

На правах рукописи

Борщ Владимир Леонидович

УДК 533.6.011

СВЕРХЗВУКОВЫЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЕ ТЕЧЕНИЯ  
В ПРОСТРАНСТВЕННЫХ УГЛАХ НЕСУЩИХ ФОРМ

01.02.05 -- механика жидкостей, газа и плазмы

Автореферат  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук



00814796 (Z)

Робота виконана в Д  
на кафедрі прикладної г

Научний керівник - доктор технічних наук,  
професор В.В.Кравець

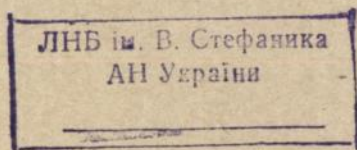
Офіційні опоненти - доктор фізико-математических наук  
В.И.Тимошенко  
кандидат фізико-математических наук,  
доцент А.М.Антонов

Ведуче підприємство - Херківський авіаційний інститут

Захита состоится "30" июня 1993 г. в 14 часов на засе-  
дании специализированного совета К 068.18.09 при Киевском универси-  
тете имени Тараса Шевченко (252127, г.Киев, проспект Глушкова, 6,  
механико-математический факультет, аудитория 45).

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке Киевского  
университета.

Автореферат разослан "28" июня 1993 г.



Учений секретарь  
спеціалізованого ради  
канд. фіз.-мат. наук

*В. Ковалюк* В.Ф.Ковальчук

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы.** Исследования неосесимметричных тел в течение последних 30 лет обусловлены высокой эффективностью аэродинамических форм с некруговым, например, звездообразным, поперечным сечением при сверхзвуковых скоростях (Г.И.Майкапар, 1959; Г.Г.Черный, А.Л.Гонор, 1962; T.Nonweiler, 1963). Интерференционные течения в пространственных двугранных углах, образуемых боковой поверхностью подобных форм, а также стыком крыла с фюзеляжем, интерцепторами, воздухозаборными устройствами и другими конструктивными элементами, характеризуются сложными структурными схемами со взаимодействием скачков уплотнения, отрывом потока, локальным нагревом омываемой поверхности и другими особенностями, изучение которых необходимо для дальнейшего совершенствования существующих и проектирования перспективных летательных аппаратов.

Анализ опубликованных работ свидетельствует о многообразии режимов течений в конических двугранных углах, которые, тем не менее, еще недостаточно изучены, в частности, возможные топологические схемы и конфигурации скачков (В.В.Келдыш, 1989; М.А.Зубин, Н.А.Остапенко, 1989), а для неконических углов систематические результаты отсутствуют.

Поэтому актуальность темы обусловлена как потребностями практической аэродинамики из-за большой распространенности угловых конфигураций в конструкциях летательных аппаратов, так и теоретической, поскольку уточнение известных или построение новых схем течений способствует более глубокому пониманию механизма взаимодействия сверхзвуковых потоков в пространственных углах.

**Цель работы** - численное исследование сверхзвуковых невязких и вязких пространственных интерференционных течений в V-образных, вогнутых и линейчатых угловых конфигурациях несущих форм.

**Научная новизна** представлена закономерностями и структурными схемами обтекания сверхзвуковыми невязким и вязким потоками угловых пространственных конфигураций:

- построена схема невязкого обтекания при  $M \approx 3$  конического V-крыла (рис.1,в) со всплывшей в поток точкой Ферри, узловой особой точкой на изломе поперечного контура и разделяющей их седловой особой точкой при маховском пересечении присоединенных к острым передним кромкам скачков, переход к которой от классической схемы с одной особой точкой реализуется при увеличении угла атаки скачкообразно

как бифуркация коразмерности 1;

- получены при  $M_\infty=3$  для V-крыльев с коническим затуплением передних кромок (е) схемы невязкого обтекания со всплывшей в поток или вытесненной на боковую стенку точками Ферри, топологически эквивалентные схеме всплывания на V-крыле с острыми кромками;

- установлена последовательность возникновения, сближения и слияния изолированных висячих скачков на вогнутом коническом крыле большой поперечной кривизны (а), обтекаемом вязким газом при  $M_\infty=3$ ,  $Re=10^5$ , и исследовано формирование вблизи острых передних кромок отрывных течений и слабых вторичных вихрей под ними при увеличении угла атаки;

- установлены по точным соотношениям для плоских течений и численными расчетами при  $M_\infty=3$  четыре режима невязкого обтекания передних кромок неконических линейчатых крыльев (г) и причины увеличения их статической устойчивости и несущей способности по сравнению с плоскими треугольными крыльями;

- построены схемы невязкого обтекания при  $M_\infty=3$  линейчатых двугранных углов (з) с неравномерным сжатием потока в системах скачков, образующих пространственные регулярные и маховские пересечения, и плавным сжатием в пристеночной "струе" вблизи ребра, в которой восстановление полного давления выше, чем при торможении на клине;

- построены схемы невязких конических течений при  $M_\infty=3$  и 6 для внутренних и внешних углов поликлиновых тел (м) в зависимости от размаха передних кромок и модель их слияния в коническое течение на пирамидальном теле при уменьшении размаха как последовательность бифуркаций коразмерности 1 и 2, исследовано влияние размаха на пространственное обтекание поликлиновых тел;

- выполнена численная "оптимизация" размаха передних кромок поликлиновых тел при  $M_\infty=3$  и 6, обеспечивающая снижение волнового сопротивления до значений, соответствующих геликоидальным и линейчатым телам.

Практическая ценность. Установленные структурные и бифуркационные схемы сверхзвукового обтекания угловых конфигураций несущих форм расширяют представления о пространственных интерференционных течениях сжатия и расширения, в том числе и в случае качественной перестройки потока на определенных режимах под влиянием малых изменений геометрических параметров. Результаты численного исследования позволяют дать рекомендации при проектировании образцов новой техники. Для расчетов обтекания тел с острыми кромками и изломами бо-

ковой поверхности предложены апробированные алгоритмы, основанные на построении локальных сеток, устраняющих геометрические особенности основной сетки.

