

A $\frac{81}{19481}$

КОНТРОЛЬНЫЙ ЭКЗЕМПЛЯР

АКАДЕМИЯ НАУК СССР
СИБИРСКОЕ ОТДЕЛЕНИЕ
ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ

На правах рукописи

Федосов Вячеслав Петрович

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ
КВАЗИПРИЗМАТИЧЕСКИХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ УГЛОВЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

01.02.05. - механика жидкости, газа и плазмы

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск - 1981

Работа выполнена в Институте Теоретической и прикладной механики СО АН СССР

Научный руководитель: академик АН СССР
Н.Н.Яненко

технических наук
д-р А.С.Попыталов
кандидат физико-математических наук
научный сотрудник А.М.Блохин

Защита состоится " " _____ 1981г.
на заседании специализированного совета 4003.22.01 при Институте Теоретической и прикладной механики СО АН СССР по адресу: г. Новосибирск, 90, ул. Институтская 4/1

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИГиМ СО АН

Автореферат разослан " " _____ 1981г.

Ученый секретарь
специализированного совета 4003.22.01
к.ф.-м.н., с.н.с. *Григорьев* Д.Н.Григорьев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. В последнее время назрела необходимость расчета аэродинамических характеристик, как локальных (распределенных), так и суммарных, для существенно пространственных самолетных компоновок. Методы, обеспечивающие расчет подобных компоновок, должны удовлетворять некоторым, достаточно жестким, требованиям. Во первых, метод должен быть простым в реализации, т.е. обладать простым алгоритмом. Во вторых, программа расчета, реализующая данный алгоритм, должна занимать небольшой объем машинной памяти, порядка оперативной памяти машины. И третье требование, чтобы сам расчет занимал незначительное количество машинного времени при достаточной точности расчета. Для пространственных комбинаций, мало возмущающих внешний поток, такими методами являются методы, основанные на линейной теории. Задачами обтекания сверхзвуковым потоком газа в линейной постановке слабо изогнутых, мало возмущающих внешний поток, поверхностей занимался ряд ведущих ученых, как советских, так и зарубежных. В Советском Союзе линейной теорией сверхзвукового обтекания слабо изогнутых поверхностей (как частный случай – крыла произвольной формы в плане) занимались следующие ученые: С.В.Фалькович, Е.А.Красильщикова, Б.И.Фридлендер, Н.Ф.Воробьев, Я.С.Щербак, Л.А.Косяченко, С.А.Попыталов, А.И.Уткин, В.И.Михайлов, К.Я.Косяченко, Г.К.Щербаков, Ф.И.Ганиев, А.М.Гусаковский, А.Г.Мратов, С.М.Белоцерковский, Н.А.Кудрявцева, Б.И.Федотов, В.М.Шурыгин, А.А.Гладков и многие другие. К зарубежным ученым, занимавшимся вопросами линейной теории относятся: Т.Карман, Л.Прандтль, Ю.Аккерет, А.Буземанн, И.Эдвардс и ряд других.

В настоящее время существует несколько апробированных программ для расчета тонких слабо изогнутых крыльев произвольной формы в плане, основанных на методе Е.А.Красильщиковой (метод потенциала возмущенной скорости); а также программ для расчета конкретных компоновок, состоящих из нескольких базовых плоскостей. Последние программы основаны на решении интегрального уравнения (либо систем) для возмущенного давления по поверхности расчетной комбинации. Однако до настоящего времени не существует программы, позволяющей рассчитывать аэродинамические распределен-

ные характеристики (распределение давления, распределение компонент скорости по поверхности тела и т.д.) для достаточно широкого класса пространственных конфигураций, основанного на линейной теории (линеаризованном уравнении движения Эйлера).

Целью диссертации являлось создание как метода расчета сверхзвукового обтекания пространственных, квазипризматических (т.е. мало отличающихся в норме $C'(\omega)$ от призматических) угловых конфигураций на базе потенциала возмущенной скорости, так и программной реализации метода в форме универсальной программы-модуля, пригодного для включения в пакет прикладных программ по аэродинамике.

Научная новизна предлагаемого в диссертации метода заключается в использовании точных решений волнового уравнения (функции Грина) в ряде канонических областей, на которые разбивается все поле течения вне базовой пространственной угловой призматической конфигурации довольно произвольного вида. Указанные точные решения используются при составлении замкнутой системы интегральных уравнений для скосов потока на щелевых областях граничного многообразия цепочки канонических областей (щелевые области суть свободные от граничных условий граничные подмногообразия). При этом используются условия сшивки решения (потенциала) и его первых производных почти всюду (т.е. потенциал непрерывен всюду, за исключением вихревой пелены, а первые производные непрерывны в поле течения, за исключением счетного числа характеристических поверхностей). При создании метода также были получены точные решения волнового уравнения для ряда краевых задач: 1) смешанной задачи для двугранного угла, т.е. на одной грани задано условие Неймана, на другой — условие Дирихле (обобщение решения А. Зоммерфельда); 2) задачи с наклонной производной на временноподобной полуплоскости с постоянными коэффициентами в наклонной производной. При анализе интегральных операторов, входящих в систему интегральных уравнений для скосов, был выделен класс интегральных операторов с разностным ядром типа Вольтера (в общем случае — многомерных) допускающий эффективное (аналитическое) обращение и получен ряд соответствующих обратных операторов. При апробации универсальной программы MARK были получены новые результаты по расчету сверхзвукового обтекания таких конфигураций как двугранный угол $3\pi/2$ (прямая и обратная задачи); сочленение двугранных уг-

