [Текст]/ *В. А. Фролов*//Вест. акад. космонав. Управл. движ. и навигация ЛА. Сб. тр. VIII Всерос. науч.-техн. сем. по управл. движ. и навигации ЛА – Самара: Самар. филиал Акад. космонав., 1998. – С.245-247.
13. *Фролов, В. А.* Повышение точности расчёта в методе дискретных вихрей для комбинаций фюзеляж-крыло [Текст]/ *В. А. Фролов*//Управл. движ. и навигация ЛА: Сб. тр. XI Всерос. науч.-техн. сем. по управл. движ. и навигации ЛА/Самар. гос. аэрокосм. ун-т, Самара, 2003. – С.282-287.
12. *Фролов, В. А.* Численно-аналитический метод решения потенциальных задач обтекания тел вблизи экрана в присутствии пары вихрей [Текст]/ *В. А. Фролов*//Тр. XII Междунар. симп. «Методы дискретных особенностей в задачах матем. физики» (МДОЗМФ-2005). – Харьков-Херсон: – 2005. – С.359-362.
13. *Фролов, В. А.* Новый метод построения решения задачи о потенциальном течении около двумерных тел [Текст]/ *В. А. Фролов*//Гидродинамика больших скоростей и числ. моделирование: матер. 3-й междунар. летн. науч. школы. – Кемерово: ИНТ, 2006. – С.459-467.
14. *Frolov, V. A.* Optimum aerodynamic design of body-wing combinations at mean angles of attack and subsonic speeds [Text]/ *V. A. Frolov*//Second International Aerospace Congress (IAC'97), Abstracts, August 31 – September 5, 1997, Moscow, Russia. – P.201.
15. *Frolov, V. A.* High-speed flows of the compressible fluid around two circle contours with a pair of symmetric vortices [Text]/ *V. A. Frolov*//Int. Summer Sc. School High Speed Hydrodynamics, June 16-23, 2002, Cheboksary, Russia – Comp. Publ., Cheboksary, Russia/Washington, USA. – 2002. – P.331-338.
16. *Frolov, V. A.* High-speed compressible flows about axisymmetric bodies [Электронный ресурс]/ *V. A. Frolov*//Proc. of Fifth Int. Symp. on Cavitation (Cav2003), Osaka, Japan, 2003, CD-ROM: Cav03-OS-7-004, P.1-9.