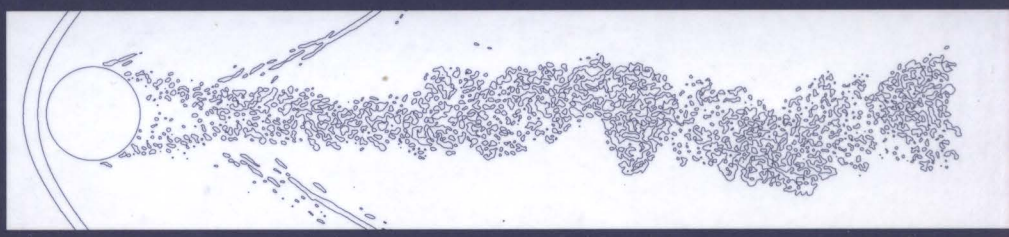
ЦАГИ

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ
АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ
ИНСТИТУТ
ИМЕНИ ПРОФЕССОРА Н.Е.ЖУКОВСКОГО



АЭРОТЕРМОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ФОТОГРАФИЯХ

ЦАГИ

85 лет

Центральному

аэрогидродинамическому

институту

имени профессора Н.Е. Жуковского

АЭРОТЕРМОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ФОТОГРАФИЯХ

Составитель Г.Ф.Глотов
Редакция и перевод на английский язык Г.И. Майкапар

ЦАГИ, Жуковский, 2003

AEROTHERMODYNAMICS OF FLYING VEHICLES IN PHOTOGRAPHS

Compiled by Gennady F. Glotov
Edited and translated by George I. Maikapar

TsAGI, Zhukovsky, 2003

УДК 629.7
ББК 39.5
Ц 13

АЭРОТЕРМОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ФОТОГРАФИЯХ

Составитель Г.Ф. Глотов
Редакция и перевод на английский язык Г.И. Майкапара
Жуковский, 2003, ЦАГИ

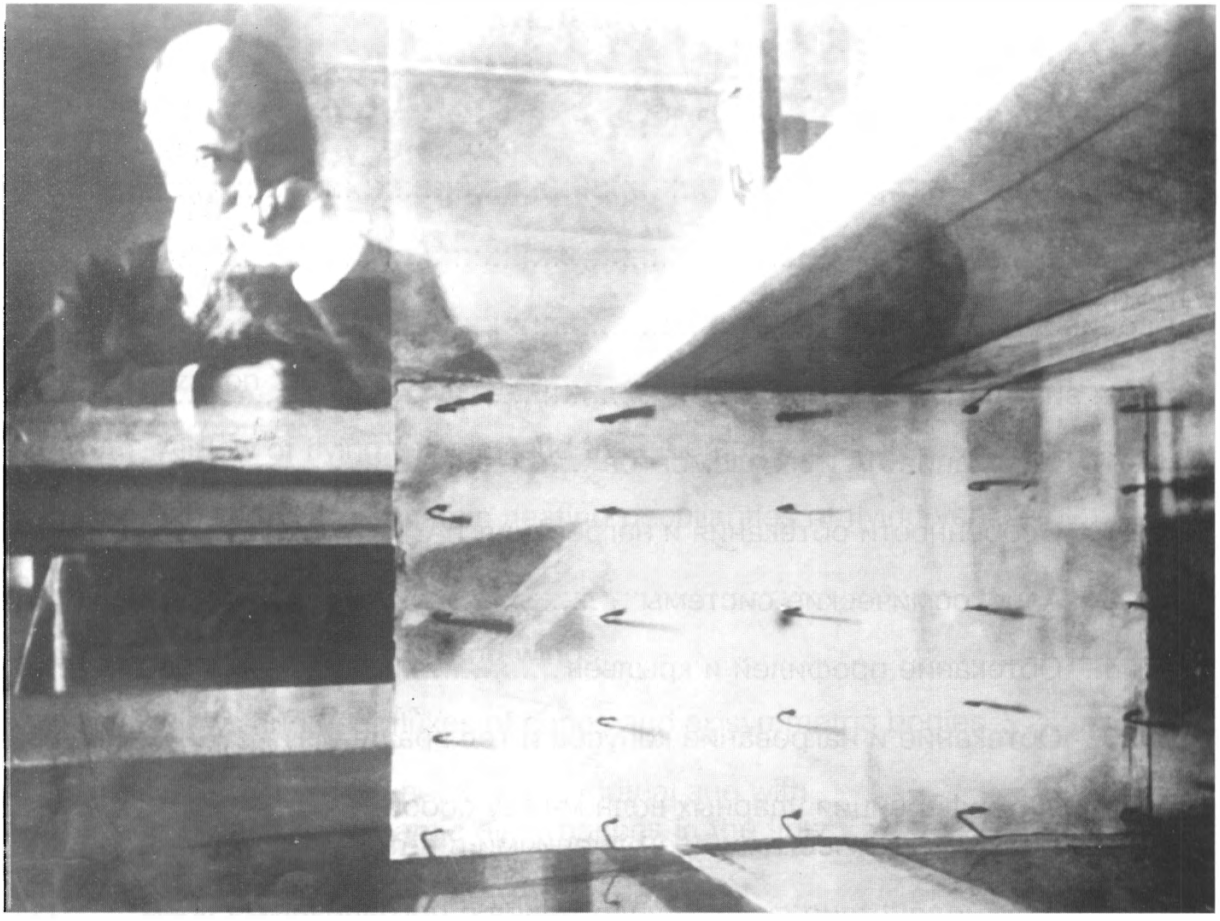
Приведены фотографии трехмерных течений, характерных для сверх- и гиперзвуковой аэротермодинамики летательных аппаратов. Продемонстрированы картины обтекания тел различной формы, вязко-невязкое взаимодействие, особенности теплообмена, структура струйных, отрывных, вихревых течений, газодинамические методы управления ими.
Альбом предназначен для научных сотрудников, аспирантов, студентов, работников авиакосмической промышленности.

AEROTHERMODYNAMICS OF FLYING VEHICLES IN PHOTOGRAPHS

Compiled by G.F. Glotov
Edited and translated from Russian by G.I. Maikapar
Zhukovsky, 2003, TsAGI

Photographs of three-dimensional flows typical of supersonic and hypersonic aerothermodynamics of flying vehicles are presented to demonstrate air flows around and heating of various bodies, viscid/inviscid interaction, structure of jet, separated and vortical flows, and gas-dynamic methods for controlling the flows.
The album is designed for scientists, postgraduates, students and all specialists of aerospace industry.

ISBN 5-902076-01-3



“Независимо от трудности интегрирования уравнений гидродинамики с соблюдением тех разнообразных граничных условий, которые представляет практика, мы не можем сделать выбора между различными теоретически возможными течениями, которые могут образоваться около рассматриваемого тела. Только прямой и твердый опыт укажет теоретику, с какой задачей гидродинамики он имел дело и в каком смысле должен он рассматривать явление.”

Н.Е. Жуковский, 1907 г.

“However difficult it is to integratre hydrodynamics equations with various practical boundary conditions, we cannot select a particular theoretically possible flow for a body examined. Only immediate and accurate physical experiments will show a theoretician the real problem in hydrodynamics he was dealing with, and indicate allowable ways for him to examine the phenomenon.”

N.E. Zhukovsky, 1907

ОГЛАВЛЕНИЕ

CONTENTS

ПРЕДИСЛОВИЕ

Визуализация широко применяется в исследованиях течений жидкости и газа. С помощью визуализации при небольших скоростях получены основные представления об отрыве, переходе ламинарного течения в турбулентное, вихрях (гидротрубы, дымовые струйки, шелковинки).

В исследованиях околозвуковых течений очень большое значение имели теневые методы, в особенности при анализе замыкающих скачков уплотнения и отрыва.

В исследованиях сверхзвуковых течений методы визуализации приобрели еще большее значение – как в связи с появлением новых объектов, так и в связи с усложнением условий эксперимента в аэродинамических трубах (высокие температуры потока, небольшие модели). Расширился круг рассматриваемых явлений (ударные волны, интерференция, трехмерные отрывные течения, вихри, следы, струи). Появилось много новых оптиченских методов, из которых часть не получила распространения, часть имеет ограниченное применение, а некоторые становятся стандартными и успешно конкурируют с измерениями при помощи других различных методов. Ожидается применение стереокиносъемки нестационарных течений, в том числе турбулентных. Интересно то, что проблема “визуализации” течений распространилась и на представление результатов вычислений.

В ЦАГИ разработаны и усовершенствованы разнообразнейшие методы визуализации течений газа. Эти методы широко используются при исследовании течения жидкости и газа. В этой области научными сотрудниками института накоплен обширный материал по всем разделам аэротермодинамики летательных аппаратов и силовых установок и их элементов.

В настоящем альбоме на ряде примеров представлены фотографии, показывающие эффективность визуализации течений при исследовании обтекания и нагревания сверхзвуковых летательных аппаратов и их элементов.

Можно надеяться, что альбом будет полезен всем исследователям и организациям, заинтересованным в дальнейшем прогрессе авиакосмической науки и техники.

Директор Центрального аэрогидродинамического
института имени проф. Н.Е. Жуковского – Государственного
научного центра Российской Федерации,
академик Российской инженерной Академии,
член-корреспондент Академии инженерных наук РФ,
доктор технических наук, профессор
В.Г. Дмитриев

PREFACE

Visualization is widely used in studying liquid and gas flows. It has been a reliable basis for specialists to grasp low-velocity separation, laminar-to-turbulent flow transition, vortices etc (water channels, smoke jets and tufts of wool).

Of great importance for the study of transonic flows were shadow techniques that revealed closing shock waves and separation. In the case of supersonic flows the visualization techniques have been more important in the light of both the appearance of new objects and complication of wind tunnel test conditions (such as high temperatures and small-size models).

The scope of phenomena under study has been widened to include shock waves, interference, 3D separated flows, vortices, wakes, jets, etc. A number of new means have emerged; a part of them did not find use, whilst some are becoming standard and well competitive with direct measurements. The future forestalls the use of stereo-filming of transient flows, including the turbulent ones. It is of interest to note that the issue of flow "visualization" is challenging in representation of Computational Fluid Dynamics results.

TsAGI uses a wide range of methods for gas flow visualization. Scientists of the institute have accumulated an extensive material throughout aerothermodynamics of aircraft and power plants.

The album presents the photographs illustrating effeciency of visualization for study flows and heat of supersonic aircraft and their components.

It may be hoped that the album will be of use to all researchers and organizations interested in the further progress of aeronautical science and technologies.

Director of the Central Aerohydrodynamic Institute
named after Prof. N.E. Zhukovsky – Leading State Scientific Center
of the Russian Federation,
Academician of the Russian Engineering Academy,
Corresponding Member of the Russian Engineering Science Academy,
Dr. Sc. Tech., Professor
V.G. Dmitriev

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

M	–	число Маха невозмущенного потока
Re	–	число Рейнольдса
M_n, M_N	–	числа Маха составляющих скорости потока, нормальных к кромке крыла (к оси тела вращения)
α	–	угол атаки
β	–	угол скольжения
Λ	–	угол стреловидности
$\theta_к$	–	полуугол раствора конуса или клина
ω	–	центральный угол сектора щитка
δ	–	угол установки оперения или киля
$P_{0c} / P_{0\infty}$	–	относительное полное давление в струе
$\pi_c = P_{0c} / P_\infty$	–	относительноя располагаемая степень понижения полного давления в сопле
$n = P_c / P_\infty$	–	относительное давление в струе
$P_{0\infty}$	–	полное давление в потоке за прямым скачком уплотнения
L	–	характерное расстояние между телами
D_i, R_1, R_2	–	диаметр или радиус последовательно расположенных тел
B, H	–	характерные ширина и высота элементов ЛА
C	–	относительная толщина крыла

МЕТОДЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕЧЕНИЯ

ТФ	–	прямотеневая фотосъемка
ЦП	–	цветной прямотеневой метод
ЛН	–	метод лазерного ножа
ТК	–	метод размываемых потоком точек краски
ТИ	–	метод визуализации температуры поверхности с помощью термоиндикаторных покрытий
ЛПД	–	метод измерения давления на поверхности с использованием люминесцентных преобразователей давления
ЦПФ	–	метод цветных полосовых фильтров

NOTATION

M	– free-stream Mach number
Re	– Reynolds number
M_n, M_N	– Mach number of flow velocity components normal to the wing leading edge or axis of the body of revolution
α	– angle of attack
β	– slip angle
Λ	– sweep angle
θ_K	– cone or wedge semiangle
ω	– central angle of flap section
δ	– setting angle of horizontal or vertical stabilizer
$P_{0c} / P_{0\infty}$	– relative jet total pressure
$\pi_c = P_{0c} / P_\infty$	– nozzle pressure ratio
$n = P_c / P_\infty$	– jet pressure relative to the free stream pressure
$P_{0\infty}$	– total flow pressure downstream of normal shock wave
L	– characteristic distance between bodies
D_i, R_1, R_2	– diameter or radius of sequentially arranged bodies in flow
B, H	– characteristic width and height of components
C	– wing thickness-to-chord ratio

FLOW VISUALIZATION TECHNIQUES

SP	– direct shadow photographing
CSF	– coloured strip filter technique
LK	– laser knife method
PP	– method of paint spots washing
TSP	– visualization of surface temperature by using a thermosensitive coating
PSP	– surface pressure measurement using luminescent paints
CSF	– colour strip filter

ВВЕДЕНИЕ

Альбом составлен из фотографий трехмерных (в основном сверхзвуковых) течений, полученных сотрудниками ЦАГИ.

Известны альбомы [12-14] течений жидкости и газа, составленные M. Van Dyke (США), H. Werle (Франция), T. Uemura (Япония). Они отличаются высоким качеством фотографий, но охватывают, как правило, только дозвуковые либо простейшие (плоские и осесимметричные) сверхзвуковые потоки.

Теория и практика освоения сверхзвукового полета, достижение летательными аппаратами гиперзвуковых скоростей, особенно при выходе за пределы атмосферы и при входе в нее, поставили задачи тепловой защиты, вызвали к жизни массу новых сведений об особенностях течений газа и нагревания тел. Возникла потребность в информации о сложных пространственных потоках.