Достоверность и обоснованность полученных результатов и выводов подтверждена тестовыми расчетами обтекания аэродинамических форм, для которых имеются численные решения и экспериментальные данные других авторов (например, треугольного крыла и прямоугольной пластинки как вырожденных линейчатых форм при отсутствии крутки, конусов, V-крыльев и т.д.), повторением расчетов на более мелких сетках и с более точной реализацией граничных условий, согласованием численных решений с известными асимптотическими решениями и топологическими закономерностями, сравнением с имеющимися данными экспериментальных исследований для изучаемых форм и др.

На защиту выносятся:

1) бифуркационные схемы всплывания в поток или вытеснения на боковую стенку точек Ферри на конических V-крыльях с острой и затупленной передними кромками при невязком обтекании;

2) схемы вязкого обтекания вогнутого конического крыла большой поперечной кривизны со слиянием внутренних висячих скачков и развитием основного и вторичного отрывных течений;

3) режимы невязкого обтекания передних кромок неконических линейчатых крыльев, не реализуемые на плоских треугольных крыльях;

4) схемы невязкого обтекания линейчатых двугранных углов с пространственными конфигурациями скачков типа регулярной и маховской и "струйным" низкоэнтропийным течением вблизи ребра;

5) бифуркационная модель слияния невязких конических течений на передних кромках поликлиновых тел в коническое течение на пирамидальном теле при уменьшении размаха передних кромок;

6) схемы пространственного невязкого обтекания поликлиновых тел и результаты численной "оптимизации" размаха передних кромок по снижению волнового сопротивления при умеренных и больших сверхзвуковых скоростях.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 14 статей, список которых приведен в конце автореферата.

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы и приложения. Она изложена на 220 стр., из них 149 стр. текста и 71 стр. приложения с 74 рис., библиография включает 174 источника.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении дан краткий обзор теоретических и экспериментальных работ по сверхзвуковым течениям в пространственных углах несущих форм, обоснована актуальность темы диссертации и сформулирована цель исследования. Изложены научная новизна, основные положения, выносимые на защиту, и краткое содержание работы по главам.

В главе I сформулированы математические постановки задач обтекания пространственных конических и неконических углов несущих форм сверхзвуковым потоком в рамках моделей Эйлера и Навье-Стокса. Разработаны численные алгоритмы на основе явной конечно-разностной схемы МакКормака. При вычислении метрических коэффициентов уравнений в CRCLF-форме в крайних узлах шаблона схемы одновременно аппроксимируются уравнения и в WCIF-форме (R.G.Hindman, 1983), допускающей корректный сквозной счет разрывов.

Приведены нестационарные уравнения Навье-Стокса в квазиконическом приближении (D.A.Anderson, 1976), позволяющем свести трехмерную задачу обтекания конического тела к двумерной (п.1.1.1), зависящей от параметра - местного числа  $Re$ . Упрощенные уравнения включают известную автомодельную систему уравнений Эйлера. Кратко изложена конечно-разностная схема установления по времени (п.1.1.2). Конические переменные для V-крыльев (п.1.1.3) введены в плоскости, перпендикулярной оси, составляющей угол  $\delta$  с внутренним ребром (рис.1, в, е), а в случае вогнутого крыла (п.1.1.4) соответствуют сферическим углам.

Приведены стационарные уравнения Эйлера и маршевая конечно-разностная схема (п.1.2.1). Расчетные формулы для метрических коэффициентов получены из выражений для векторов поверхностей соответствующих четырехугольных неплюских граней ячеек сетки. Изложены алгоритмы построения сеток O- и H-типов в маршевых сечениях линейчатых (п.1.2.2) и поликлиновых (п.1.2.3) форм.

В главе II рассмотрены пространственные сверхзвуковые течения в угловых конических конфигурациях с изломом (рис.1, в, е) и гладким искривлением (а) поперечного контура.

В п.2.1.1 исследовано невязкое течение в двугранном угле V-крыла I с острыми кромками (рис.1, в:  $\chi = 39.85^\circ, \gamma = 54.45^\circ$ ) с присоединенными скачками для углов атаки  $-12^\circ < \alpha < 16^\circ$ ,  $\delta = 11^\circ$  и  $M_\infty = 3$ . На углах  $\alpha < 6^\circ$  решения с регулярным и маховским взаимодействием

скачков соответствуют классической схеме линий тока с узловой особой точкой (Ферри) на ребре, а при  $\alpha > 6^\circ$  скачкообразно возникает "спиральный режим" (В.С.Гориславский, 1982). Вне обтекаемой поверхности расположены два "седла"  $S$  и два "фокуса"  $N$ , а на ребре — узловая особенность  $N'$  (рис.2,а; 3,а:  $\alpha=12^\circ$ ), причем ближайшее к ребру седло неподвижно, а другое с ростом  $\alpha$  удаляется в направлении истока скачка.

В решениях на сетках с вдвое меньшими шагами при  $\alpha=\text{const}$  (рис.3, б,в:  $\alpha=12^\circ$ ) фокусы  $N$  (центры спиралей) стягиваются к седловой точке. В случае (в) в число граничных условий в плоскости симметрии и на стенке включено уравнение постоянства энтропии  $ds/dt=0$  вдоль линий тока, интегрируемое по схеме "против потока". Рассчитанные значения в использованы в алгоритме простой волны (М.А.Абет, 1973). С учетом влияния вычислительных погрешностей предложена схема на рис. 2,б, переход к которой ( $N - S - N \rightarrow N$ ) допустим качественной теорией динамических систем. Отличие от известной схемы "всплывания" точки Ферри (Н.А.Остапенко, 1986) заключается в дополнительной "неподвижной" седловой особенности  $S$ , скачкообразно возникающей вместе с узлом  $N$  (рис.2,в), и узле  $N'$  на ребре. Причем значения  $v$ , переносимые вдоль линии тока  $KS$  и стенки крыла, примерно равны. Сохранение узла на ребре при переходе от классической схемы согласуется с асимптотической теорией (М.Д.Салас, Д.Дейвitt, 1979).

В п.2.1.2 изучено влияние конического затупления на схемы невязкого обтекания  $V$ -крыльев со значениями параметра затупления  $\theta=0.64^\circ$  (2),  $1.34^\circ$  (3),  $2.6^\circ$  (4),  $5.18^\circ$  (5) для углов атаки  $-16^\circ < \alpha < 16^\circ$  (2 - 4),  $-8^\circ < \alpha < 24^\circ$  (5) и  $M_\infty=3$ . Параметр затупления  $\theta$  соответствует углу полураствора конуса, вписанного в двугранный угол  $9.87^\circ$ , образованный плоскими стенками крыла I.