лов $\frac{3}{2}$ и $\frac{3}{2}$ (прямая задача), многосвязное крыло произвольной формы в плане (прямая и обратная задачи); комбинации крыла (переменной стреловидности) с двумя мотогондолами прямоугольного сечения; комбинации крыла с двумя мотогондолами, подвешенными на пилонах; моделей в аэродинамической трубе прямоугольного сечения (прямая и обратная задачи) с учетом влияния стенок на характеристики обтекаемых моделей.

Практическая ценность работы заключается в непосредственном использовании как вышеперечисленных результатов, так и в использовании У/П МАРК для расчета произвольных пространственных конфигураций организациями и предприятиями, занимающиеся конструированием сверхзвуковых летательных аппаратов. В настоящий момент результаты по расчету комбинации крыло-мотогондолы (и программа, ведущая расчет данной конкретной конфигурации) внедрены на одном из отраслевых предприятий.

На защиту выносятся:

- метод расчета сверхзвукового обтекания пространственных квазипризматических угловых конфигураций в рамках линейной теории.
- универсальная программа МАРК, реализованная на основе созданного метода.
- результаты расчета по У/П МАРК ряда конкретных пространственных конфигураций.

Апробация работы. Основные результаты диссертации докладывались на:

- 1) конференции молодых ученых ЦАГИ (Москва, 1978г.)
- 2) конференции по численным и асимптотическим методам в механике сплошной среды (г.Киев, 1980г.)
- 3) 3-м заседании АЛМОЭКС (г.Москва, 1981г.)
- 4) 4-й Сибирской школе молодых ученых по технологии разработки пакетов прикладных программ (г.Иркутск, 1981г.)
- 5) 7-м Всесоюзном семинаре по комплексам программ математической физики (г.Горький, 1981г.)

и неоднократно в ИТГМ СО АН СССР на семинарах "Численные методы в механике сплошных сред" и "Аэродинамика больших скоростей и течения вязкой жидкости

Объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав и заключения, объем 160 стр., включая 42 рисунка, 8

таблиц и списка цитируемой литературы, состоящего из 80 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении приводится обзор литературы, содержащий вопросы близкие по тематике к настоящей работе, а также обоснована актуальность темы и сформулирована цель исследования. Кратко изложена научная новизна полученных в работе результатов.

В первой главе излагаются теоретические основы метода расчета сверхзвукового обтекания квазипризматических пространственных конфигураций в рамках линейной теории. В пункте I.1 содержится математическая постановка задачи, пригодная для математического описания как для сверхзвукового стационарного трехмерного обтекания в акустической (линейной) постановке, так и для двумерной нестационарной акустики с граничными условиями на сторонах полигона, т.е. конфигурации, образованной отрезками прямой линии. В пункте I.2 анализируются области зависимости и влияния для волнового уравнения с краевыми условиями, заданными на поверхностях как пространственноподобных, так и временноподобных. Показано, что области влияния в обоих случаях можно определить как замыкание множества временноподобных кривых, проходящих через одну точку. В пункте I.3 применен метод отражения для определения функции Грина в случае призматических плоскостей следующего вида: полуплоскость; произвольный двугранный угол; прямоугольная призма; частный случай прямоугольной призмы с одной стенкой удаленной на бесконечность; треугольные призмы $(\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{4}, \frac{\pi}{4})$, $(\frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{3}, \frac{\pi}{3})$. Для указанных областей и двугранного угла $\gamma = \pi/2$ при решении смешанной краевой задачи (т.е. на части сторон призм задано условие Неймана, на другой части — условие Дирихле) получены функции Грина в виде суперпозиции фундаментальных решений для семейства точек, зеркально симметричных относительно границ полигона исходной точки, т.е. в форме:

$$G(M, M_0) = \sum_{i,j,k,l} (-1)^{P(i,j,k,l)} G(M, M_{i,j,k,l}) \quad (I)$$

где: M_0 — исходная точка.

$M_{i,j,k,l}$ — семейство зеркально симметричных точек.

$P(i,j,k,l)$ — целочисленная линейная функция своих аргументов.