Многообразие этих течений обусловлено и появлением летательных аппаратов (ЛА) новых типов (ракеты, воздушно-космические ЛА). В современной аэродинамике сверх- и гиперзвуковых скоростей (называемой часто аэротермодинамикой в связи с высокими температурами газа) кроме “вечного” требования повышения аэродинамического качества появились проблемы тепловой защиты, газодинамического управления вихревыми, струйными и отрывными течениями, а также их устойчивости. Несмотря на развитие численных методов расчета на основе уравнений движения вязкого газа (Навье-Стокса) с учетом его реальных свойств, основным инструментом познания и критерием истины в решении этих проблем остается эксперимент, в котором по-прежнему актуальны визуальные исследования. Они необходимы и как средство апробирования результатов расчета, и для понимания течений, еще не поддающихся расчету с достаточной надежностью (отрывные, турбулентные, сдвиговые). Визуальные исследования являются наиболее дешевыми и не требуют больших затрат времени, чего нельзя еще сказать о расчетах. Они все больше становятся средством не только качественного, но и количественного анализа явлений.

Обширный экспериментальный материал в этой области за последние сорок лет получен в ЦАГИ. Он только частично и далеко не в лучшем виде представлен в печатных работах; очень многое осталось в отчетах и рабочих документах. Здесь сделана попытка частично восполнить этот пробел. С этой целью выделены трехмерные течения или трехмерные эффекты в сверх- и гиперзвуковых потоках.

Фотографии течений делались с использованием как традиционных в аэрогазодинамике методов визуализации – теневого и его модификаций (например, с цветовым полосовым фильтром [4]), так и новых оригинальных методов, в том числе разработанных в ЦАГИ (см. следующий раздел).

Значительная часть фотографий получена в отделениях аэродинамики силовых установок и аэротермодинамики гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов ЦАГИ.

В предлагаемом альбоме представлены наиболее информативные фотографии.

Составитель выражает благодарность за поддержку и помощь в работе научным сотрудникам ЦАГИ, предоставившим свои фотографии, и редактору Г.И.Майкапару, принявшему участие в формировании альбома.

Особаю благодарность состовитель выражает ученым-экспериментаторам ЦАГИ Лауреату Государственной Премии СССР Л.П. Гурьяшкину и М.А. Иванькину, принявшим активное участие в подготовке альбома.

INTRODUCTION

The album includes photographs of 3D, basically supersonic flows made by TsAGI scientists.

The albums [12-14] of liquid and gas flows by M.Van Dyke, H.Werle, T.Uemura are well known. They feature high quality photographs, but mainly cover subsonic or simplest 2D supersonic flows.

Theories and practice of mastering the supersonic and hypersonic flight, especially of aircraft reentering the atmosphere, have put forward the problem of thermal protection and require new data on air flows and heating. A demand for data on complicated 3D flows has arisen.

The multitude of these flows is due to the advent of vehicles of new types such as rockets and aerospaceplanes. In the area of modern aerodynamics of supersonic and hypersonic velocities (usually called "aerothermodynamics" because of high gas temperatures) the "ever-lasting" problem of increasing the lift-to-drag ratio has been complicated by new problems of thermal protection, gas-dynamic control of vortical and separated flows and their stability. Despite development of numerical methods based on the viscous gas motion equations (Navier-Stokes) taking account of real gas properties, experiments with visualization remain the principal tool of understanding and truth criterion. They are used to validate calculation results and to understand the flows that cannot be calculated reliably, such as separated, turbulent, shear flows. Visual studies are the cheapest and do not require much time, that is not the case with calculation. They are becoming a means for not only qualitative but also quantitative analysis of phenomena.

During the last 40 years, TsAGI has accumulated the extensive experimental data in the field. They are presented in printed works only partially and not as perfectly as could be. The major part may only be seen in internal reports.In this album an attempt is made to partially fill the gap. With this aim the accent is basically placed on 3D flows or 3D effects in supersonic and hypersonic flows.

The flow photographs were obtained by using traditional visualization methods, i.e., direct shadowgraphy and its modifications (such as the colored strip filter photographing in [4]), and by new methods including those devised at TsAGI during the recent decade (see the next Section).

The major part of the photographs were obtained in the departments of Power Plant Aerodynamics and Hydrodynamics of Hypersonic Air Space Vehicles.

The album represents the most comprehensive photographs.

The compiler is thankful to the TsAGI scientists for support and assistance and to G.I. Maikapar, the editor, who also participated in forming the album.

The compiler expresses the particular thanks to TsAGI scientists-experimenters USSR State Prize Winner L.P. Guryashkin and M.A. Ivankin which take active part in preparation this album for publication.

МЕТОДЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕЧЕНИЙ

“Разве вся наука
не рисунки с подписями?”
А.Франс

Визуальные исследования в механике жидкости и газа играют исключительно важную роль. Началом их можно считать рисунки вихревых и отрывных течений, сделанные Леонардо да Винчи. Во многих случаях результаты визуальных исследований стали основой создания теорий (например, “несущие” вихри – циркуляция, подъемная сила; “свободные” вихри – теория воздушного винта, Н.Е. Жуковский) и методов расчета. Оптический эксперимент подтвердил существование ударных волн (Э. Мах, Л. Мах). Визуализация течений газа, связанная с изменением его плотности (теневые методы), чрезвычайно расширила представления о сверхзвуковых течениях. Визуальные методы попрежнему часто становятся средством обнаружения ранее неизвестных явлений. На их основе были сделаны важнейшие открытия: например, переход ламинарного течения в турбулентное (О. Рейнольдс), “большие вихри” в турбулентном пограничном слое.

Все известные визуальные методы можно разделить на два типа: исследование полей течения и исследование характеристик течения на поверхности модели. Не приводя классификации этих методов и не останавливаясь на широко известных (теневые методы, саже-масляная пленка), отметим наиболее простые и уже получившие применение в ЦАГИ.

Очень эффективным в случае трехмерных течений газа является метод лазерного ножа (усовершенствованный метод парового экрана).

Существенным продвижением в понимании теплообмена были разработанные в ЦАГИ методы размываемых точек краски, термоиндикаторных покрытий. Весьма перспективен предложенный в ЦАГИ метод барокрасок, или люминесцентных преобразователей давления.

Отметим также применяемый в США метод цветовой визуализации поля полного давления за моделью, позволяющий обнаружить местные источники сопротивления, которые трудно обнаружить каким-либо иным способом. Этот метод предполагается применить и в летных испытаниях.

Дадим краткое описание применяемых в ЦАГИ методов, на основе которых получены приводимые в альбоме фотографии.

Исследование полей течений

1) Широко распространены оптические методы (теневой и прямотеневой и их модификации: искровой [8, 9], цветных полосовых фильтров [4], интерферометрия и др.), дающие хорошие результаты в случае анализа ударных волн, волн разрежения, отрыва, следов. Использованы также другие способы.

2) Метод лазерного ножа [5], основанный на пропорциональности интенсивности рассеивания света концентрации содержащихся в потоке частиц (мелкие капли продуктов сгорания керосина в подогревателе аэродинамической трубы, капли воды). На снимках скачки уплотнения видны как границы ярких областей, волны разрежения – как темные области, а зоны отрыва и вихри – как “черные” пятна. Использование различных цветов для изображения плотности почернения фотографической пленки при обработке на ЭВМ таких снимков дает дополнительную информацию.

3) Метод высоковольтного разряда [1], основанный на распространении разряда в зонах низкой плотности. Он позволяет, например, визуализировать вихревой шнур в сверхзвуковом потоке. На фотографии шнур виден как белая полоса. Применяется также в сочетании с методом лазерного ножа или парового экрана.

Исследование характеристик течения на поверхности

1) Метод визуализации “предельных линий тока”, включая метод саже-масляной пленки и его модификации.

а) Метод размываемых потоком около поверхности модели точек краски [6] дает достаточно полное представление о зонах отрыва и присоединения течения. Особенно эффективен при быстром вводе модели в поток.

б) Метод абляции модели из специального материала (например, плексигласа) эффективен в высокотемпературных потоках [7]. Предельные линии тока видны на поверхности как черные линии (результат пиролиза материала).

2) Методы визуализации температуры поверхности с помощью термоиндикаторных покрытий [2]. Дает как качественное, так и количественное представление о распределении теплового потока. Применяются вещества, непрозрачные в твердом состоянии, плавящиеся при определенной, не зависящей от давления температуре, и становящиеся при этом прозрачными. Термоиндикаторы разработаны Ставропольским НИИ люминофоров и особо чистых веществ. При контрастной окраске индикатора (светлый цвет) и модели (темный) видна граница плавления. Ее перемещение по поверхности снимается на кинопленку; точке самого раннего изменения цвета соответствует наивысшая плотность теплового потока. Наиболее опасные для летательного аппарата пики теплового потока видны на снимках как узкие темные полосы (они совпадают с линиями “растекания”, т.е. присоединения после отрыва слоев смешения или струй, образующихся при встрече ударных волн). Метод термоиндикаторных покрытий является также одним из наиболее простых для исследования перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Возможно совместное применение различных методов в одном эксперименте.

3) Метод люминесцентных преобразователей давления [3, 10, 11] позволяет по изменению интенсивности свечения покрытий, наносимых на поверхность, “видеть” распределение давления на поверхности модели. Идея применения двух термоиндикаторных покрытий для анализа непрерывного распределения температуры и давления опубликована в Бюллетене изобретений № 20 от 22.06.1972: Г.И. Майкапар, Д.В. Халезов “Способ определения давления на поверхности модели при аэродинамических испытаниях”, авторское свидетельство №343173 (СССР).Благодаря двухкомпонентным преобразователям давления возможно совместное измерение давления и температуры.

В подписях к фотографиям эти методы специально отмечаются условными обозначениями.

FLOW VISUALIZATION TECHNIQUES

Isn't the whole science
the sketches with captions?
A. France

Visual studies in the fluid mechanics are extremely important. One may trace back their origin to vortex and separated flow sketches made by Leonardo da Vinci. In many cases the results of visual studies have formed the basis for creating new theories (for example, "lifting" vortices led to concepts of circulation and lift; "free" vortices underlie N.E. Zhukovsky theory of propellers) and calculation methods. Optical experiments have confirmed the existence of shock waves (E. Mach and L. Mach). Gas flow visualization associated with changes in gas density (the shadow techniques) substantially expanded the understanding of supersonic flows. Visual observations remain a means for discovering the phenomena not previously known. Crucial discoveries were made on their basis: e.g., laminar-to-turbulent transition (O. Reynolds) and "large vortices" in the turbulent boundary layer.

All the visual investigation methods may be subdivided into two types: flow field study and flow/aircraft surface interaction evaluation. Without detailing the classification and the widely known methods (such as shadow techniques and soot-oil film), let us point out the simplest ones that have already been used at TsAGI.

Very efficient in the case of 3D gas flows is the "laser knife" method, the improved method of vapour screen. Considerable progress in understanding heat transfer was obtained owing to the TsAGI-developed methods with paint dot wash-out and thermosensitive paints. Good perspectives are opened for the TsAGI-developed method with pressure sensitive paints or luminescent pressure transducers.

Note also in the US-applied method of colour visualization for total pressure field behind a model, permitting detection of local drag sources which are difficult to detect otherwise. This method would also be useful in flight investigations.

Below we provide a short description of the TsAGI-used methods that generated the photographs in the album.

Flow field investigation.

1) Widely known are optical methods (including shadowgraphy and its modifications such as flash [8, 9], colour strip filter [4], and interferometry). They are good for visualising shock waves, expansion fans, separation, and wakes. We add the following.

2) Laser knife method [5] based on proportionality of the light scatter intensity to the concentration of particles contained in the stream (such as droplets of kerosene burning products from a wind tunnel airheater, drops of water, etc.). Internal and bow shock waves are seen as boundaries of bright regions; expansion waves, as dark regions; and separation zones and vortices, as "black spots". Computer processing for color imitation of photofilm density provides additional information.

3) High-voltage discharge method [1] based on discharge propagation in low density zones. In this case, for instance, a vortex in supersonic flow is seen on a photograph as a white strip. The method is combined with vapour screen or laser knife.

Investigation of surface flow characteristics

1) Methods for vizualization of limiting streamlines (including lamp black-oil film method and its modifications):

a) method of [6] with surface-deposited dots of paint gives rather comprehensive detection of regions of flow separation and re-attachment; particularly effective if a model is rapidly driven into the stream;

b) method of [7] with surface ablation of a model manufactured from a special material (such as acrylic plastic) is effective too, but demands high temperature stream; the limiting streamlines are seen as black lines (generated by pyrolysis).

2) Model surface temperature visualization with the use of thermosensitive coatings (see [2]) gives both qualitative and quantitative information about heat flux distribution over the surface. Applied are thermosensitive paints opaque in solid state, melting at a certain temperature (independent of pressure), and becoming transparent, are used. Temperature indicators were prepared by the Institute of luminescent and pure materials (Stavropol city).

If a light-colored paint covers a dark model, then the fusion boundary is seen. Its movement over the surface is taken by a cine camera; the point of the earliest change in color corresponds to the maximum heat flux. "Peaks" of heat flux most dangerous for the flying vehicle are seen on the photos as narrow dark strips (they coincide with lines of "attachment" of separation shear layers or jets induced by shock-on-shock interference).

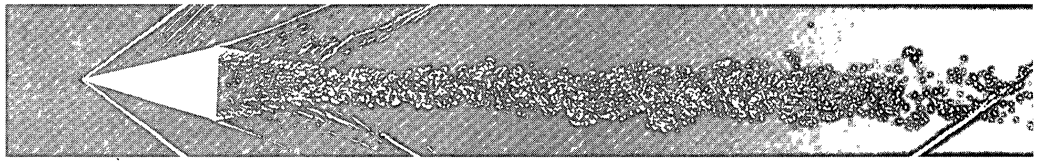
The method is one of the simplest for laminar-to-turbulent transition in boundary layer investigation. Various methods may be used jointly in one experiment.

3) Luminescent pressure transducer method of [3, 10, 11] enables pressure field on the model surface to be obtained on the basis of luminosity intensity. Concept of two thermopaint coatings use for obtaining continuous distribution of temperature and pressure was published in Bulletin N 20, 22.06.1972. G.I. Maikapar, D.V. Chalesov "Method of pressure measurement on the model surface in aerodynamic experiments". Invention certificate №343173 (USSR). Using the two component transducers joint measurement of pressure and temperature is possible.

These methods are specified in photograph captions by involving the symbols stated in Notation section.