В двугранном угле крыла 2 при увеличении  $\alpha$  получены последовательно классическая схема линий тока и схемы с "вытеснением" на боковую стенку (рис.4,а:  $4^\circ < \alpha < 12^\circ$ ) и "всплыванием" в поток (б:  $\alpha = 12^\circ$ ) точек Ферри, скачкообразно сменяющие друг друга. Единый головной скачок с прогибом внутрь угла (а: двойной пунктир) непрерывно трансформируется в маховскую конфигурацию (а,б: сплошная линия), а маховская конфигурация вырождается в единый скачок с плоским элементом на наветренной стороне (б: двойной пунктир) при движении отраженных скачков к передним кромкам аналогично образованию "сильного" скачка на крыле с острыми кромками (В.И.Лавинин, 1973).

С ростом угла конического затупления реализуется обтекание с

единым головным скачком или маховской конфигурацией (крыло 3), единым головным скачком и возможными локальными конически сверхзвуковыми зонами, замыкаемыми висячими скачками (4) или характеристиками (5), а поведение линий тока соответствует классической схеме, исключая диапазон  $4^\circ < \alpha < 16^\circ$  для крыла 3 с точкой Ферри на боковой стенке.

В п.2.2 в квазиконическом приближении рассчитано обтекание вогнутого крыла в виде половины конической поверхности нулевой толщины с углом полураскрытия  $\theta_k = 17^\circ$  (рис.1,а) на углах атаки  $\alpha = 0 - 10^\circ$  при  $M_\infty = 3$ ,  $Re = 10^5$  и температуре поверхности  $0.5 \cdot T_{0\infty}$ .

Получены схемы обтекания с отсоединенными от кромок коническими головными скачками (п.2.2.1), отрывными течениями (п.2.2.2) и изолированными и слившимися висячими скачками (п.2.2.3) на вогнутой стороне, уточняющие данные эксперимента (В.В.Кравец, А.И.Швец, 1983). Отсоединение головного скачка от кромок, обтекаемых потоком с  $M_\infty > 1$ , связано с превышением углом натекания  $\alpha_n$  предельного угла поворота  $\theta_k$  (рис.5,а):

$$M_n = M_\infty \sin(\theta_k + \alpha) (1 + \sin^2 \theta_k \cdot \operatorname{ctg}(\theta_k + \alpha))^{1/2},$$

$$\alpha_n = \arccos(1 + \sin^2 \theta_k \cdot \operatorname{ctg}(\theta_k + \alpha))^{1/2}.$$

Топологические схемы отрывного обтекания (рис.5,б:  $\alpha = 10^\circ$ ) согласуются с известными соотношениями для особых точек конических течений (М.Тобак, Д.Д.Пеакс, 1979).

В главе III рассмотрены пространственные сверхзвуковые невязкие течения в угловых конфигурациях, образованных криволинейными (рис.1, г,з) и плоскими (м) поверхностями.

В п.3.1.1 выведены соотношения для числа Маха  $M_n = m M_\infty$  и угла атаки  $\alpha$  на сужающейся стороне линейчатого крыла в плоскости  $\Pi$ , перпендикулярной передней кромке (рис.6):

$$m(\sigma; \chi, \alpha) = \Phi(b^2(1+\sigma^2) \cos^2 \alpha + (1+b^2 V^2) \sin^2 \alpha + 2b\sigma \cos \alpha \sin \alpha)^{1/2},$$

$$\operatorname{tg} \alpha(\sigma; \chi, \alpha) = \frac{\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1}{1 + \operatorname{tg} \alpha_1 \operatorname{tg} \alpha_2},$$

$$\operatorname{tg} \omega_1(\delta; \chi) = -\psi \frac{\delta - b^2 \theta - \sin \delta}{\cos \delta}, \quad \operatorname{tg} \omega_2(\delta; \chi, \alpha) = \psi \left[ \frac{B}{C} + \frac{\operatorname{tg} \alpha}{b \sqrt{\varphi}} \right],$$

$$B = \sin \delta + \delta - \cos \delta, \quad C = \cos \delta - \delta - \sin \delta, \quad b = \operatorname{tg} \chi,$$

$$\delta(\bar{x}) = (\pi - \gamma(\bar{x}))/2, \quad \gamma(\bar{x}) = \pi + (\gamma_k - \pi)\bar{x}, \quad 0 < \bar{x} < 1, \quad \bar{x} = x/L,$$

$$\varphi(\delta; \chi) = (1 + b^2 C^2)^{-1/2}, \quad \psi(\delta; \chi) = (1 + b^2 (B^2 + C^2))^{-1/2},$$

из которых при  $\gamma_k = \pi$  получаются известные зависимости для плоского треугольного крыла (A. Stanbrook, L.C. Squire, 1964). С помощью соотношений для  $M_n$ ,  $\alpha_n$  по теории плоских сверхзвуковых течений определены границы (пунктир) областей течений с присоединенными и отсоединенными вдоль кромок скачками уплотнения (рис. 6:  $\chi = 45^\circ$ ).

В п.3.1.2 выполнены расчеты обтекания крыльев с параметрами  $\chi = 23.5^\circ$ ,  $\gamma_k = 165^\circ$  (1),  $140^\circ$  (2),  $89^\circ$  (3),  $\chi = 35^\circ$ ,  $\gamma_k = 117^\circ$  (4),  $\chi = 45^\circ$ ,  $\gamma_k = 140^\circ$  (5) на углах атаки  $\alpha = 0 - 15^\circ$  (1, 2),  $0 - 10^\circ$  (3),  $0 - 5^\circ$  (4, 5) при  $M_\infty = 3$ . Исследовано влияние продольной крутки на формы головных скачков и распределения аэродинамических нагрузок на сторонах линейчатых крыльев для установленных теоретически режимов обтекания в сравнении с экспериментальными данными (В.В. Кравец, 1986).