Показано, что только для вышеуказанных областей возможно представление функции Грина в виде (I). Для произвольного угла в случае смешанной краевой задачи получено интегральное представление функции Грина, являющееся обобщением решения А.Зоммерфельда. Кроме перечисленных типов граничных условий (т.е. условий Неймана и Дирихле) на временноподобных плоскостях, интересно рассмотрение краевого условия типа наклонной производной, т.е. линейной комбинации первых производных от решения. Данное краевое условие встречается при анализе течений в областях с перфорированными (частично проницаемыми) границами. В пункте I.4 рассмотрена модельная задача для волнового уравнения с заданной наклонной производной на временноподобной полуплоскости. Получено точное решение с постоянными коэффициентами в наклонной производной и проведен анализ областей влияния и зависимости указанной краевой задачи. Показано, что в зависимости от значений коэффициентов (параметров наклонной производной), поставленная задача может быть как корректной, так и не корректной. Выяснены типы некорректности для различных значений параметров из областей некорректности. В пункте I.5 изложен метод граничных интегральных уравнений, основанный на использовании функции Грина смешанных задач для канонических областей, перечисленных в пункте I.3. Поле течения вне базовой призматической конфигурации, представляющей собой сочленение двугранных углов, кратных $\pi/2$, разбивается продолжениями плоскостей на вышеперечисленные канонические области. Таким образом, границы канонических областей представляют собой объединение двух многообразий — собственно граничное многообразие, несущее заданное краевое условие, и, так называемое в дальнейшем, щелевое многообразие, свободное от краевых условий. Посредством щелевых многообразий течения внутри канонических областей взаимодействуют между собой т.е. каждое щелевое многообразие принадлежит паре соседних областей.

Из условий сшивки на щелевых многообразиях граничных областей найдена замкнутая каноническая система двумерных интегральных уравнений для скосов потока (нормальных компонент скорости). Условиями сшивки являются: непрерывность решения почти всюду, за исключением вихревой пелены и самой поверхности несущей граничное условие, а также непрерывность первых производных от ре-

шения почти всюду, за исключением счетного числа характеристических поверхностей, несущих разрывы первых производных.

Вышеупомянутая каноническая система интегральных уравнений для скосов потока на щелевых многообразиях имеет следующий вид:

$$2 \cdot B_{\infty}^k \theta_k + \sum_{r=k}^N \sum_{n_1, m_1}^{M_1} \sum_{m_2}^{M_2} B_{n_1 m_1}^r \theta_r + \sum_{r=k}^N \sum_{n_2, m_2}^{M_3} \sum_{m_4}^{M_4} B_{n_2 m_2}^r \theta_r = f_k + [\varphi]_k \quad (2)$$

где: θ_k - нормальная производная решения на k -той щелевом многообразии (скосов потока). $r, k = 1, 2, 3, \dots, L$

L - общее количество щелевых подобластей (щелей).

$[\varphi]_k$ - разрыв потенциала на k -том щелевом многообразии, если оно является вихревой пеленой.

N - количество щелей, принадлежащих границе двух канонических областей, разделяющей границей которых служит k -ая щель.

Числа M_1, M_2, M_3, M_4 и вид двумерных интегральных операторов связаны с семейством зеркально симметричных точек пары канонических областей. Общий вид интегральных операторов следующий:

$$B_{n m}^r \theta_r = \frac{1}{x} \iint \left[(x-x_0)^2 - (z-z_0 - l_1 z_1)^2 - (y_r - y_k - l_m z_2)^2 \right]^{-1/2} \theta(x, z) dx dz \quad (3)$$

При этом переменная интегрирования z считается принадлежащей щелевому многообразию, а координата y - ортогональна ему. Величины z_1 и z_2 есть размеры канонической области по оси z и y соответственно. Интегрирование в (3) ведется по пересечению носителя ядра оператора $B_{n m}^r$ и носителя функций θ_r .

Система уравнений относится к интегральным уравнениям I-го рода типа Вольтера с разностными ядрами. В пункте I.6 выделен класс ядер интегральных операторов указанного типа, допускающих эффективное обращение (аналитическое представление обратных операторов). В таблице данного пункта приводится ряд интегральных операторов, одномерных и двумерных, с соответствующими обратными операторами. В этом же пункте определены множества корректности для интегральных уравнений I-го рода указанного класса с ядрами типа потенциала. В частности показано, что множеством корректности для системы (2) служит пространство Гельдера с показателем $\alpha > \frac{1}{2}$ по обоим переменным, т.е. для получения устойчивого численного решения достаточно принадлежность правой части пространству непрерывно-дифференцируемых функций. В следующем пункте I.6 проведено исследование операторов $B_{n m}^r$, входящих в каноническую

систему (2). В последнем пункте I.8 первой главы предлагается метод численного решения оптимизационной задачи для пространственных квазипризматических угловых конфигураций, т.е. построение некоторых участков поверхности комбинации при фиксированной остальной поверхности из критерия безусловной минимизации функционала индуктивно-волнового сопротивления. Показано, что при этом на данных участках реализуется нулевое распределение давления.