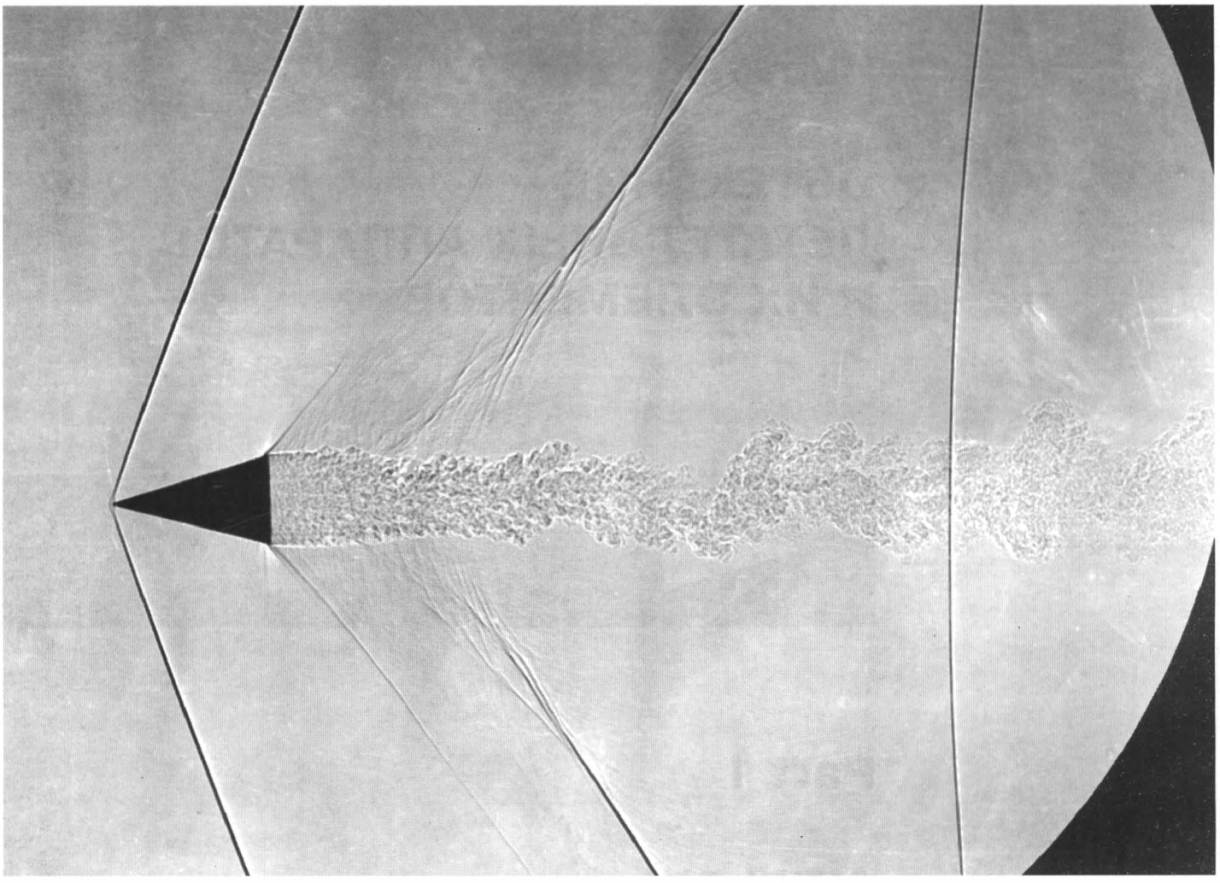
Часть 1

ОБТЕКАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ ЭЛЕМЕНТОВ



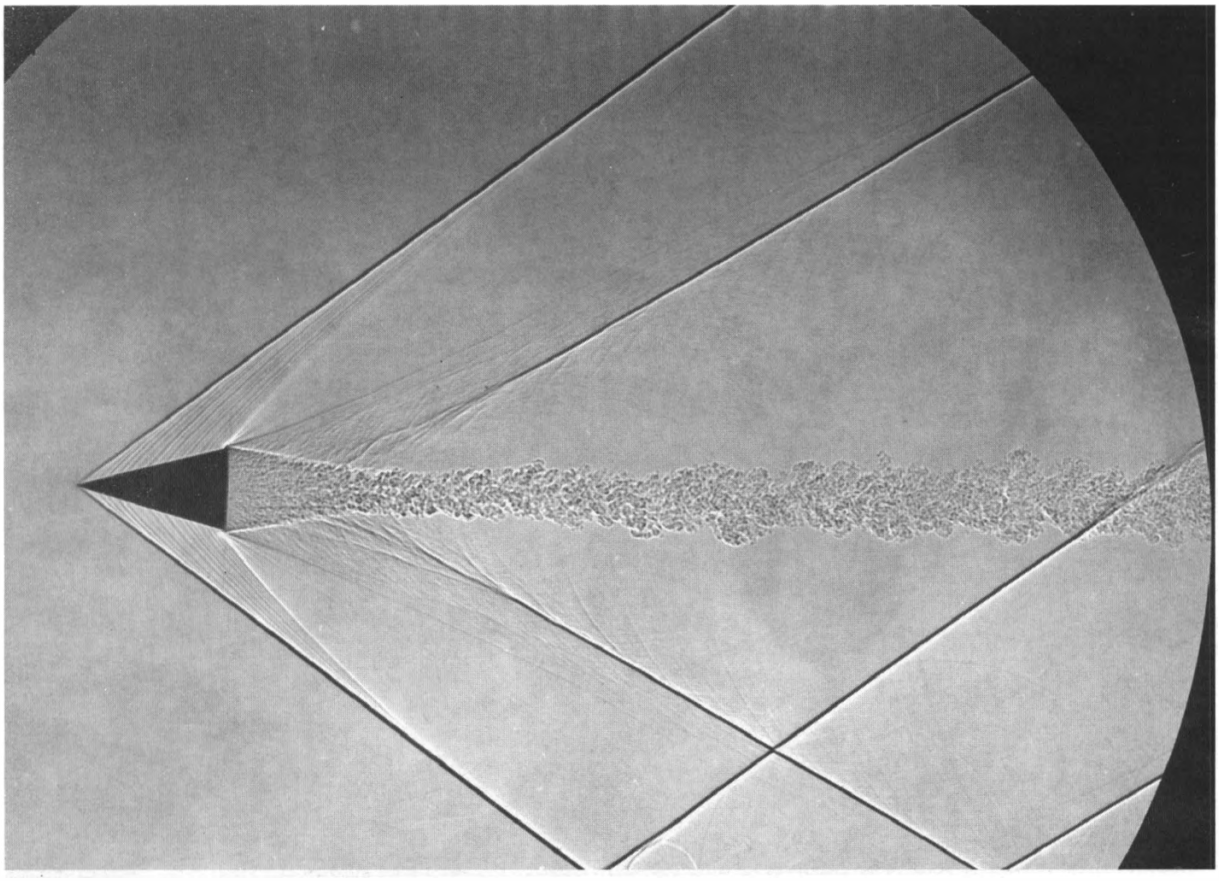
Part 1

AIRFLOW OF FLYING VEHICLES AND THEIR COMPONENTS



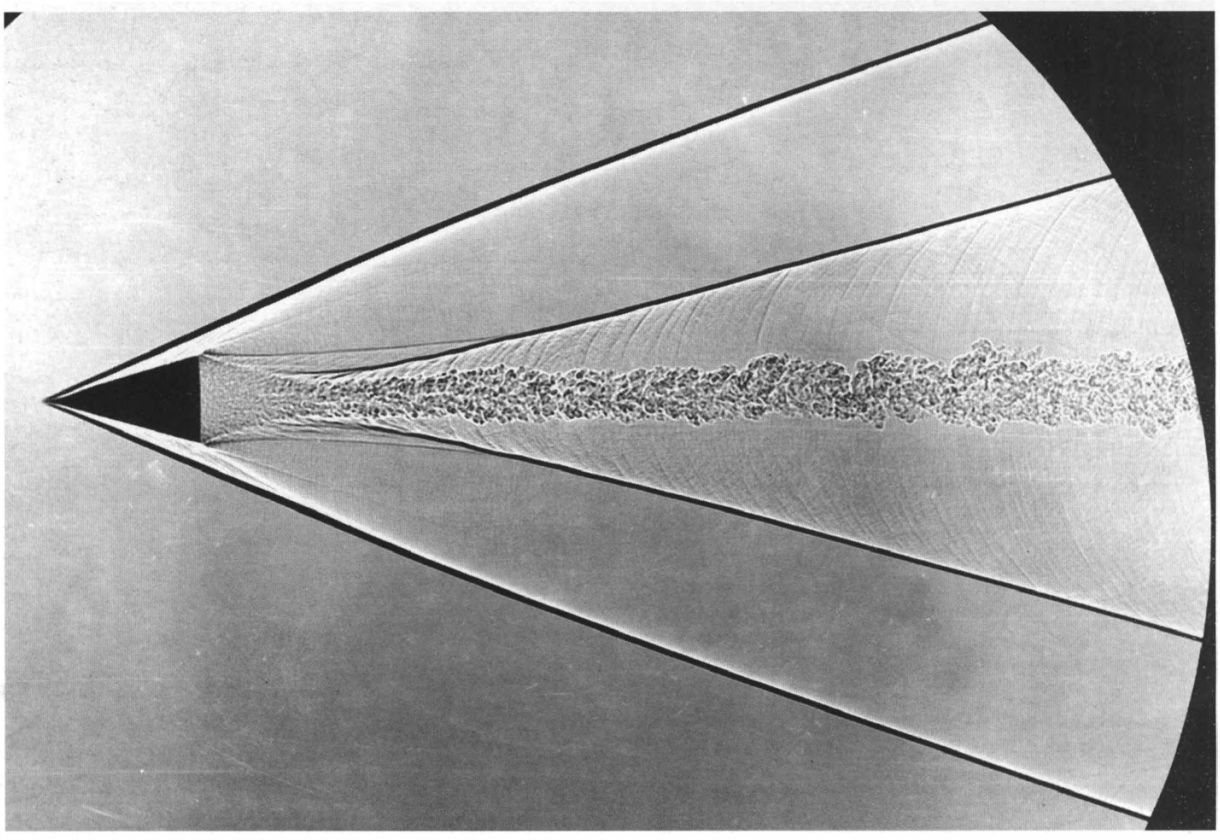
1. Скачки уплотнения и след при обтекании конуса ($\theta_к = 15^\circ$) в полете (аэробаллистическая установка, ТФ), M = 1,19 (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1976).

1. Shock waves and wake, air flow past the cone ($\theta_к = 15^\circ$) in free flight (aeroballistic trace, SP), M = 1.19 (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1976).



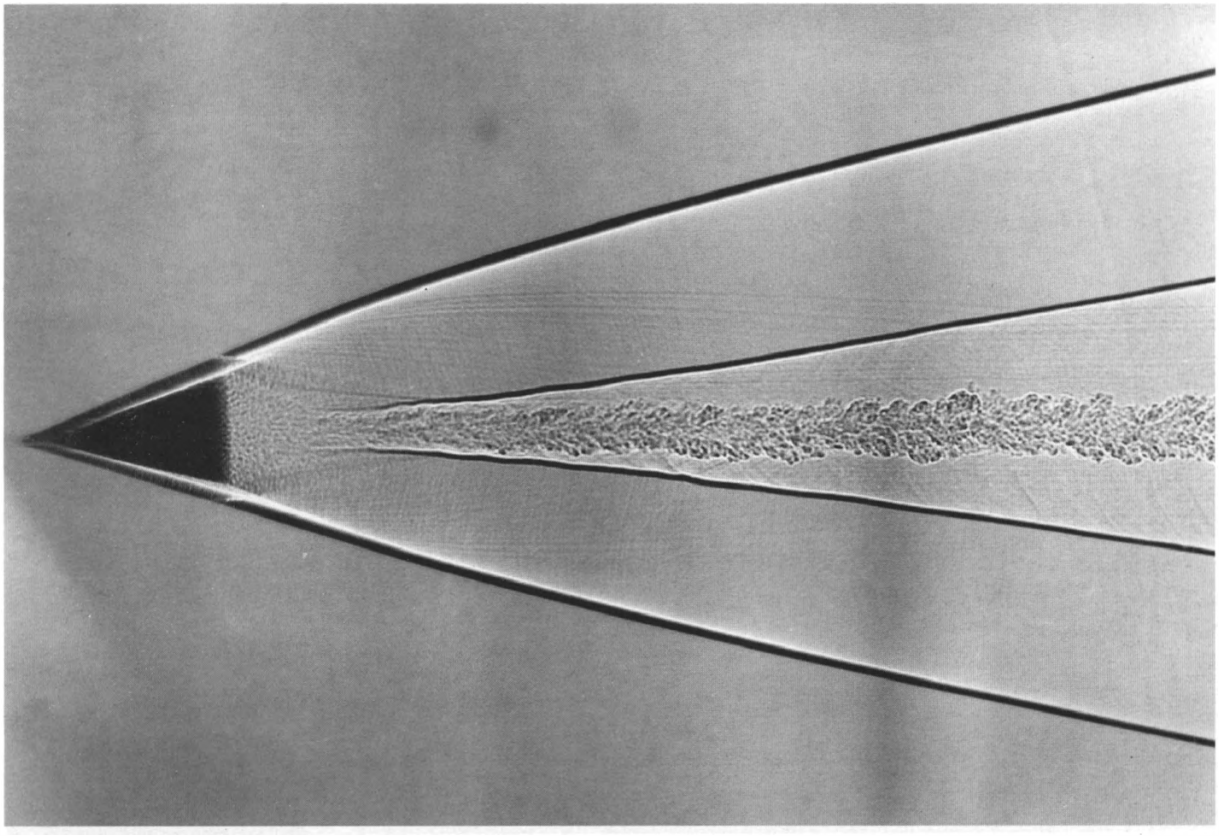
2. Скачки уплотнения и вихревой след при обтекании конуса ($\theta_к = 15^\circ$) в полете (аэробаллистическая установка, ТФ), M = 1,9. Крупномасштабные поперечные вихревые структуры в дальнем следе; скачки, отраженные от стенки (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1966).

2. Shock waves and wake, airflow past the cone ($\theta_к = 15^\circ$) in free flight (aeroballistic trace, SP), M = 1.9. Large transverse vortices in far wake; shock waves reflected from the wall (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1966).