В п.3.2 изучено обтекание линейчатых двугранных углов (рис. 1, а) с параметрами  $b = 0.5$  и  $\gamma_k = 150^\circ$  (1),  $120^\circ$  (2),  $79^\circ$  (3) на углах атаки  $\alpha = 0 - 15^\circ$  (1, 2) и  $0 - 5^\circ$  (3) при  $M_\infty = 3$  с присоединенными к передним кромкам скачками уплотнения. Приведены данные расчетов на сужающейся (п.3.2.1) и расширяющейся (п.3.2.2) сторонах, по которым построены схемы обтекания с гладким головным скачком, регулярным или маяховским (рис. 7) пересечением в зависимости от значений  $\gamma_k$  и  $\alpha$ . Выполнено сравнение со схемами обтекания прямоугольной пластинки, полученными экспериментально (В.Я. Боровой, В.Н. Харченко, 1975) и численно (А.Н. Минайло, 1978), и экспериментально установленной схемой для линейчатого угла (В.В. Кравец, 1990).

По поведению величины  $0 < \alpha = \sigma_1 / (\sigma_2 \sigma_3) < 1$  проанализированы особенности сжатия в линейчатых углах (п.3.2.3).  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  - рассчитываемые по формуле Ределя коэффициенты восстановления полного давления за прямыми скачками соответственно в набегающем потоке с числом  $M_\infty$  и возмущенной области течения с местным числом  $M$ ;  $\sigma_3$  - коэффициент восстановления в потоке с местным числом  $M$ . Восстановление полного давления выше в корневой части угла, т.к., в соответствии с уста-

новленной схемой, "струя" газа за головным скачком, текущая вдоль ребра, подвергается плавному сжатию. Сравнение восстановлений полного давления на ребрах углов 1-3 в плоскости задних кромок (рис.8) с восстановлением в системе из косоугольного и замыкающего прямого скачков на клине с углом отклонения потока  $\theta = \alpha$  (втрипунктир) показывает преимущество линейчатых углов, возрастающее с уменьшением  $\gamma_k$ .

В п.3.3 изучено продольное обтекание пространственных углов трех- и четырехлепестковых ( $n=3, 4$ ) поликлиновых форм с параметрами "толщины"  $\delta = 12.5$  и размаха  $\bar{h} = h / (L \cdot \text{tg} \delta) = 0 - 1$  (рис.1,м) при умеренных сверхзвуковых ( $M_\infty = 3$ ) и гиперзвуковых (6) скоростях.

В п.3.3.1 исследованы топологические схемы конических течений с полюсами "а" и "о" для внешнего и внутреннего двугранных углов. Точность определения особых точек обеспечена использованием уравнения  $da/dt=0$  на поперечном контуре тела и в плоскости симметрии. Конические течения при конечных значениях размаха независимы и сопрягаются через однородное течение за присоединенным к передней кромке скачком.

В п.3.3.2 сравниваются пространственные течения по длине поликлиновых тел с подкалиберными кромками ( $\bar{h} < 1$ ) и "стандартного" тела калиберного размаха (В.В.Кравец, А.И.Швец, 1974). Показано, что изменением угла наклона стенки  $\alpha_{kt}$  (за счет  $h$ ) к набегающему потоку можно управлять развитием системы скачков, интенсивностью перетекания газа с наветренной стороны  $aot$  через ребро  $at$  и, как следствие, аэродинамическими нагрузками на поверхности тела (рис.9, п=4). В области резкого расширения газа за ребром при  $\bar{h} \approx 1$  устойчивость счета достигнута использованием неконсервативной (NCLF) формы уравнений.

В п.3.3.3 рассчитаны коэффициенты волнового сопротивления  $C_x(\bar{h})$ , качественно согласующиеся с определенными по теории Ньютона с учетом сосредоточенных сил (рис.10: 6, 7). Выполнено сравнение с известными результатами для линейчатых (8) и геликоидальных (9, 10), а также конических (1 - 3) и эквивалентных по длине и площади поперечных сечений

$$S(\bar{x}; n, \bar{h}, \delta) = n \cdot \sin^2 \frac{\pi}{n} \cdot \text{tg}^2 \delta \cdot x \cdot (\bar{h} \cdot (2 - \bar{x}) + \bar{x} \cdot (1 - \bar{h})), \quad 0 < \bar{x} < 1,$$

осесимметричных форм (4, 5).

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в работе, сделаны выводы и даны практические рекомендации.

В главе I:

1. Достигнута эквивалентность аппроксимации явной конечно-разностной схемой МакКормака законов сохранения в дифференциальной и интегральной формах при вычислении метрических коэффициентов двумя способами в крайних узлах шаслона схемы без его расширения. Показана работоспособность схемы в формулировке конечного объема на сетках со скачкообразным изменением поперечных размеров ячеек.

Расчеты маршевым методом с вычислением метрических коэффициентов по координатам трех (способ 1) или четырех (2) опорных узлов соответствующей грани ячейки сетки дают практически совпадающие результаты при примерно вдвое меньшем числе арифметических действий для первого способа.

2. Применено построение локальных  $H$ -сеток переупорядочением узлов основной  $O$ -сетки для расчета газодинамических параметров на изломах поперечных контуров тел (острые кромки, ребра внешних двугранных углов), образующих тупой внешний угол. При этом исключены погрешности аппроксимации законов сохранения на вырожденных ячейках  $O$ -сетки вблизи изломов с сохранением её преимуществ по сравнению с  $H$ -сеткой.

Предложен более общий способ проведения расчетов на сетке, содержащей неодинаковое число узлов в последовательных расчетных слоях по маршевому направлению, путем построения вспомогательных сеток переупорядочением узлов основной сетки.

В главе II:

3. Получена схема сверхзвукового невязкого обтекания  $V$ -крыла с острыми передними кромками при числе  $M_\infty=3$  с тремя особыми точками в плоскости симметрии: всплывшей в поток точкой Ферри, узловой особой точкой на изломе поперечного контура и разделяющей их седловой особой точкой. Установлено, что переход от классической схемы с одной особой точкой на изломе поперечного контура к схеме со всплывшей точкой Ферри при увеличении угла атаки происходит скачкообразно как бифуркация коразмерности 1 структурно неустойчивой особенностью седло-узел. Всплывание точки Ферри под мостообразный свйчок нарушает коническое обтекание  $V$ -крыла при сверхзвуковой полной скорости потока в возмущенной области течения. Показано, что к схема конического обтекания со всплывшей точкой Ферри возможен предельный переход от обусловленной вычислительными погрешностями схемы со спиральным течением при уменьшении шагов сетки и более точной реализации граничного условия непротекания как бифуркация коразмерности 2: Фокус - седло - Фокус  $\rightarrow$  узел.