Во второй главе излагается численный метод расчета сверхзвукового обтекания квазипризматических угловых конфигураций (решения прямой и обратной задач). В пункте 2.1 предложен проекционный метод решения основной канонической системы интегральных уравнений, описанных в первой главе. При этом вводится проектирующий оператор (проектор) согласно следующему правилу:

$$P_n \varphi = \sum_{m,\tau} \sum_{m,\tau} f^{m,\tau}(\xi, \eta) P_{m,\tau}^n(\xi, \eta); \quad \varphi \in C; \quad P_n \varphi \in C^n \quad (4)$$

где: $f^{m,\tau}$ - характеристическая (единичная) функция ячеек расчетной сетки, определенная как:

$$f^{m,\tau}(\xi, \eta) = \begin{cases} 1 & \xi, \eta \in D_k^{m,\tau} \\ 0 & \xi, \eta \notin D_k^{m,\tau} \end{cases} \quad (5)$$

$D_k^{m,\tau}$ - ячейка с координатами центрального узла (m, τ) , принадлежащая k -той щели:

$P_{m,\tau}^n$ - двумерный полином степени n

$$P_{m,\tau}^n(\xi, \eta) = \sum_{j=0}^n \sum_{\tau=0}^j a_{\tau j}^{m,\tau} \xi^\tau \eta^{j-\tau} \quad (6)$$

Указанный проектор применяется при переходе к конечномерной аппроксимации интегральных операторов. Вычислив моменты ядер интегральных операторов (3) относительно расчетной ячейки из условия эквивалентности интегрального оператора его конечномерной аппроксимации (кубатурной формуле) на классе функций (4), получается линейная алгебраическая система для определения коэффициентов кубатурного представления. В конце пункта I.8 исследуется сходимость и устойчивость предложенного метода, при этом показано, что численное решение сильно (по норме) сходится к точному, если область значений проектора P_n является подмножеством множества корректности интегрального уравнения. Следовательно, для корректной разрешимости системы (2) достаточно, чтобы $P_n \varphi \in C$, т.е. лж (см. пункт I.6).

В следующем пункте 2.2 излагается алгоритм предложенного ме-

метода вычисления локальных аэродинамических характеристик, с последующими вычислениями суммарных характеристик, для произвольной пространственной призматической угловой конфигурации, представленной в виде набора двугранных углов, кратных $\frac{\pi}{2}$. Далее описывается реализация данного алгоритма в универсальной программе МАРК (Модуль Аэродинамического Расчета Комбинаций). Универсальность программы МАРК заключается не только в широком классе расчетных комбинаций, но и многорежимности счета (решение прямой, обратной и оптимизационной задач). При этом возможно для конкретной конфигурации одновременное использование всех трех режимов, т.е. одни участки поверхности в конфигурации считаются в режиме прямой задачи, другие - в режиме решения обратной задачи, третьи - в режиме решения оптимизационной задачи.

В пункте 2.3 проводится оценка времени решения для произвольной конфигурации, поле течения вне которой разбито на N канонических областей. Здесь же получена верхняя оценка времени решения в следующем виде:

$$T_p < C \cdot N \cdot \left(\frac{I_{max}}{I_{min}} \right) k^4 \quad (7)$$

где: T_p - время расчета комбинации

N - число канонических областей, на которые разбито все поле вне базовой призматической конфигурации.

I_{max}, I_{min} - максимальный и минимальный размеры в шагах расчетной сетки канонической области.

k - глубина расчета в шагах сетки (по продольной координате).

C - константа, характеризующая быстродействие ЭВМ на которой производится расчет. Для ЭВМ БЭСМ-6 $C \sim 10^{-4}$

Минимаксные величины выбираются из множества N канонических областей, составляющих цепочку. В следующем пункте 2.4 проведено достаточно полное описание входной и выходной информации при использовании У/П МАРК. Так как У/П МАРК реализована в двух вариантах - пакетном и диалоговом, то описание интерфейса приведено только для второго, т.е. диалогового варианта. В виду оценки (7) последний вариант имеет смысл применять при грубых, качественных расчетах, т.е. при небольшом количестве расчетных ячеек, и па-

кетный вариант, соответственно, для более точного расчета с меньшим значением шага расчетной сетки.