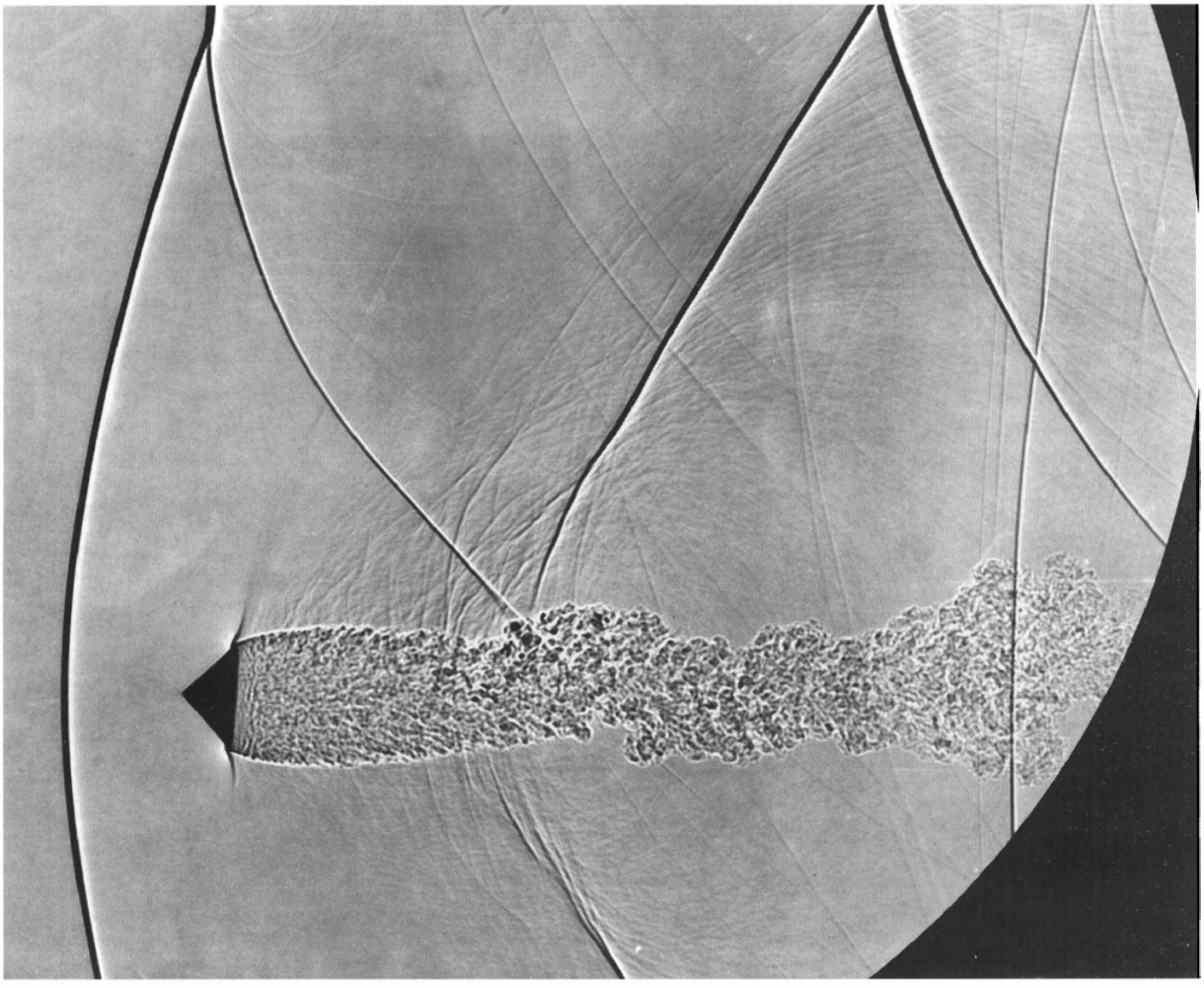
3. Скачки уплотнения и вихревой след при обтекании конуса ($\theta_к = 15^\circ$) в полете (аэробаллистическая установка, ТФ), M = 3,55. Крупномасштабные поперечные вихревые структуры в дальнем следе и звуковые волны от них (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1970).

3. Shock waves and wake, airflow past the cone ($\theta_к = 15^\circ$) in free flight (aeroballistic trace, SP), M = 3.55. Large transverse vortices in far wake (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1970).



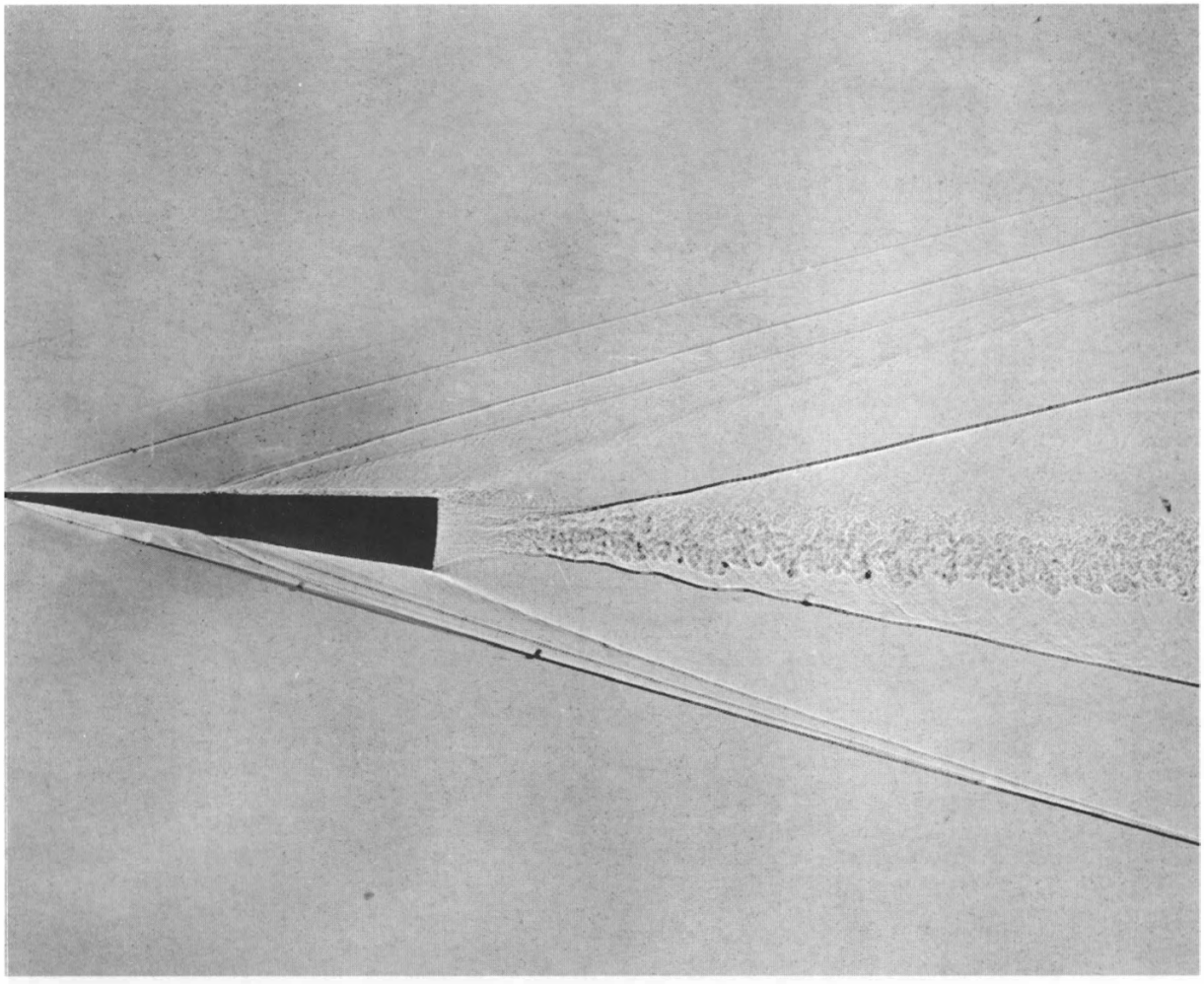
4. Скачки уплотнения и вихревой след при обтекании конуса ($\theta_к = 15^\circ$) в полете (аэробаллистическая установка, ТФ), M = 5,5. Модель изготовлена из сплава магния. Видны наклонные по направлению к оси продольные возмущения, идущие за торцом конуса от головного скачка уплотнения (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1968).

4. Shock waves and wake, airflow past the cone ($\theta_к = 15^\circ$) in free flight (aeroballistic trace, SP), M = 5.5. Model manufactured from magnesium alloy. Inclined longitudinal disturbances from the bow shock propagate downstream of the bottom (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1968).



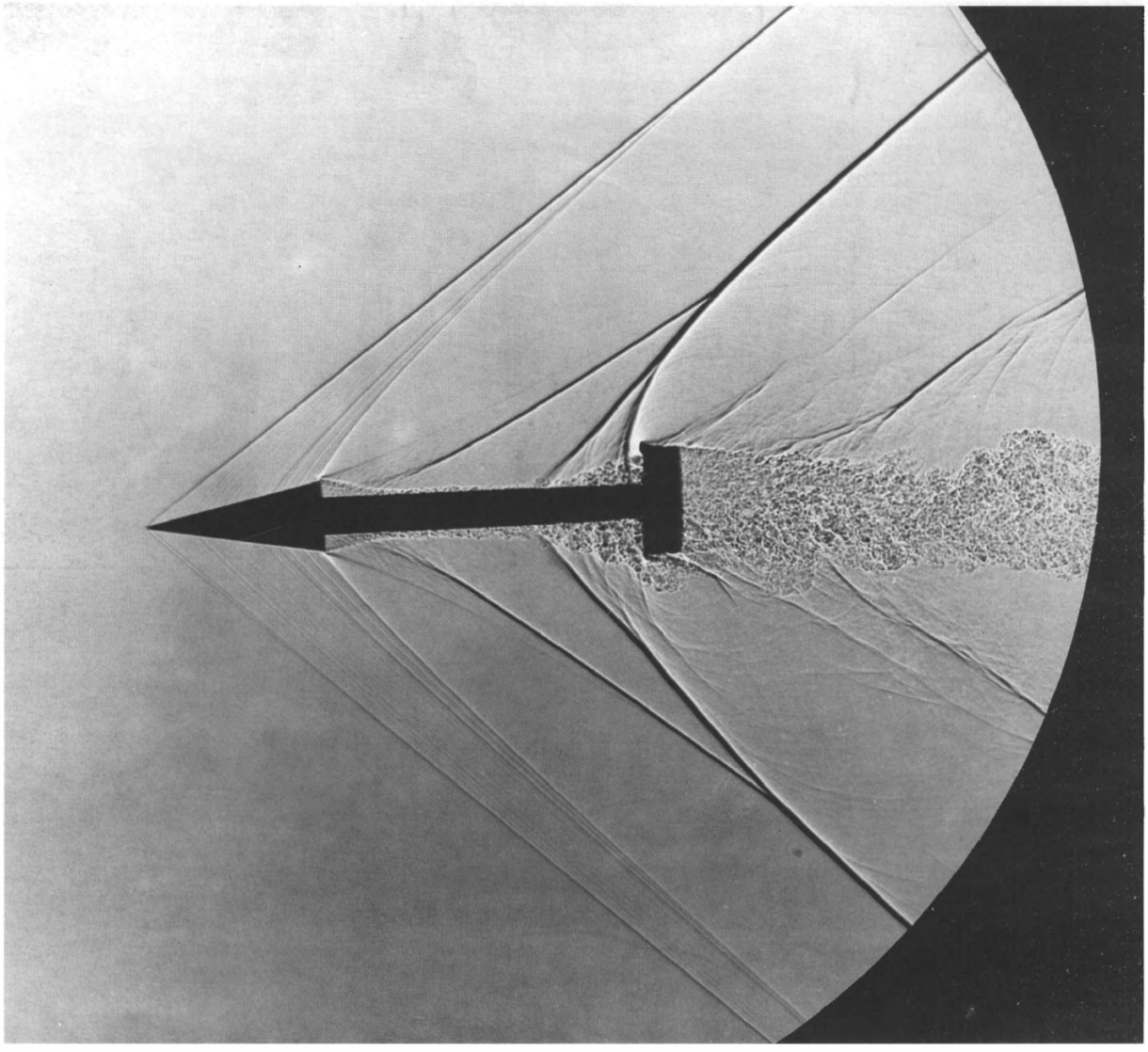
5. Обтекание конуса ($\theta_к = 50^\circ$, аэробаллистическая установка, ТФ), M = 1,6. Представляет интерес взаимодействие ударной волны, отраженной от стенки, с ближним следом и звуковые волны в окрестности следа (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, А.П.Красильщиков, 1970).

5. Airflow over the cone ($\theta_к = 50^\circ$, aeroballistic trace, SP), M = 1.6. The wall-reflected bow wave interacts with near wake and sound waves near the wake (V.E. Belov, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1970).



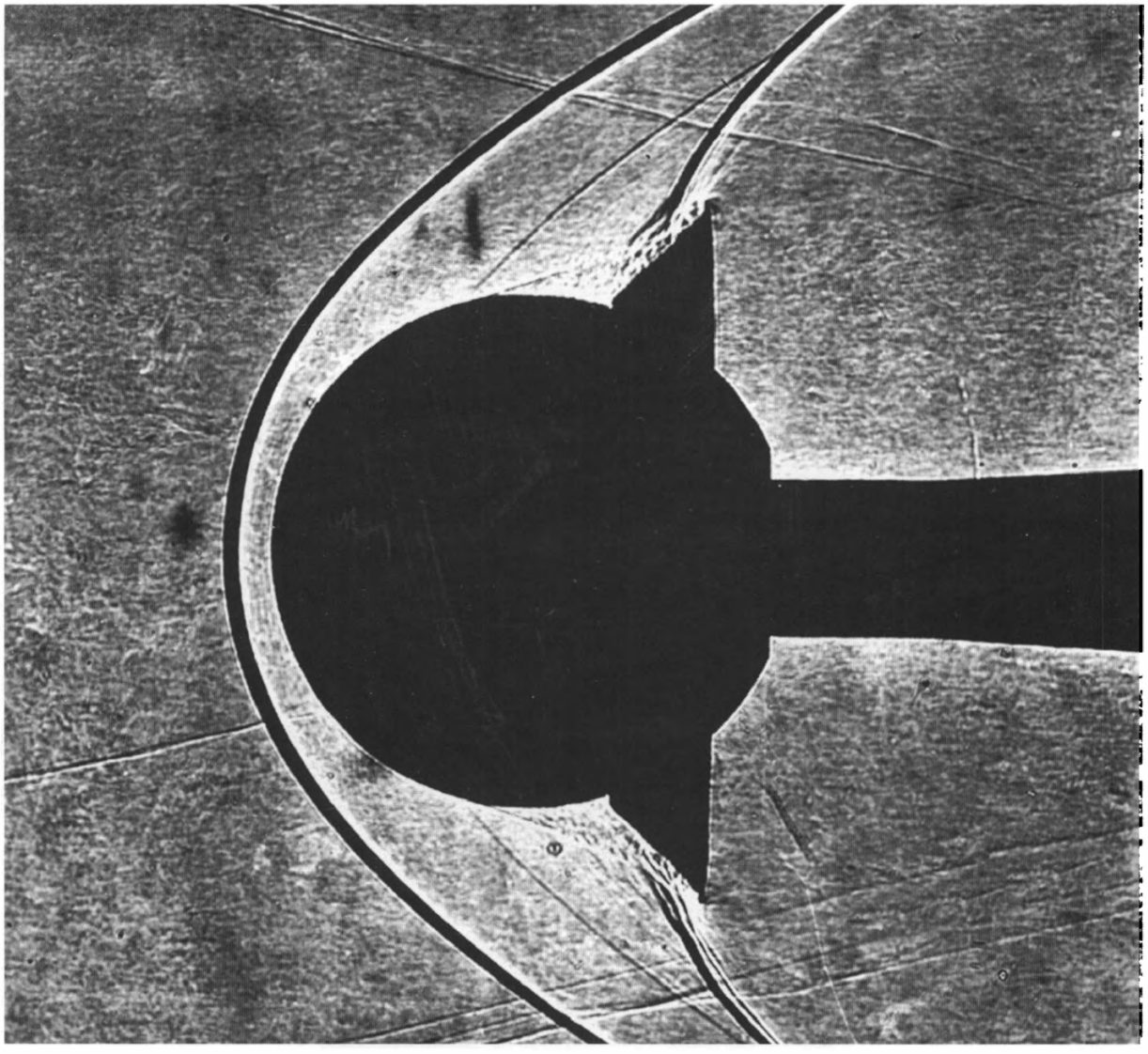
6. Обтекание тонкого составного конуса ($\theta_к = 4{,}5^\circ$) на угле атаки 5,5°, M = 3,8 (аэробаллистическая установка, ТФ). Видны скачки от стыковки двух частей в средней части конуса, утолщение пограничного слоя на подветренной стороне, дальний след (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1968).