4. Обнаружено, что на рассмотренном V-крыле с малым коническим затуплением передних кромок реализуются топологически эквивалентные схемы со всплывшей в поток или вытесненной на боковую стенку точкой Ферри, также сопровождающиеся нарушением конического режима обтекания. Формирование маховского типа пересечения криволинейных скачков в двугранном угле V-крыла с затупленными кромками происходит в результате слияния изолированных висячих скачков на стенках, замыкающих местные конически сверхзвуковые области, с зарождающимися отраженными скачками при движении головного скачка, имеющего прогиб поперечного контура, внутрь угла.

5. Уточнена и дополнена новыми структурными элементами схема сверхзвукового отрывного обтекания вогнутого конического крыла с большой поперечной кривизной на малых углах атаки. Установлена с ростом угла атаки последовательность образования, сближения и слияния изолированных висячих скачков уплотнения в криволинейный скачок на вогнутой (наветренной) стороне, сочетающий свойства стеллающегося скачка на подветренной стороне треугольного крыла и скачка на изломах поперечного контура наветренной стороны V-крыла. Пространственные отрывные течения открытого типа на затененных участках вогнутой стороны формируются на некотором удалении от острых кромок, на которых выполняются условия безотрывного обтекания для плоских крыльев. Усиление поперечного течения по размаху крыла при увеличении угла атаки сопровождается появлением слабых вторичных вихрей под областями отрыва.

#### В главе III:

6. Получены точные соотношения для газодинамических параметров в плоскостях, перпендикулярных передним кромкам неконических линейчатых крыльев, с помощью которых выделены подтвержденные численными расчетами четыре режима обтекания: 1) с полностью присоединенным к кромке скачком, 2) с полностью отсоединенным от кромки скачком, 3) со скачком, присоединенным на части прилегающей к вершине крыла кромки, 4) со сменой течения расширения на части кромки вблизи вершины течением сжатия ниже по потоку. Последние два режима для плоских треугольных крыльев не реализуются.

Смещение центра давления к задним кромкам и увеличение подъемной силы линейчатых крыльев по сравнению с плоскими обусловлено ориентацией их поверхности (местными углами натекания), при которой аэродинамически более нагруженными оказываются периферийные участки наветренной стороны. Максимальный запас статической устойчивости

появляется на малых отрицательных углах атаки, когда реализуется режим 4 обтекания линейчатых крыльев.

7. Построена схема сверхзвукового невязкого течения в линейчатых двугранных углах ограниченного размаха. На наветренной (сужающейся) стороне образуются пространственные пересечения криволинейных скачков типа регулярного и маховского и низкокотропийная "струя" вблизи ребра угла, в которой восстановление полного давления выше, чем при торможении потока на клине бесконечного или ограниченного размаха. На подветренной (расширяющейся) стороне плавный сход потока с боковых кромок приводит к формированию вихревых жгутов, сопрягающихся с областью двумерного течения в пучке характеристик.

8. Построены схемы конического обтекания сверхзвуковым потоком двугранных углов поликлинового тела вблизи передних кромок изменяемого размаха. Предложена модель предельного перехода при уменьшении размаха передних кромок от полученных схем для внутреннего и внешнего углов к схеме конического обтекания пирамидального тела с выпуклым поперечным контуром как последовательность бифуркаций: "рождение" пары седло - узел (контурности I), исчезновение пары седло - узел (I) и исчезновение тройки седло - узел - седло (2).

9. Уточнен механизм формирования головного скачка уплотнения с круговым поперечным контуром в кормовом сечении поликлиновых тел в результате дифракции на внешних двугранных углах маховских конфигураций скачков, образовавшихся на передних кромках изменяемого размаха. Показано, что слабые висячие скачки на боковой поверхности поликлинового тела в хвостовой части образуются не изолированно, а парами, с разделяющей их поверхностью контактного разрыва. При уменьшении размаха кромки интенсивность поперечного течения на боковой стенке ослабляется.

10. Получено, что для умеренных ( $M_{\infty}=3$ ) и больших сверхзвуковых (6) скоростей существует некоторый "оптимальный" размах передней кромки, при котором волновое сопротивление поликлинового тела минимально. Выигрыш в волновом сопротивлении оптимизированного тела по сравнению с конусом, имеющим равную длину и площадь основания, эквивалентным по длине и площади поперечных сечений телом вращения и стандартным поликлиновым телом калиберного размаха составляет соответственно около 30 - 40%, 5 - 10% и 50%.

Из анализа полученных результатов следует, что:

1) всплывание точки Ферри или вытеснение ее на боковую стенку V-крыла с коническим затуплением передних кромок определяется пере-

падом энтропии на мостообразном скачке для линий тока в плоскости симметрии и последовательно за головным скачком перед затуплением и отраженным для линий тока вблизи стенок. В случае V-крыла с острыми кромками, обтекаемого по маховской схеме без отражения скачков от стенок, максимум энтропии достигается за мостообразным скачком, а точка Ферри всплывает только в плоскости симметрии. При всплывании точки Ферри на ребре V-крыла сохраняется узловая особенность линий тока конического течения, которая может не быть точкой Ферри;

2) большая поперечная вогнутость конического крыла способствует образованию продолженных участков аэродинамической тени на наветренной стороне, в которых формируются отрывные течения с пониженным давлением, и ориентации участков подветренной стороны вблизи передних кромок навстречу потоку под большими углами атаки, что ухудшает несущие свойства крыльев, поскольку основной вклад в создание подъемной силы вносит только узкая незатененная (прикорневая) часть наветренной стороны;

3) винтовая крутка стенок линейчатых форм способствует дополнительному поджатию потока. Стреловидные передние кромки обеспечивают постепенное вовлечение газа по длине крыльев на сужающуюся сторону и плавное сжатие за головным скачком. Прямые передние кромки углов "захватывают" большие массы газа, образующие в результате интерференции пространственные регулярные или маховские схемы пересечения скачков и область плавного сжатия вблизи ребра;

4) при умеренных и больших сверхзвуковых скоростях обтекания оптимизация поликлиновых тел по волновому сопротивлению путем изменения размаха передних кромок может быть выполнена по теории Ньютона с учетом сосредоточенных сил, обеспечивающей погрешность не более 5%. Ослабление невязкого поперечного течения при уменьшении размаха передних кромок позволяет предположить, что таким путем достигается снижение полного сопротивления поликлиновых тел из-за уменьшения завихренности на боковой поверхности.