В третьей главе анализируются результаты расчета проведенные с помощью У/П МАРК для ряда конкретных пространственных компоновок. В пункте 3.1 рассмотрено сверхзвуковое обтекание конечного клина. Для данного тела известно точное решение (в рамках линейной теории полученное по формуле Е.А.Красильщиковой со сноской условий непротекания с граней клина на базовую плоскость). Второй тестовый расчет приведен в пункте 3.2, где рассмотрено обтекание двугранного угла $3\pi/2$. В этом случае также известно точное решение и есть соответствующие экспериментальные данные. Расчет проведен в трех вариантах: в первом-угол атаки равен углу скольжения (течение симметрично относительно биссекторной плоскости), во втором-угол атаки равен нулю (горизонтальная грань не возмущает поток), в третьем-угол скольжения равен нулю (вертикальная грань не возмущает потока). Результаты расчета совпадают с точным решением с точностью до малой погрешности расчета. (см. рис. I). В пункте 3.3 проводится сравнение расчетных данных с экспериментальными для комбинации (сочленение) двух двугранных углов $\pi/2$ и $3\pi/2$, называемой "уступом" и представляющей собой две горизонтальные полуплоскости (одна ниже другой) с частью вертикальной плоскости, соединяющей две предыдущие полуплоскости. Расчетные результаты хорошо согласуются с экспериментом на ребре интерференции (угол $\pi/2$). На ребре дифракции (угол $3\pi/2$) согласие хорошо выражено далее одного калибра (за калибр выбрана высота уступа), и существует различие на начальном участке (до одного калибра). Это различие также объясняется наличием на вертикальной грани (в эксперименте) развитого отрывного течения (вихревой жгут). Выход волны сжатия с нижней горизонтальной полуплоскости на ребро дифракции разрушает данный вихревой жгут, и распределение давления далее близко к расчетному (безотрывное течение), изображенному на рис. I. В пункте 3.4 представлены результаты расчета изолированных крыльев, с передней кромкой переменной стреловидности, как односвязных, так и многосвязных (с щелевыми вырезами). Показано, что наличие щелевых вырезов приводит к перераспределению давления на крыле в зоне влияния указанных вырезов. (рис.2) В следующем пункте 3.5 приводятся результаты расчета комбинации крыла (передняя кромка переменной стреловидности) с двумя мотогондолами квазипризматического типа. Рассмотрено два

основных варианта мотогондол – с постановкой мотогондол на клинья слива и без них. Для последнего варианта исследовалось влияние межгондольных вставок на локальные и суммарные характеристики комбинации. Для варианта с клиньями слива проводились параметрические исследования, включающие в себя варьирование геометрических размеров мотогондол, их размещения по крылу, деформации стенок мотогондол, а также варьировались углы атаки комбинации и число Маха набегающего потока. На рис. 3 приведено распределение давления на развертке граней базовой конфигурации для натурной геометрии компоновки СПС. . Расчетным путем была определена оптимальная поверхность внутренней стенки мотогондол (по отношению к плоскости симметрии комбинации), доставляющая минимум функционалу индуктивно-волнового сопротивления. Для геометрии поверхностей комбинации, близкой к натурной геометрии СПС было проведено сравнение расчетных материалов с результатами эксперимента (модельного и натурального). Далее в пункте приводится распределение давления на комбинации крыло (полуплоскость) с двумя мотогондолами квазипризматического типа, подвешенными к плоскости крыла на пилонах, и анализируется сложная картина распространения возмущения в полузамкнутом межгондольном пространстве, характерная для данной комбинации. В пункте 3.6 результаты расчета относятся к сверхзвуковому обтеканию моделей в аэродинамической трубе прямоугольного сечения. Продольные размеры модели были больше характеристического ромба трубы, т.е. стенки аэродинамической трубы оказывали существенное влияние на локальные и суммарные характеристики обтекаемой модели. Кроме решения прямой задачи – определения характеристик модели в трубе с плоскими жестко отражающими стенками, решена обратная задача – определена деформация стенок трубы, при условии реализации на них (стенках) давления, равного давлению на контрольной поверхности, совпадающей со стенками трубы, для изолированной модели. (рис.4). В последнем пункте 3.7 третьей главы приводятся результаты расчета обратной задачи (определение деформации поверхности конфигурации из условия реализации на ней заданного давления) для двух комбинаций: двугранного угла $3\pi/2$ и крыла с передней кромкой переменной стреловидности.

Выводы.

1. На основе найденных функций Грина смешанных задач для ряда канонических областей предложен метод расчета сверхзвукового обтекания пространственных квазипризматических угловых конфигураций в рамках линейной теории (метод потенциала возмущенной скорости).
2. Создана, на основе предложенного метода, универсальная программа МАРК, позволяющая проводить решение прямой, обратной и оптимизационной задач обтекания широкого класса угловых конфигураций, представимых в виде сочленения двугранных углов, кратных $\frac{\pi}{2}$.
3. Проведена успешная проверка работоспособности метода и программы на ряде тестовых конфигураций, для которых известны точные решения волнового уравнения и имеются результаты экспериментов.
4. С помощью У/П МАРК проведены расчеты по сверхзвуковому обтеканию ряда сложных пространственных конфигураций таких как: комбинации крыла с двумя мотогондолами квазипризматического типа, многосвязного крыла произвольной формы в плане, моделей, обтекаемых в аэродинамической трубе прямоугольного сечения.