6. Airflow around the slender combined cone ($\theta_к = 4.5^\circ$), angle of attack of 5.5°, M = 3.8 (aeroballistic trace, SP). Note the shocks from the junction of the parts, increased thickness of the leeside boundary layer, and far wake (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1968).



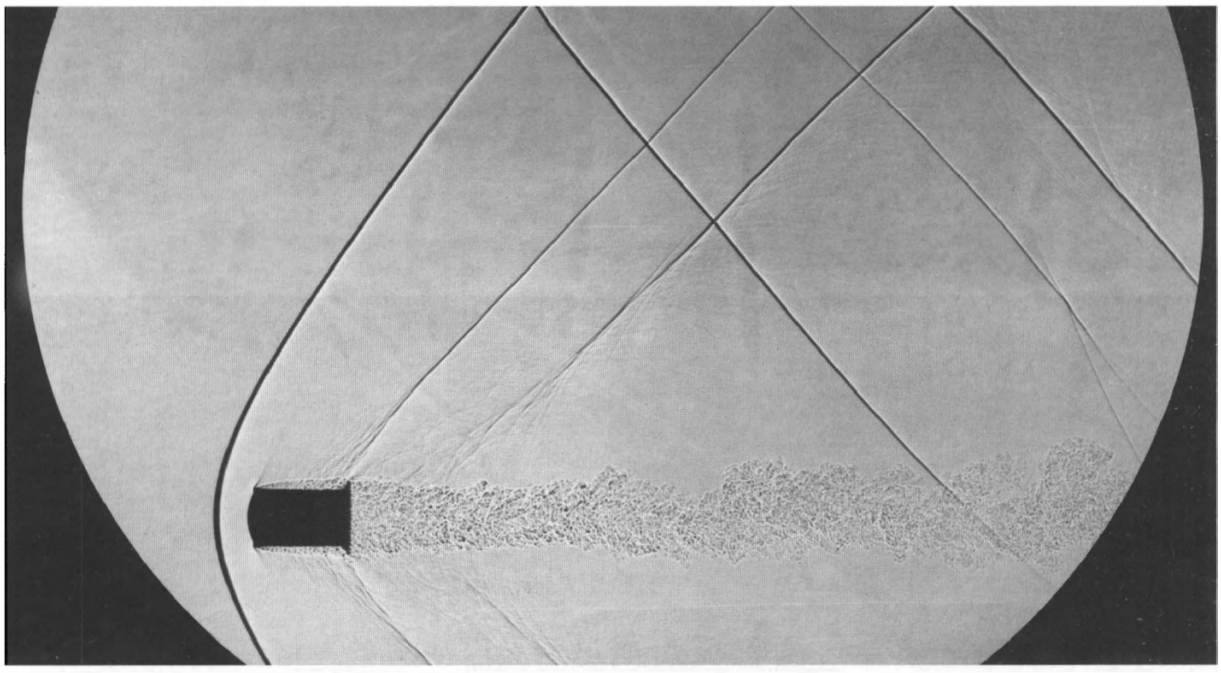
7. Обтекание комбинированного тела “конус ($\theta_к$ = 10°) – цилиндр с удлиненной каверной”, M = 1,68 (аэробаллистическая установка, ТФ). Замкнутые отрывные зоны – донная за и перед кольцевым уступом (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, В.С. Хлебников, 1975).

7. Airflow around the combined body: cone ($\theta_к$ = 10°) plus cylinder with long cavity, M = 1.68 (aeroballistic trace, SP). Closed zones of separation downstream and upstream of the steps (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, V.S. Khlebnikov, 1975).

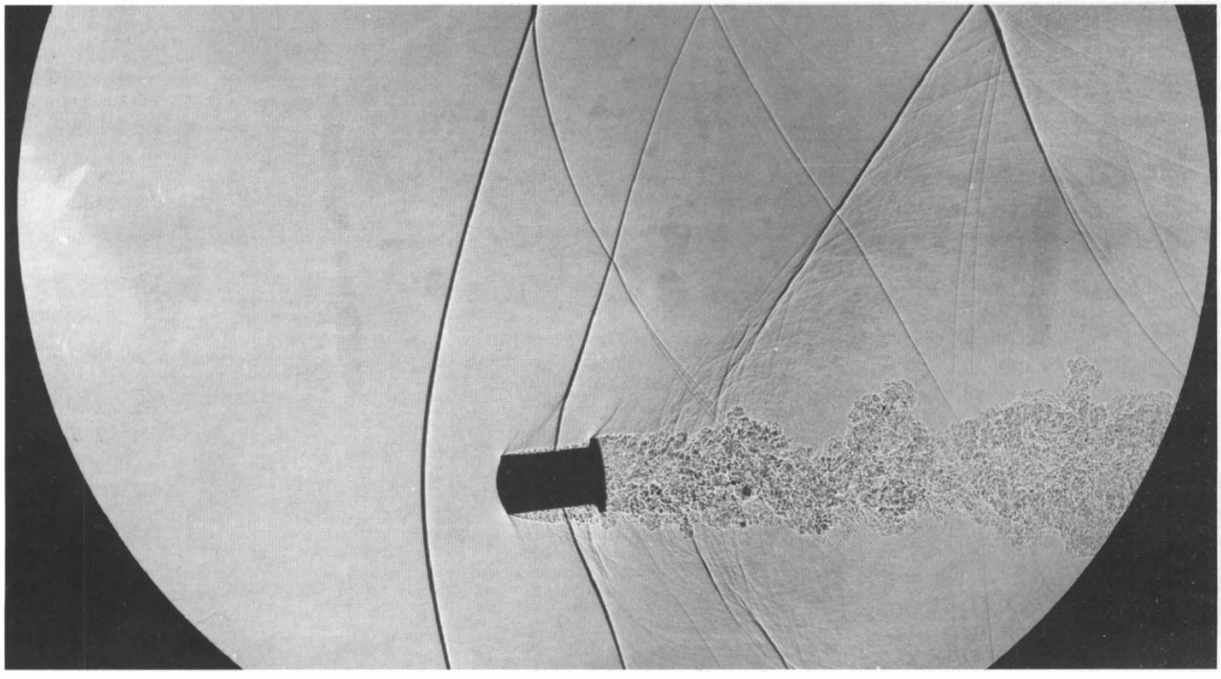


8. Обтекание щитка ($\theta_щ = 30^\circ$, $L_щ = 0{,}25D$) на сфере ($D = 0{,}075$ м), $M = 4$, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 1{,}95 \cdot 10^6$. Кольцевая отрывная зона перед щитком в потоке с отрицательным продольным градиентом давления (И.Ф. Белов, 1961).

8. Airflow over the flap ($\theta_{fl} = 30^\circ$, $L_{fl} = 0.25D$) on the sphere ($D = 0.075$ m), $M = 4$, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 1.95 \cdot 10^6$. The annular zone of separation in flow with negative pressure gradient (I.F. Belov, 1961).



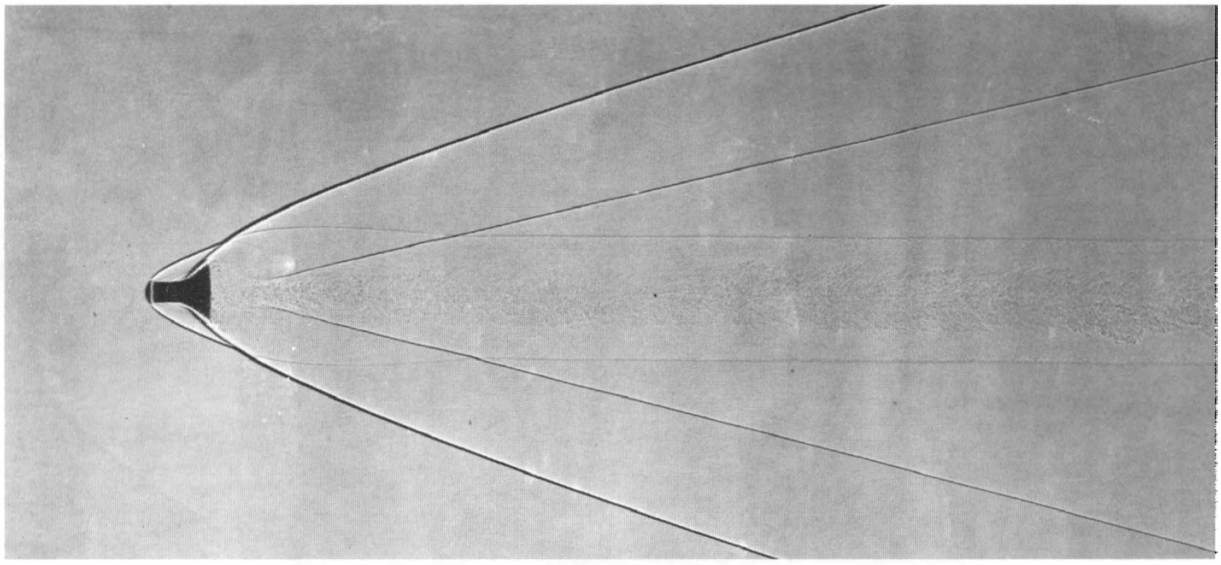
а)



б)

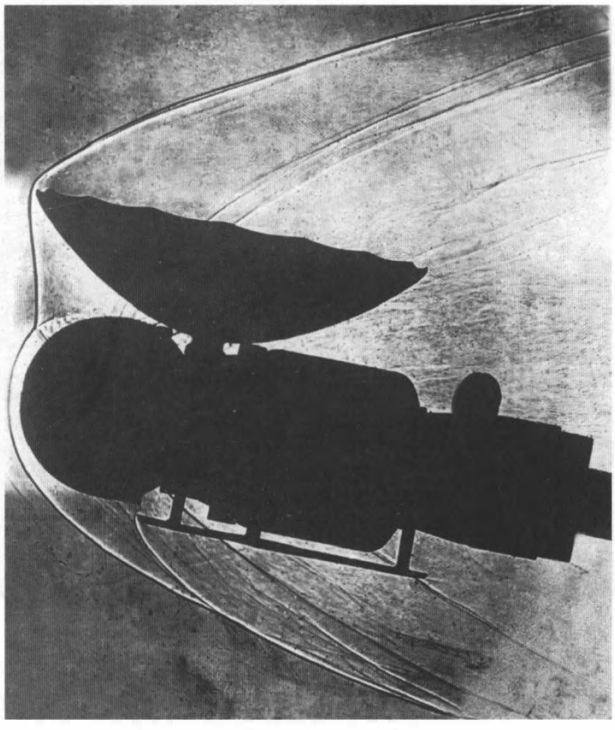
9. Обтекание трансзвуковым потоком (M = 1,1) цилиндрического тела с затуплением и коническим щитком (ТФ): а) $\theta_к = 50^\circ$, $\alpha = 0^\circ$; б) $\theta_к = 35^\circ$, $\alpha = 10^\circ$. Отрыв потока с передней угловой кромки и усиление когерентных структур в дальнем следе (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1975).

9. Blunted cylindrical body with conical flap in transonic flow at M = 1.1 (SP): а) $\theta_к = 50^\circ$, $\alpha = 0^\circ$; б) $\theta_к = 35^\circ$, $\alpha = 10^\circ$. Flow separation from the leading edge; intensification of coherent structures in far wake (V.E. Belov, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1975).



10. Обтекание затупленного цилиндрического тела (M = 3) с коническим щитком ($\theta_к$ = 40°) (аэробаллистическая установка, ТФ). Безотрывное обтекание щитка и когерентные структуры в дальнем следе (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1970).

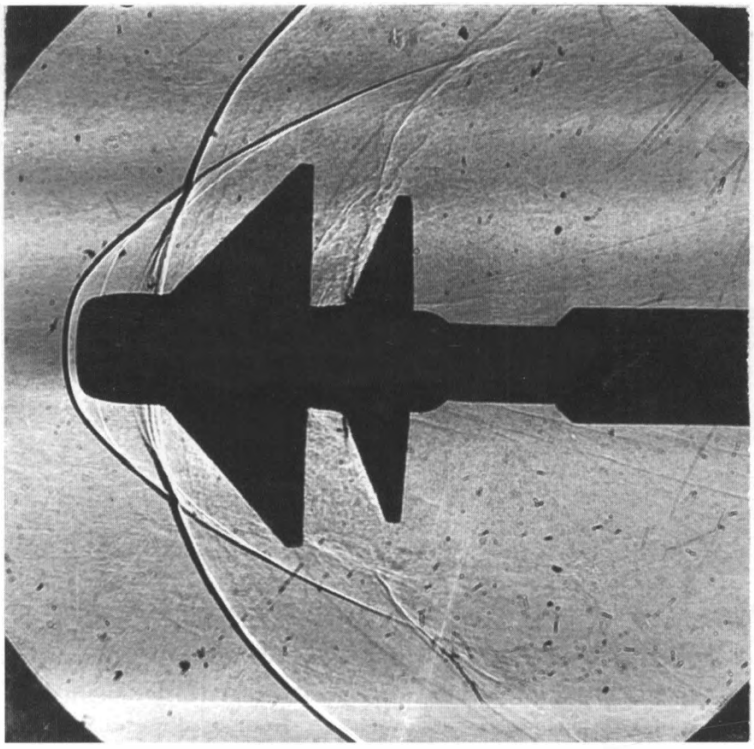
10. Airflow past blunted cylinder with conical flap ($\theta_к$ = 40°) (aeroballistic trace, SP), M = 3. Separation-free flow upstream of the flap; coherent structures in far wake (V.E. Belov, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1970).