По результатам численных исследований предложено:

1) уменьшение аэродинамического нагрева конических V-крыльев и звездобразных тел с острыми и затупленными передними кромками реализацией схем обтекания, в которых высокоэнтропийный поток газа полностью или частично не омывает боковую поверхность;

2) повышение несущих свойств вогнутых конических крыльев с большой поперечной кривизной с помощью дельтакрыльев, напыла, перфорации стенки и других способов, обеспечивающих уменьшение протяженности

областей отрыва на вогнутой стороне за передними кромками и инициирование более раннего отрыва на выпуклой стороне;

3) увеличение подъемной силы и статической устойчивости несущих тел, наветренные стороны которых образованы линейчатými поверхностями;

4) построение воздухозаборного устройства с предварительным торможением потока на входе с помощью линейчатой поверхности, способствующей образованию "струйного" низконтропийного течения сжатия;

5) применение технологичных в изготовлении "оптимизированных" поликлиновых тел с подкалиберными передними кромками, обладающих совершенной аэродинамической формой, в качестве наконечников высокоскоростных проникающих и снарядов.

По теме диссертации опубликованы следующие работы:

1. Безуглый Д.В., Борщ В.Л., Кравец В.В. Сравнительная характеристика коэффициентов волнового сопротивления поликлинового тела с подкалиберными передними кромками и эквивалентного по объему и длине тела вращения при  $M=3$  и 6 // Математическое моделирование в механике жидкости и газа.- Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1992.- С. 50-56.
2. Беляев Н.М., Борщ В.Л., Кравец В.В. Численный расчет сверхзвукового обтекания поликлинового тела невязким газом на перекрывающихся сетках // Гидроаэромеханика и теория упругости. Несимметричные задачи гидроаэромеханики и теории упругости.- Днепропетровск: ДГУ, 1987.- С. 18-24.
3. Беляев Н.М., Борщ В.Л., Кравец В.В. Численное решение задачи об обтекании вогнутого конического крыла сверхзвуковым потоком вязкого газа // Гидромеханика (Киев).-1989.-Вып. 60.-С. 31-37.
4. Борщ В.Л., Кравец В.В. Численное исследование сверхзвукового течения с отрывом на подклиновом теле // Математические методы теплопереноса.-Днепропетровск: ДГУ, 1986.-С. 39-43.
5. Борщ В.Л., Кравец В.В. Численное исследование вязкого отрывного течения на вогнутом коническом крыле с дозвуковыми передними кромками при небольших углах атаки // Математические методы теплопереноса.- Днепропетровск: ДГУ, 1987.-С. 105-110.
6. Борщ В.Л., Кравец В.В. Обтекание неконических линейчатых крыльев сверхзвуковым потоком // Численные решения задач механики жидкости и газа.- Днепропетровск: ДГУ, 1988.-С. 15-19.
7. Борщ В.Л., Кравец В.В. Влияние размаха передних кромок на сопротивление геликоидальных тел // Там же.-С. 122-127.

8. Борщ В.Л., Кравец В.В. Отрывное обтекание вогнутого конического крыла с большой поперечной кривизной под небольшими углами атаки // Изв. АН СССР, МЖГ.-1989.-М 4.-С. 130-136.
9. Борщ В.Л., Кравец В.В. Обтекание V-образных крыльев с коническим затуплением передних кромок сверхзвуковым потоком // Расчет течений жидкостей и газов.-Днепропетровск: ДГУ, 1989.-С. 77-81.
10. Борщ В.Л., Кравец В.В. К расчету обтекания неконических линейчатых крыльев с острой передней кромкой // Гидроаэромеханика и теория упругости. Математическое моделирование в гидроаэромеханике и теории упругости.-Днепропетровск: ДГУ, 1989.-С. 19-26.
11. Борщ В.Л., Кравец В.В. Сверхзвуковое обтекание затупленных передних кромок V-образных крыльев с системой конических скачков уплотнения // Гидроаэромеханика и теория упругости. Нелинейные задачи идеальных, вязкоупругих и упруго-пластических сред.-Днепропетровск: ДГУ, 1990.-С. 26-30.
12. Борщ В.Л., Кравец В.В. К расчету сверхзвукового обтекания невязким газом поликлиновых тел с подкалиберными передними кромками // Гидроаэромеханика и теория упругости. Математическое моделирование физических процессов в сплошных средах.-Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1991.-С. 31-39.
13. Кравец В.В., Борщ В.Л. Оптимизация поликлиновой формы // Численное моделирование гидрогазодинамических течений.- Днепропетровск: ДГУ, 1987.-С. 125-130.
14. Кравец В.В., Борщ В.Л. Сверхзвуковое обтекание линейчатого двугранного угла // Гидроаэромеханика и теория упругости. Статические и динамические задачи теории упругости и гидроаэромеханики.-Днепропетровск: ДГУ, 1988.-С. 48-54.