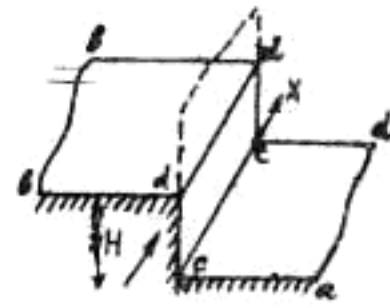
Основное содержание диссертации опубликовано в следующих работах:

1. О некоторых свойствах обратного оператора Абеля. Сборник "Инверсия Абеля и ее обобщение." ИТПМ СО АН СССР. Новосибирск, 1978г.
2. О некоторых обобщениях уравнения Абеля. Сб. "Инверсия Абеля и ее обобщение". ИТПМ СО АН СССР, Новосибирск, 1978г.
3. Решение трехмерного волнового уравнения вне пространственных угловых конфигураций. Часть I. Препринт № 20, ИТПМ СО АН СССР, Новосибирск, 1979г.
4. Универсальная программа МАРК (Модуль Аэродинамического Расчета Комбинации-диалоговый вариант). Часть II. Препринт № 54, ИТПМ СО АН СССР, Новосибирск, 1980г.
5. Расчет сверхзвукового обтекания ряда пространственных угловых конфигураций в рамках линейной теории. Препринт № 27, Новосибирск, ИТПМ СО АН СССР, 1981г.

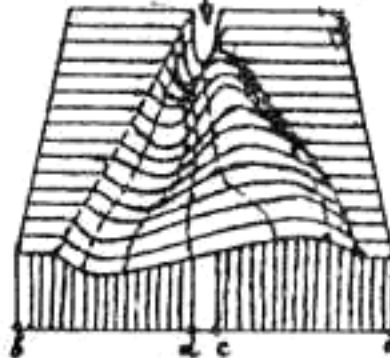
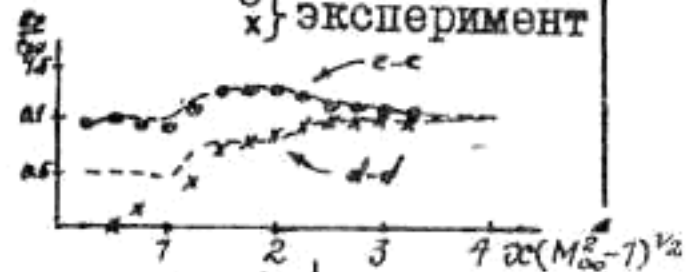
— теория, --- расчет,
 ○ эксперимент $M_\infty=3, \alpha=4^\circ$



Сравнение с точным решением (угол $3\pi/2$)



--- расчет
 ○ } эксперимент
 x }



Сравнение с экспериментом
 (продольный уступ)