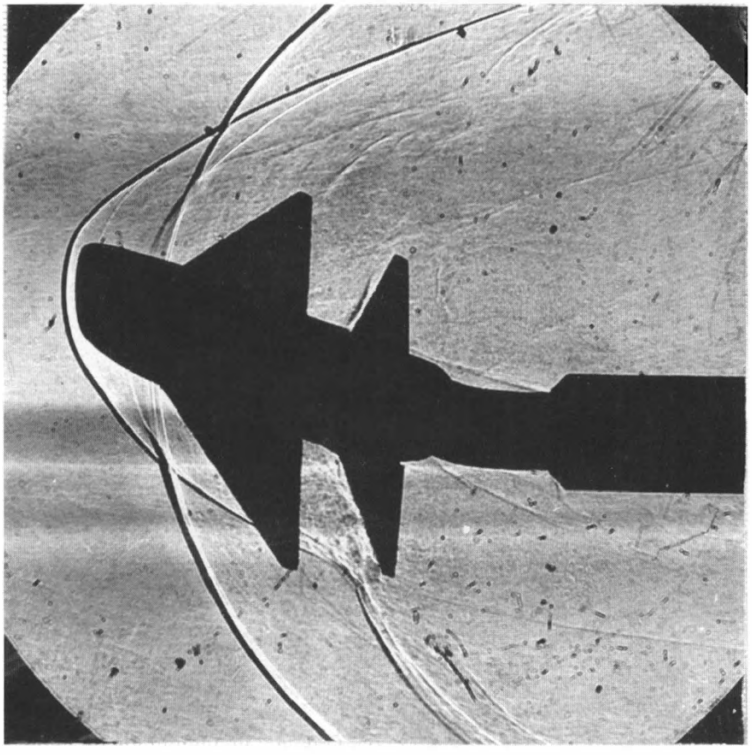
11. Обтекание затупленного цилиндра с сегментом сферы, имитирующим антенну, M = 6,9, α = 10° (Р.М. Бондаренко, 1967).

11. Airflow over blunted cylinder with spherical segment to represent antenna, M = 6.9, α = 10° (R.M. Bondarenko, 1967).

а)

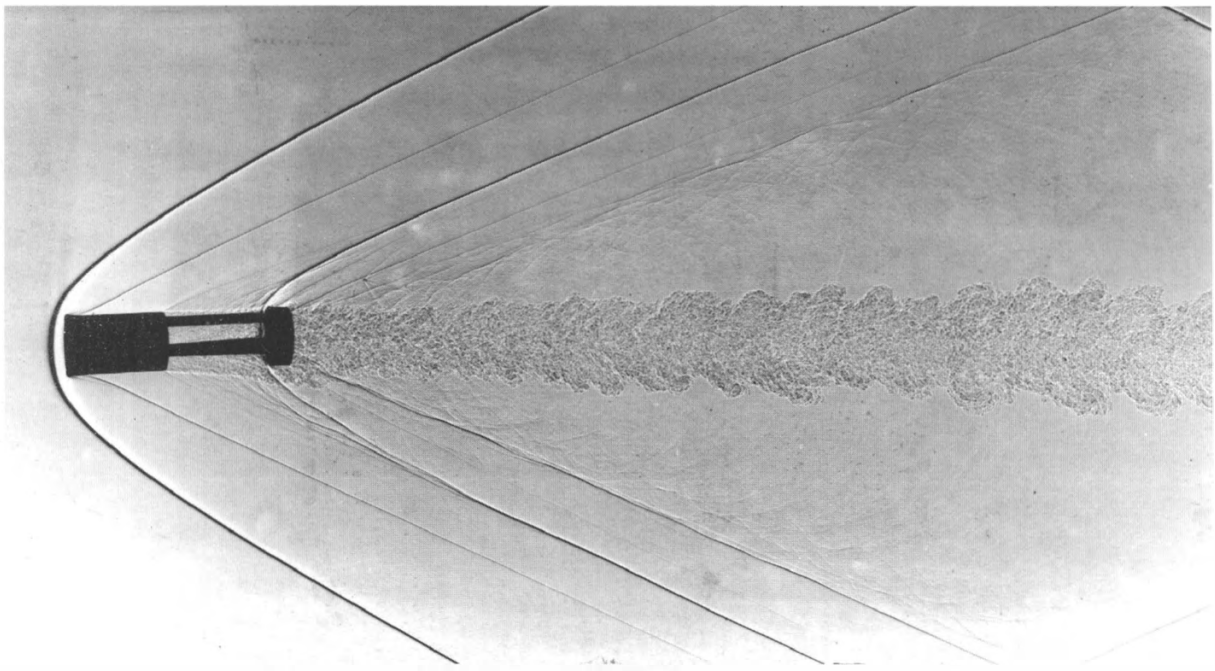


б)

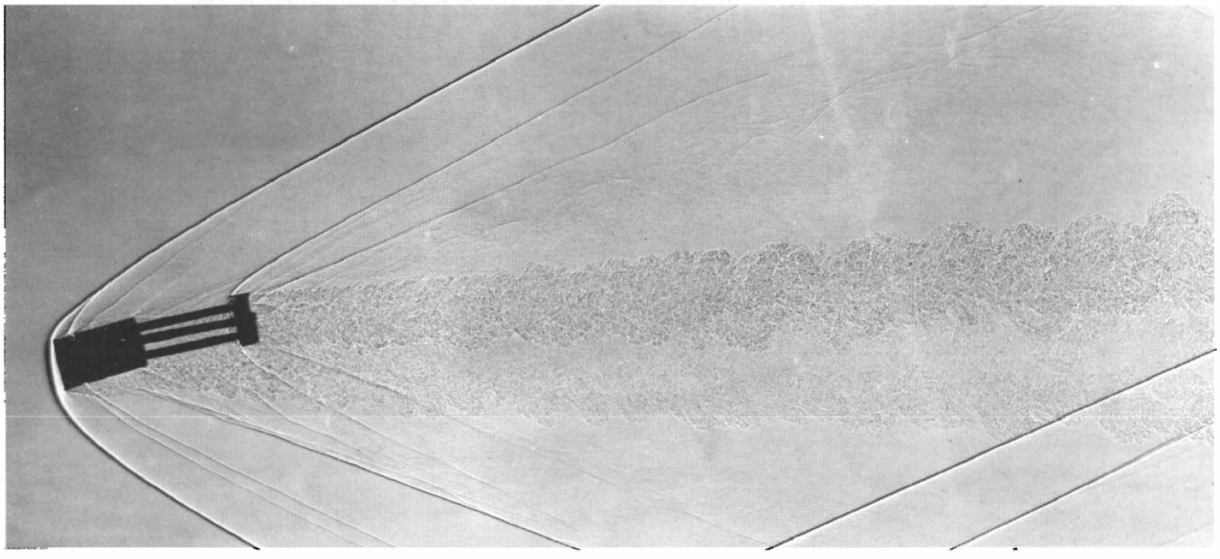


12. Обтекание модели сверхзвукового самолета под углом атаки $\alpha = 60^\circ$ при съемке под различными ракурсами (γ), M = 6: а) $\gamma = 80^\circ$; б) $\gamma = 90^\circ$. Сложная система скачков уплотнения и их интерференция (В.П. Кутухин, 1969).

12. Airflow past supersonic aircraft, $\alpha = 60^\circ$, various angles of view (γ), M = 6: а) $\gamma = 80^\circ$; б) $\gamma = 90^\circ$. Complicated system of shocks; their interference (V.P. Kutukhin, 1969).



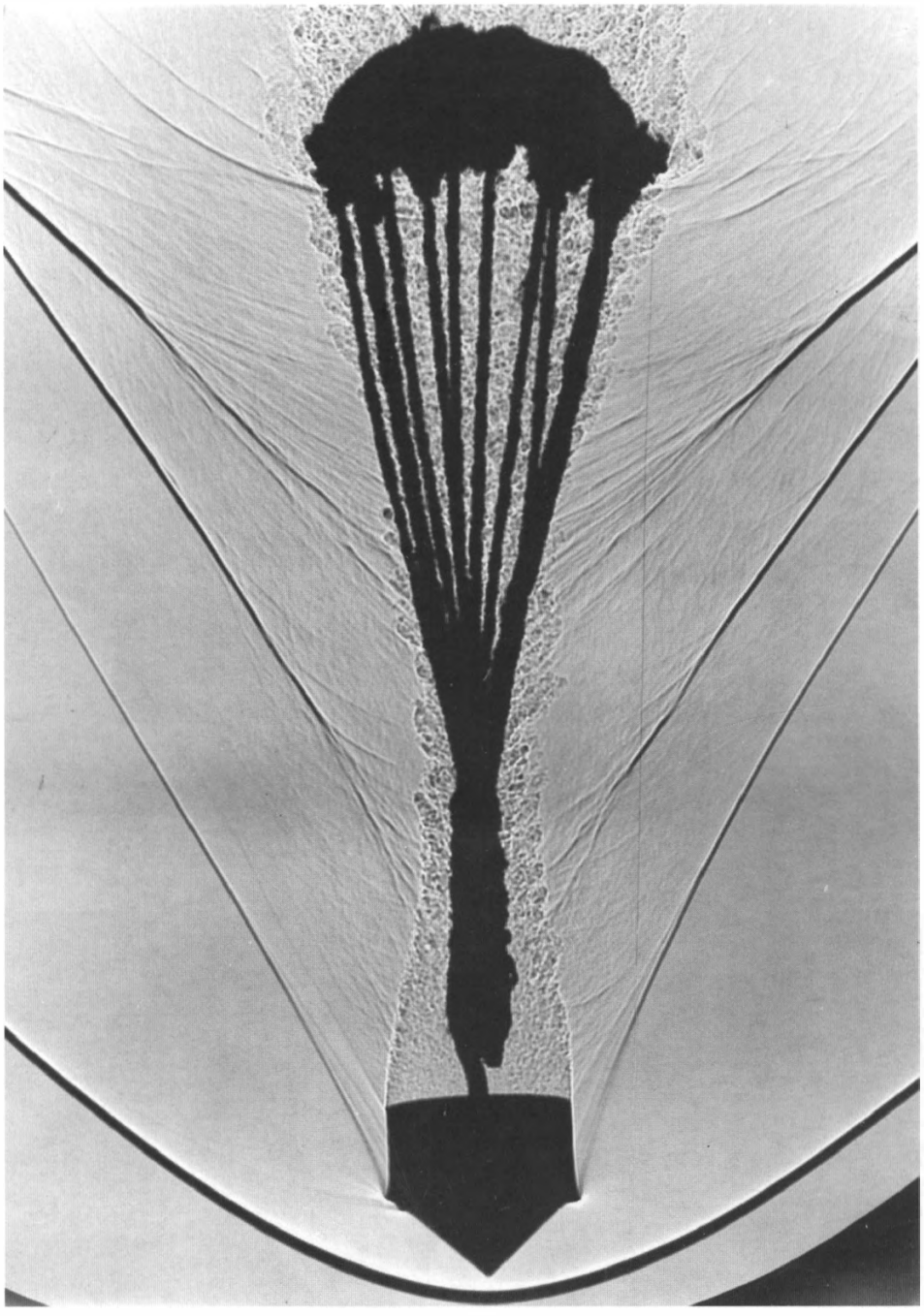
а)



б)

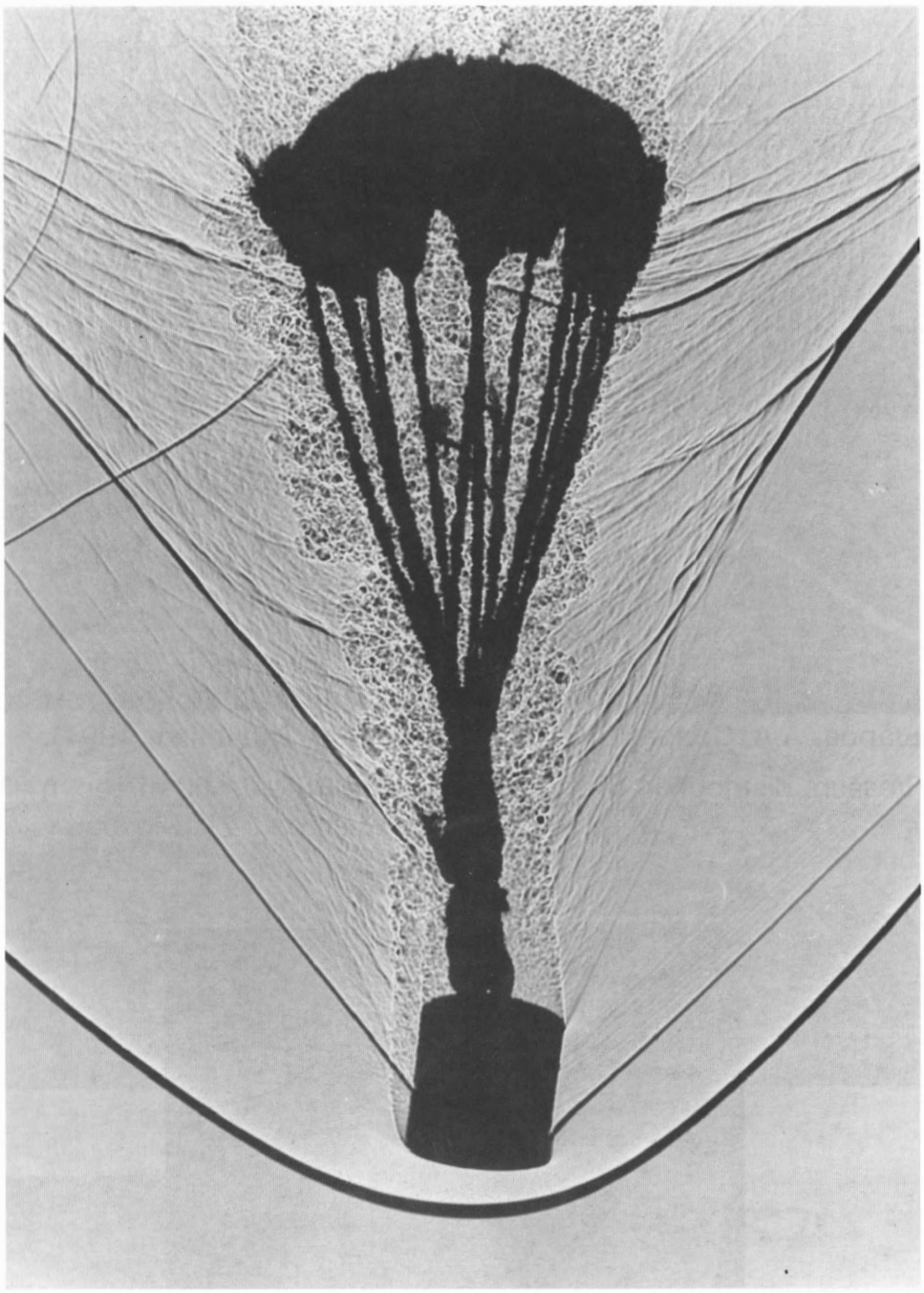
13. Обтекание составной цилиндрической модели (аэробаллистическая установка, ТФ) M = 2,56: а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 15^\circ$. Когерентные структуры в дальнем следе и развитие отрывной зоны на подветренной стороне до передней угловой кромки (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1975).