*Борщ*

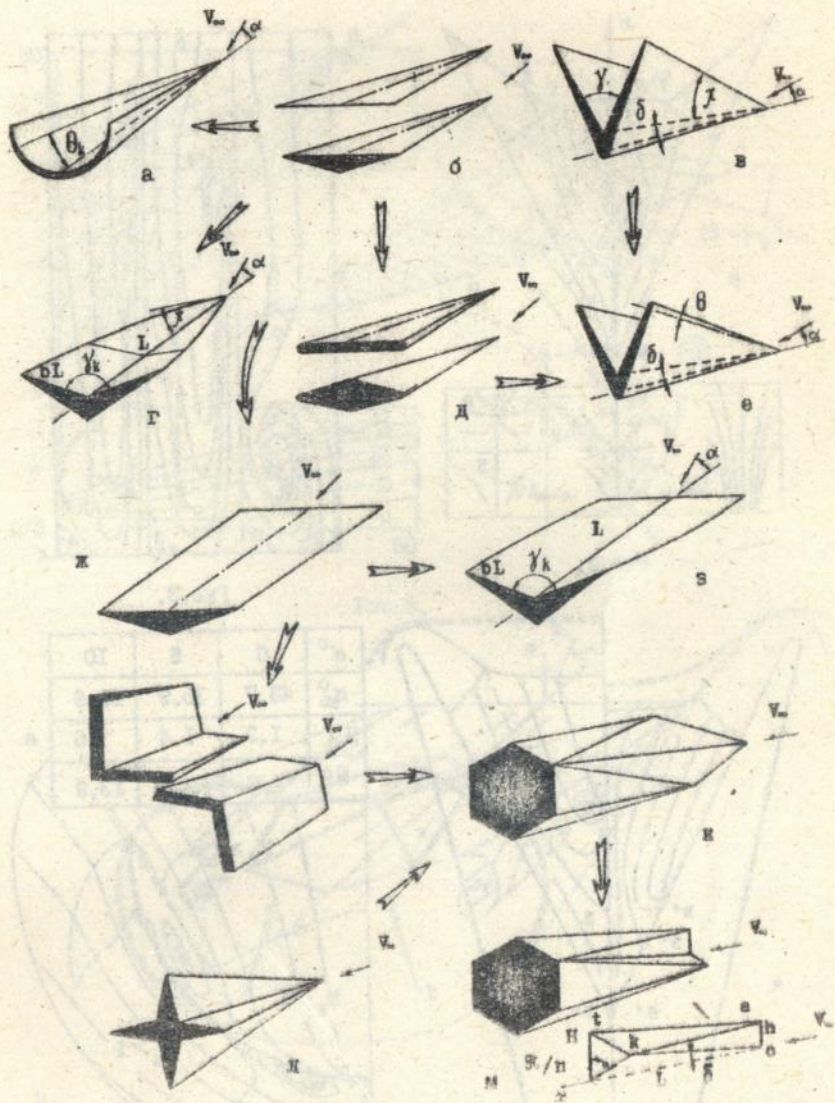


Рис. I.

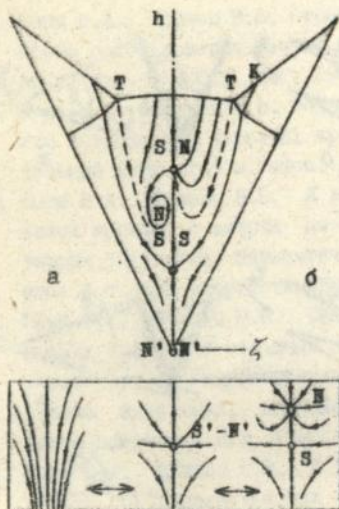


Рис.2.

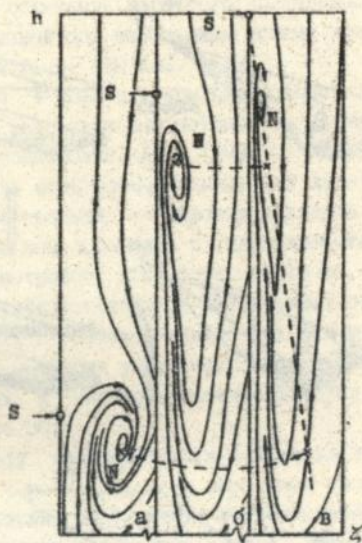


Рис.3.

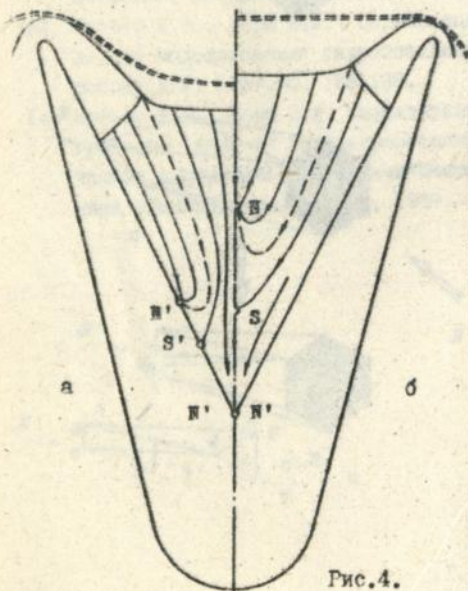


Рис.4.

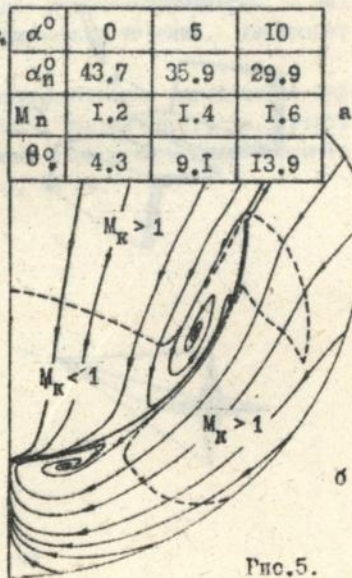


Рис.5.

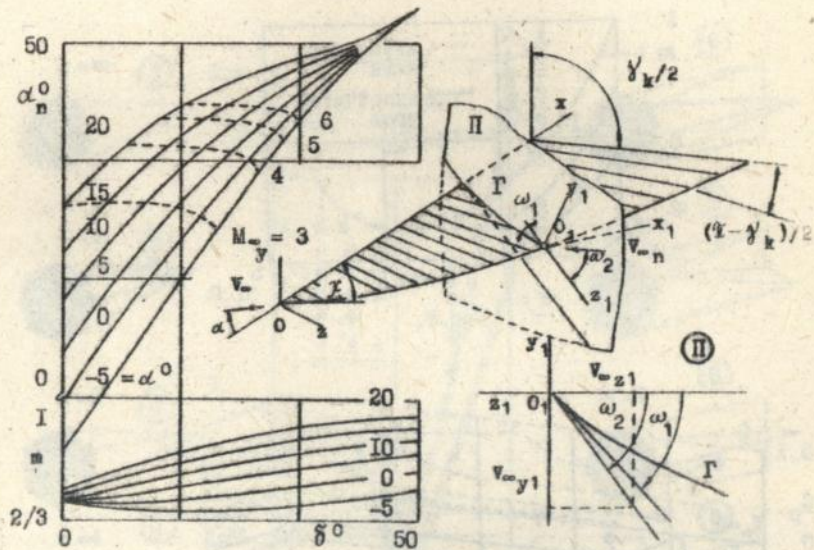


Рис. 6.