Продольный уступ с
 конечным боковым клином

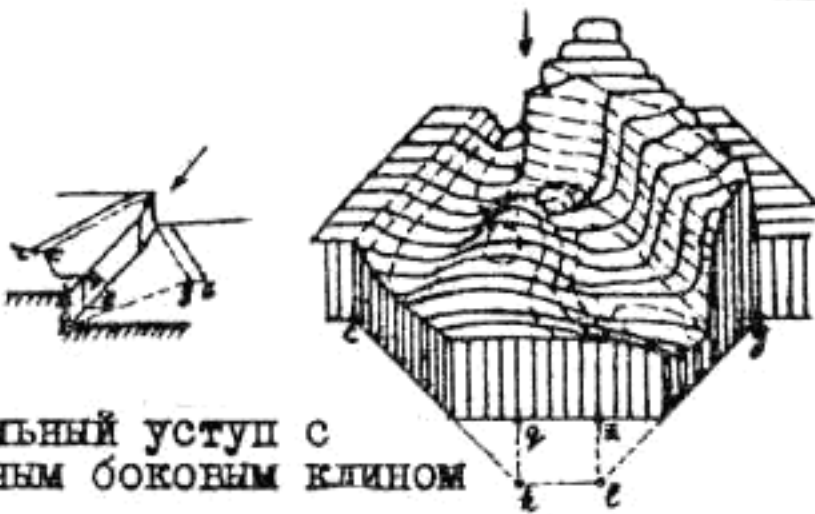
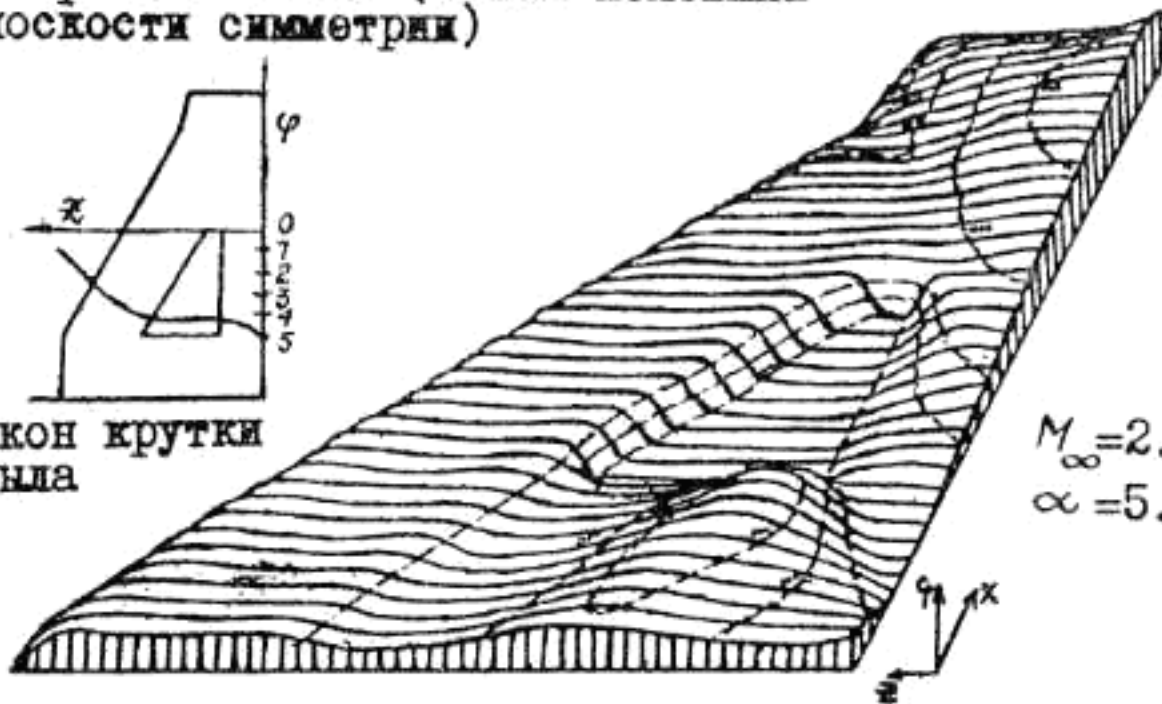


Рис. I

Форма крыла в плане (левая половина
 от плоскости симметрии)



$M_\infty=2.0$
 $\alpha=5.6^\circ$

Рис.2. Распределение давления на бесконечно тонком
 крыле с круткой и щелевым вырезом