13. Airflow past combined cylindrical model (aeroballistic trace, SP), M = 2.56: а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 15^\circ$. Coherent structures in far wake, development of separation on lee side (V.E. Belov, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1975).



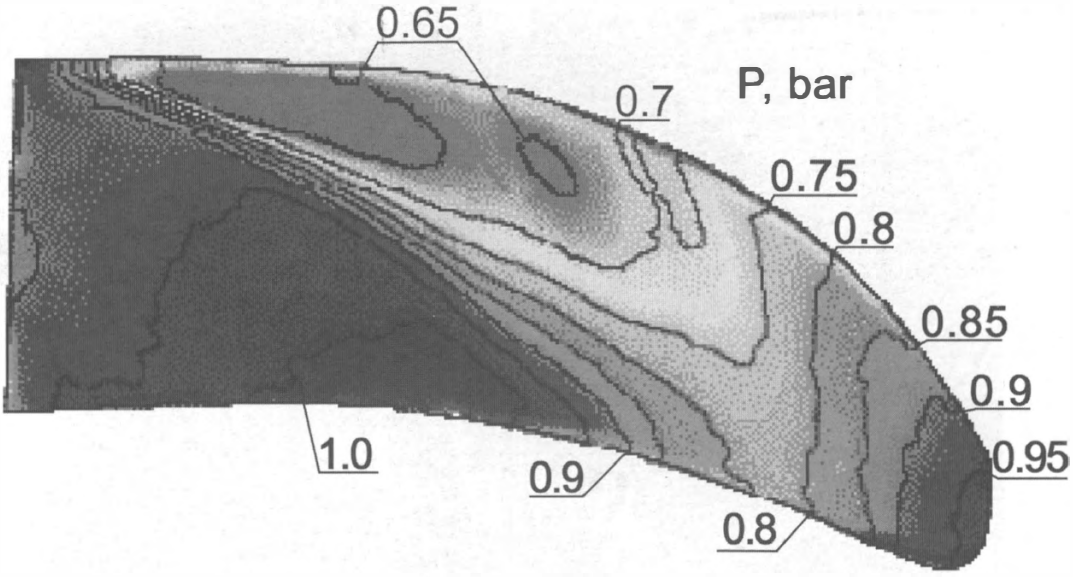
14. Обтекание спускаемого тела и парашюта (аэробаллистическая установка, ТФ), M = 1,8, $\alpha = 0^\circ$. Взаимодействие парашюта с дальним следом за телом, расширяющимся до диаметра раскрытого парашюта (Л.П. Гурьяшкин, В.С. Хлебников, 1975).

14. Airflow past descending body with parachute (aeroballistic trace, SP), M = 1.8, $\alpha = 0^\circ$. Interference of the parachute with far wake expanding to the parachute diameter (L.P. Guryashkin, V.S. Khlebnikov, 1975).



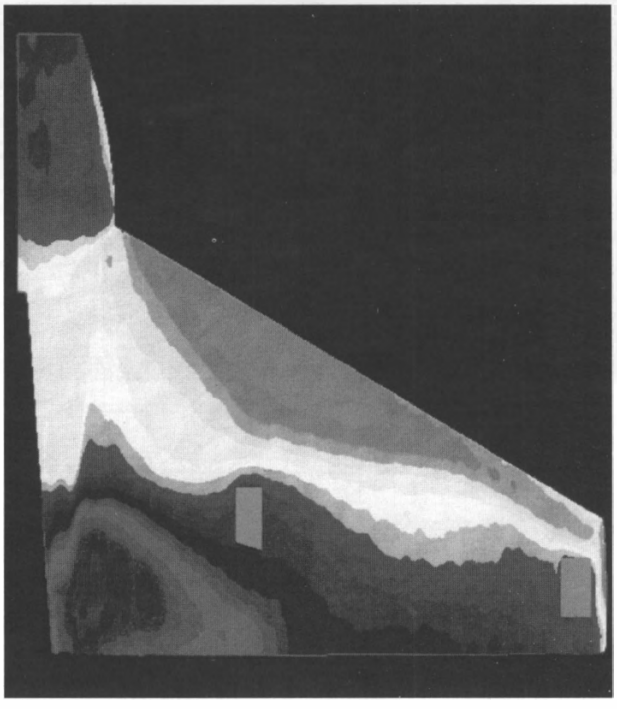
15. То же, M = 2,2, $\alpha = 10^{\circ}$ (Л.П. Гурьяшкин, В.С. Хлебников, 1975).

15. The same, M = 2.2; $\alpha = 10^{\circ}$ (L.P. Guryashkin, V.S. Khlebnikov, 1975).



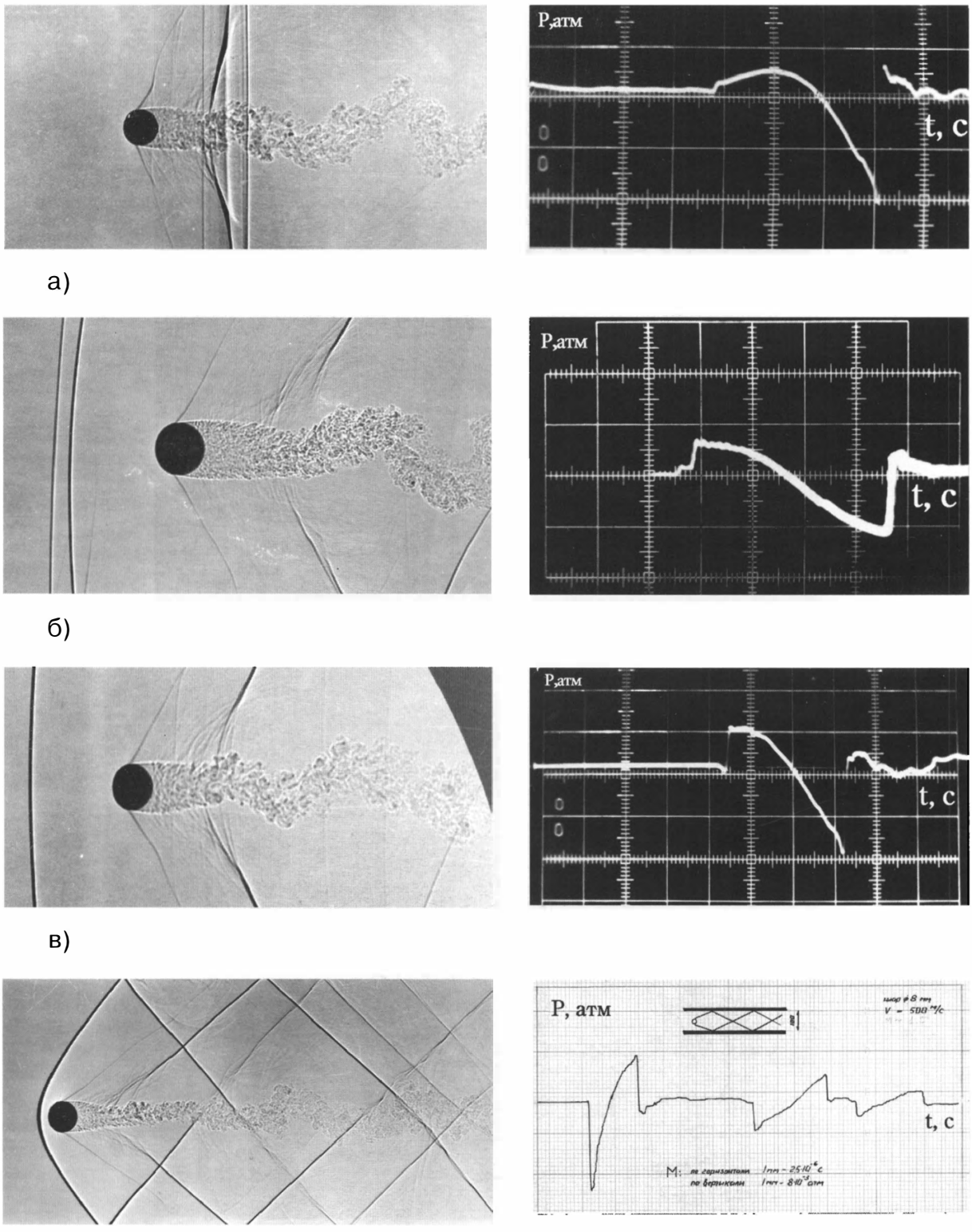
16. Распределение давления на лопасти винта ЛПД при V = 60 м/с, n = 7000 об/мин (А.П. Быков, Л.П. Гурьяшкин, С.Д. Фонов, А.Н. Кишалов, В.Е. Мошаров, А.А. Орлов, С.П. Остроухов, В.Н. Радченко, 1994).

16. Pressure distribution over propeller blade PSP, V = 60 m/sec, n = 7000 rpm (A.P. Bykov, L.P. Guryashkin, S.D. Fonov, A.N. Kishalov, V.E. Mosharov, A.A. Orlov, S.P. Ostrouhov, V.N. Radchenko, 1994).



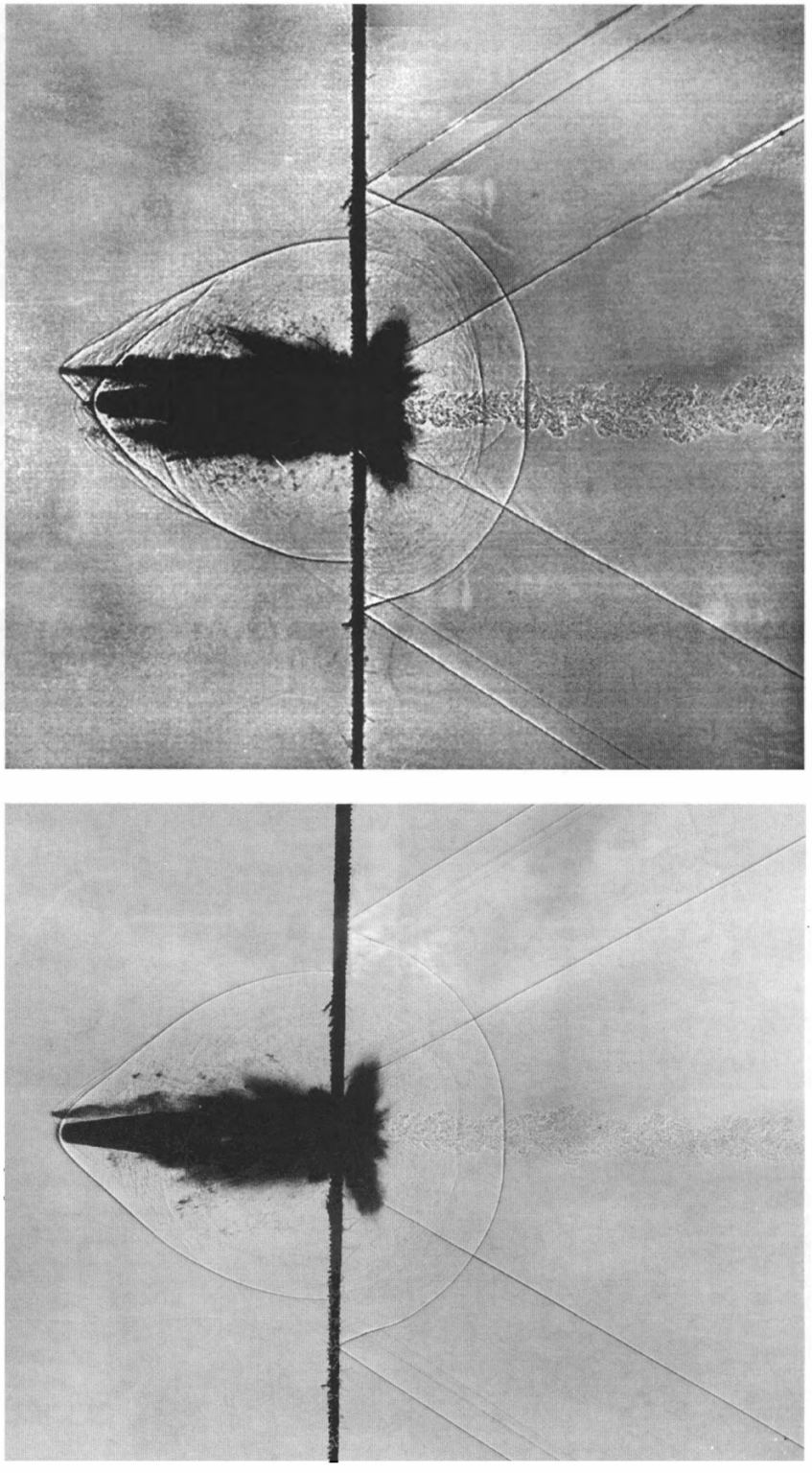
17. Поле давления на крыле модели сверхзвукового самолета (ЛПД), M = 0,9, $\alpha = 10^\circ$ (А.П. Быков, В.Е. Мошаров, А.А. Орлов, В.Н. Радченко, В.А. Песецкий, С.Д. Фонов, 1992).

17. Pressure on airplane wing, PSP, M = 0.9; $\alpha = 10^\circ$ (A.P. Bykov, V.E. Mosharov, A.A. Orlov, V.N. Radchenko, V.A. Pesetsky, S.D. Fonov, 1992).



18. Звуковой удар: а) M=0,95, скачок уплотнения замыкающий местную область сверхзвукового течения над ближним следом; б) M=1,01; в) M=1,03; г) M=1,5 (Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1975).