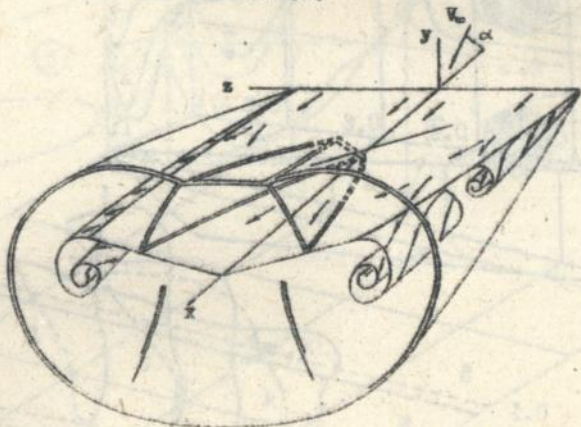


Рис. 7.

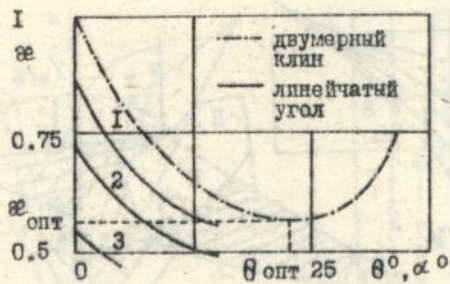


Рис.8.

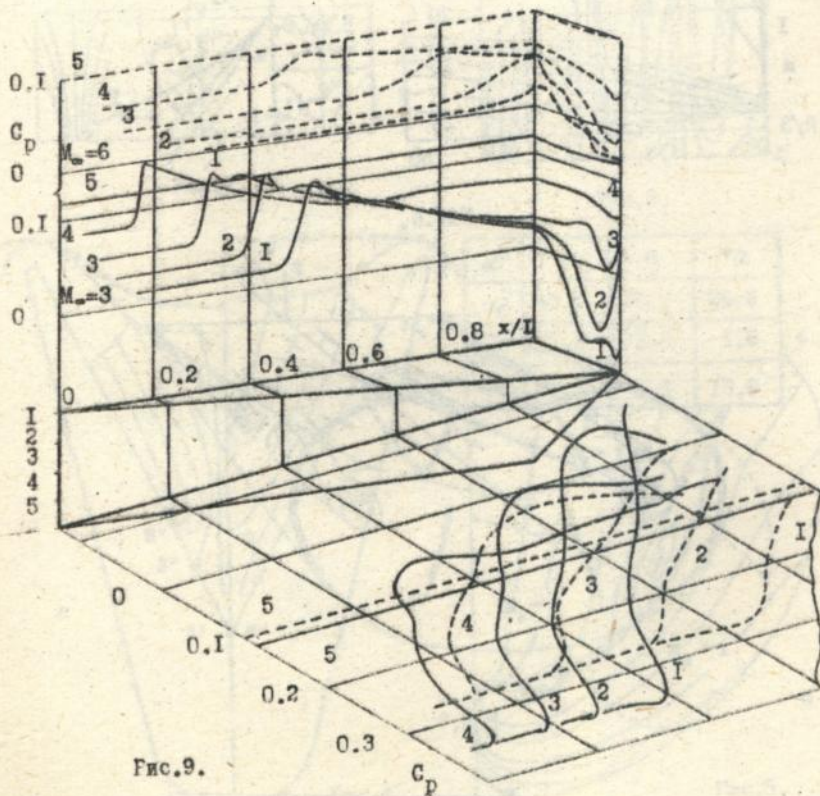


Рис.9.

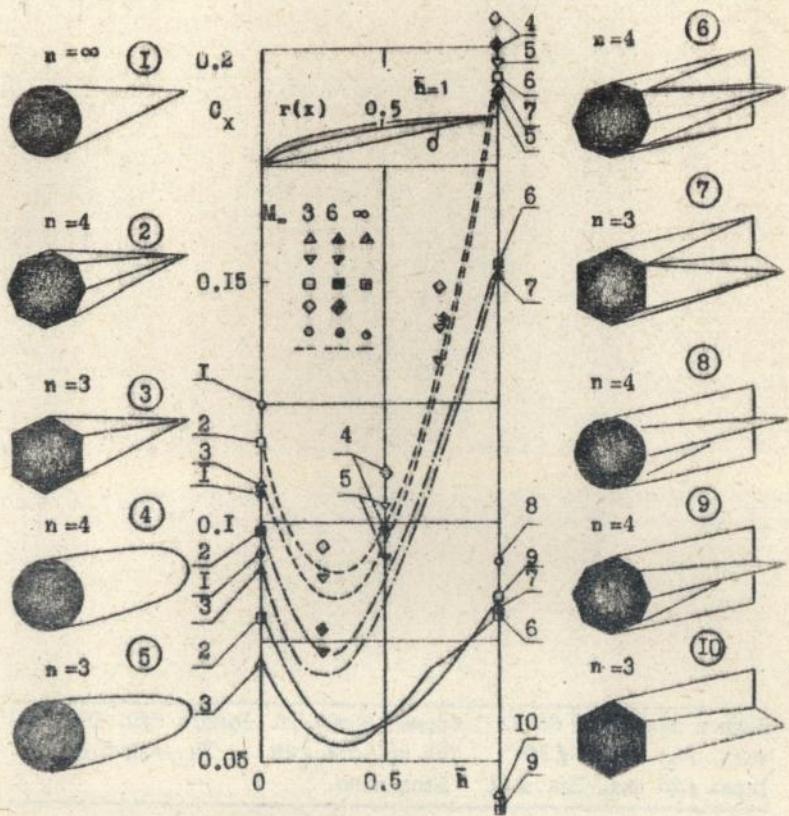


Рис. 10.

---

Подв. в печать 25.05.93 . Формат 60x84/16. Бумага тип. Офс. пе-  
чать. Усл. печ. л. 1,39 . Усл. кр.-отт. 1,39 . Уч.-изд. л. 11  
Тираж 100 экз. Зак. 212 Бесплатно.

---

Отпечатано в Институте математики АН Украины  
252601 Киев 4, ГСП, ул. Терещенковская, 3

465504

AB 27.696