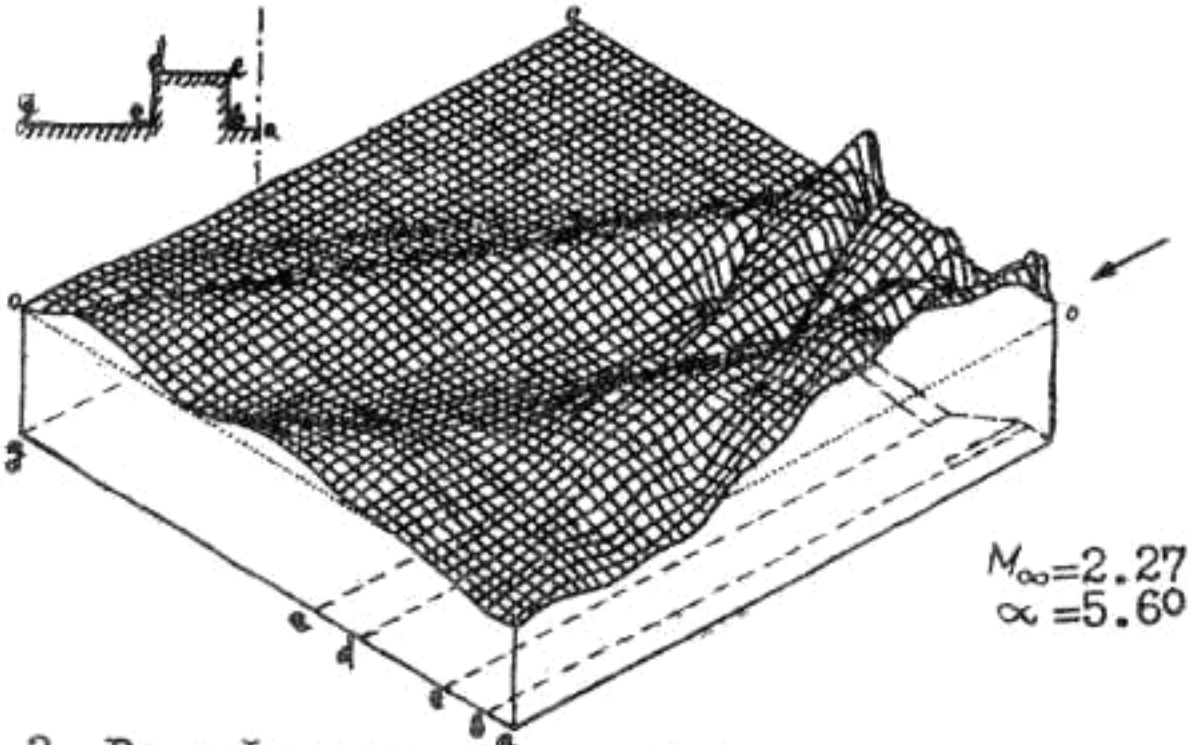


Рис. 3. Рельеф поверхности давления на развертке грани базовой конфигурации (натурная геометрия)

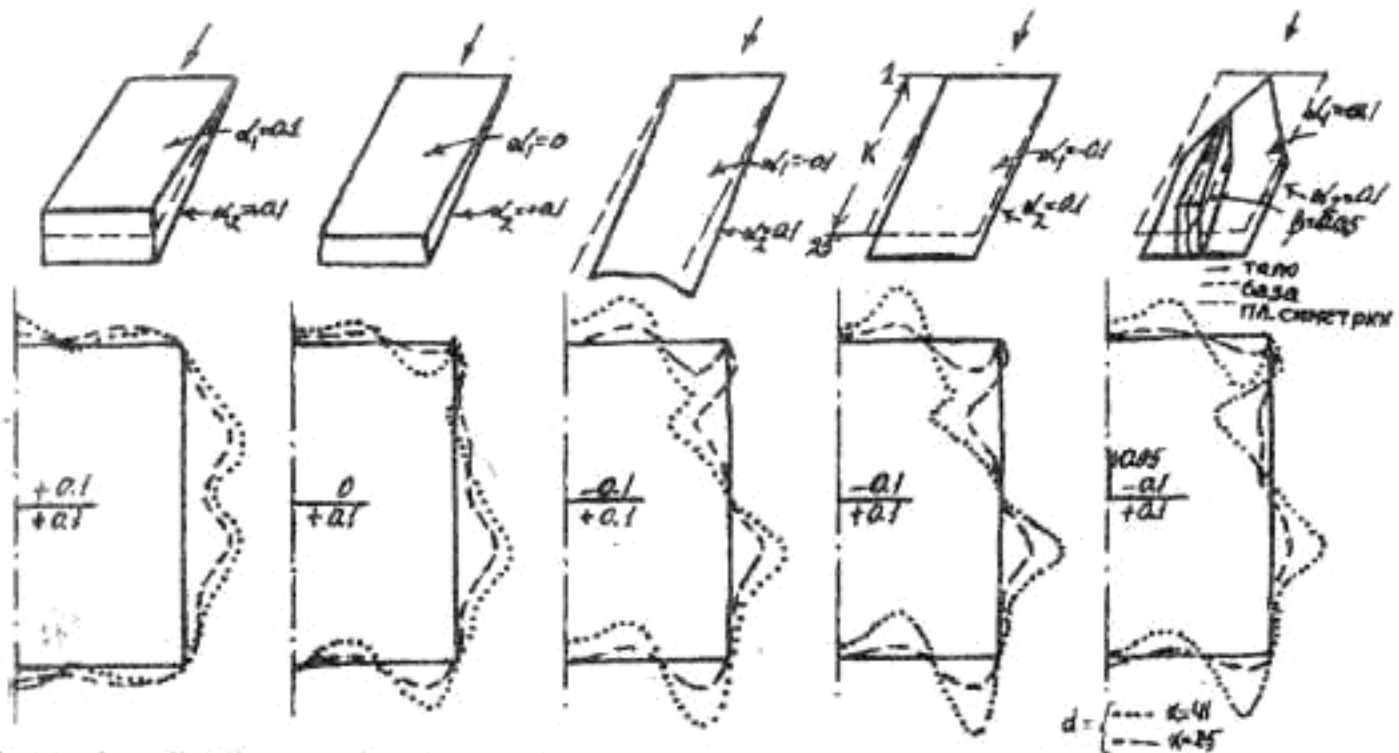


Рис. 4. Деформация стенок аэродинамической трубы прямоугольного сечения для ряда моделей (компенсация обратного влияния стенок на локальные характеристики модели) $M_{\infty} = 1.414$

Ответственный за выпуск Федосов В.П.

Подписано к печати 28.10.81 г., МН 15090,

Формат бумаги 60x84/16, Усл.печ.л. 1,

Уч. изд. л.1, Тираж 120, Заказ № 81

Отпечатано на ротапинтере ИТПМ СО АН СССР

630090, Новосибирск, 90, Институтская, 4/1