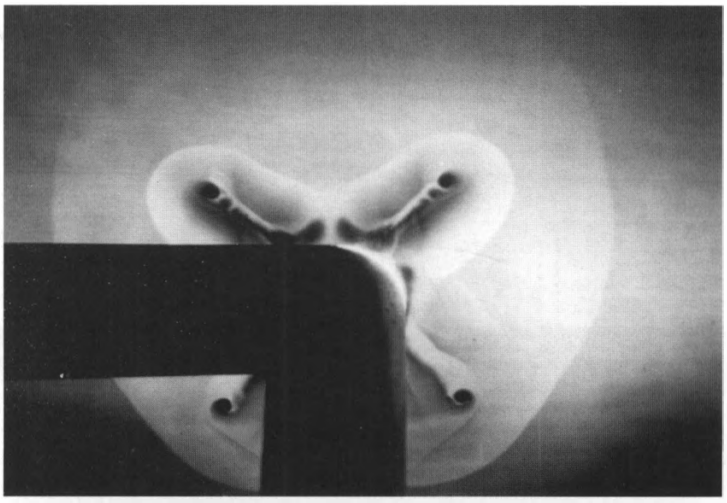
18. Sonic boom: a) M=0.95, shock closing local supersonic flow above the near wake; б) M=1.01; в) M=1.03; г) M=1.5 (L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1975).



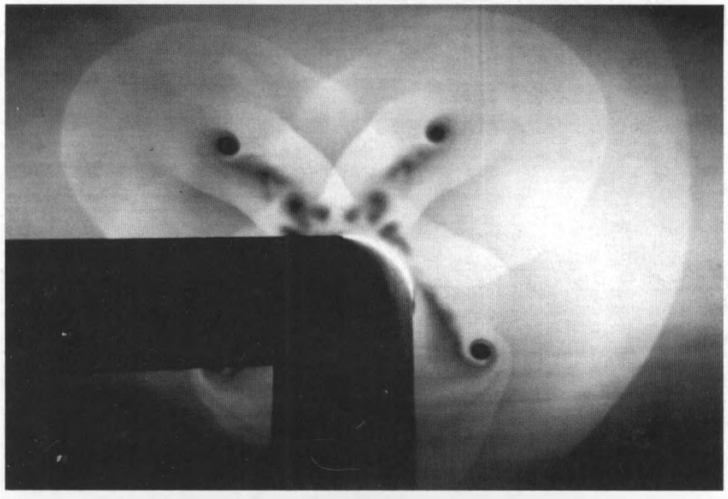
19. Обтекание оживального тела после взаимодействия с матерчатым экраном, пропитанным солевым раствором. M = 1,9. Ударные волны перед телом и частицами ткани, одна из которых опережает тело, широкий след за телом и дополнительные ударные волны за экраном (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, 1981).

19. Air flow induced by a bullet, pierced the textile screen, transdused with salt solution. M = 1.9. Shock waves ahead the bullet and textile drops, one of them outgoing the bullet, wide wake behind the bullet, additional shocks behind the screen (V.E. Belov, L.P. Guryashkin, 1981).

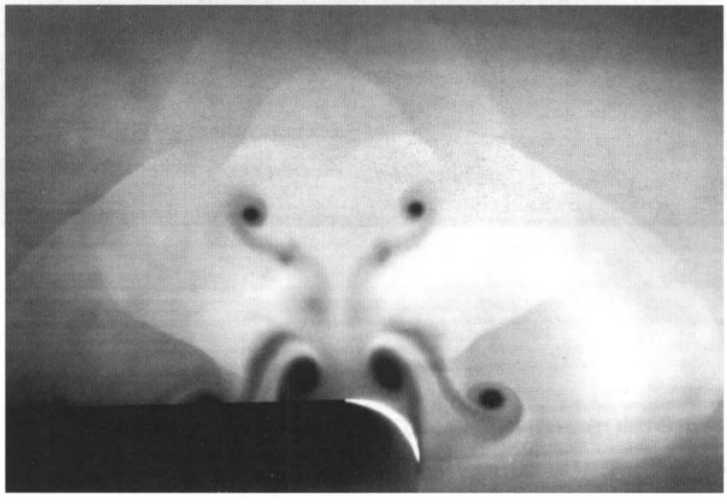
а)



б)

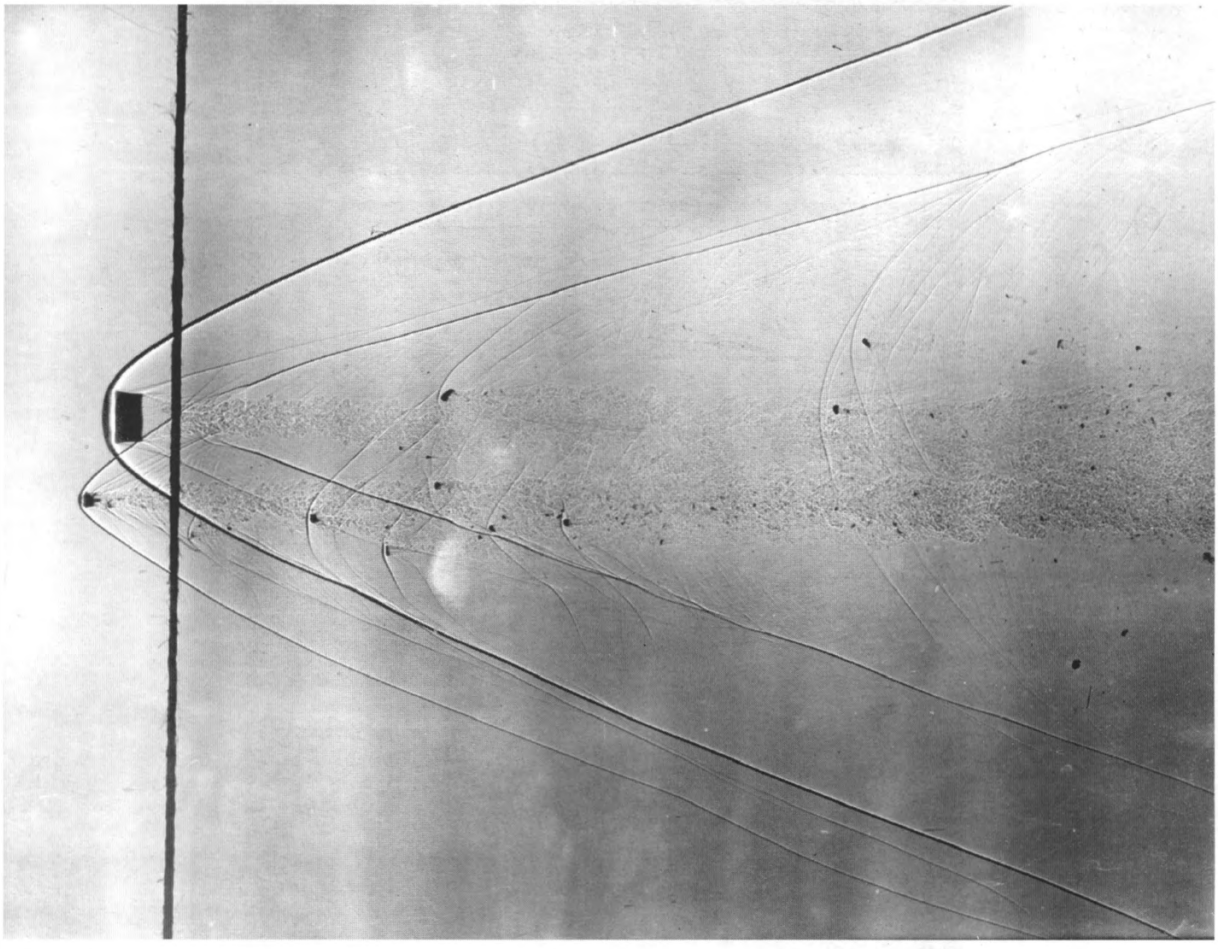


в)



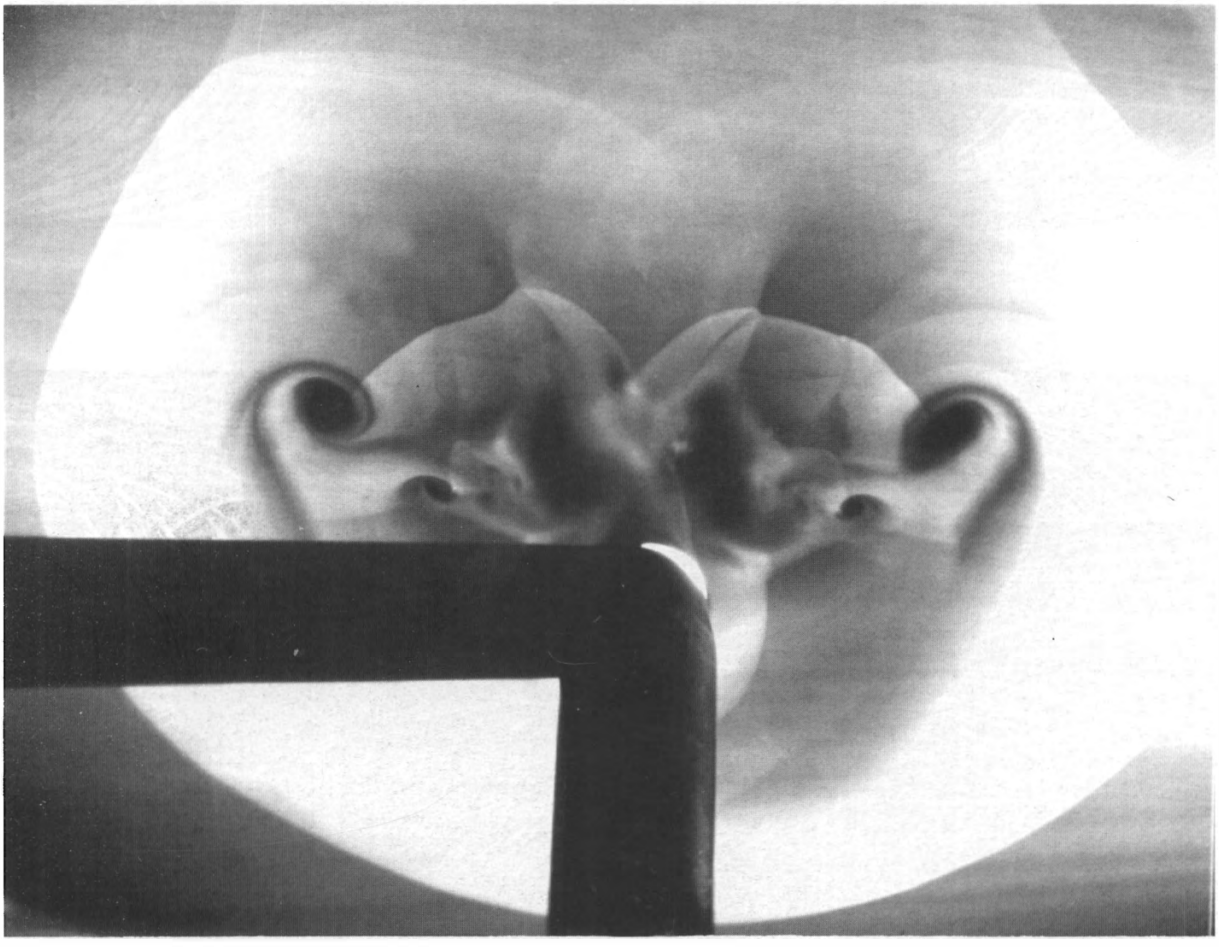
20. След за X-образным оперением ($\delta = 10^\circ$) на цилиндрической части тела вращения (ЛН); $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$. Система скачков уплотнения, вихревые шнуры и вихревые следы в плоскостях: а) $X = x/D = 0{,}6$; б) $x/D = 2{,}0$; в) $x/D = 6{,}7$ (В.П. Кутухин, 1981).

20. Wake of cruciform tail ($\delta = 10^\circ$) on cylinder (LK), $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$. System of shocks, vortices and wake vortices in cross sections: a) $X = x/D = 0.6$; б) $x/D = 2.0$; в) $x/D = 6.7$ (V.P. Kutukhin, 1981).



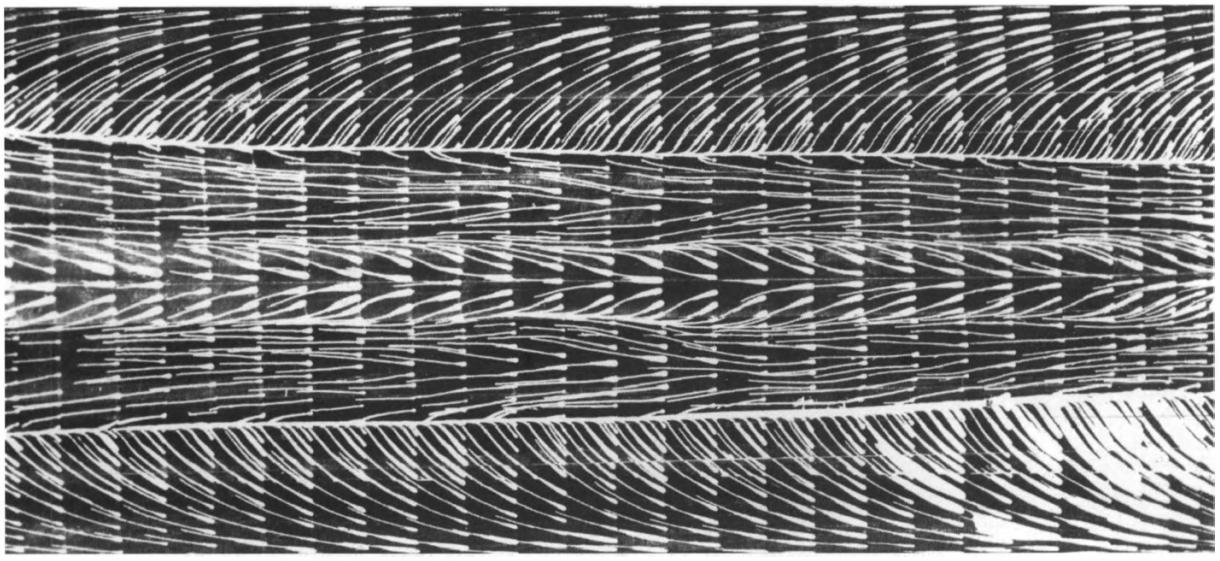
21. Обтекание метаемого цилиндрического тела и частиц поддона после выстрела из ствола (аэробаллистическая установка), M = 2,0. Интерференция ударных волн между собой и со следами за цилиндром и частицами. Поперечная полоса – тень от координатной линии (В.Е. Белов, Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1968).

21. Air flow induced by cylindrical projectile and subbot drops after a gun shot (aeroballistic trace), M = 2.0. Shock waves interfere mutually and with wakes of both the projectile and drops. The cross strip is the shadow of a coordinate line (V.Ye. Belov, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1968).

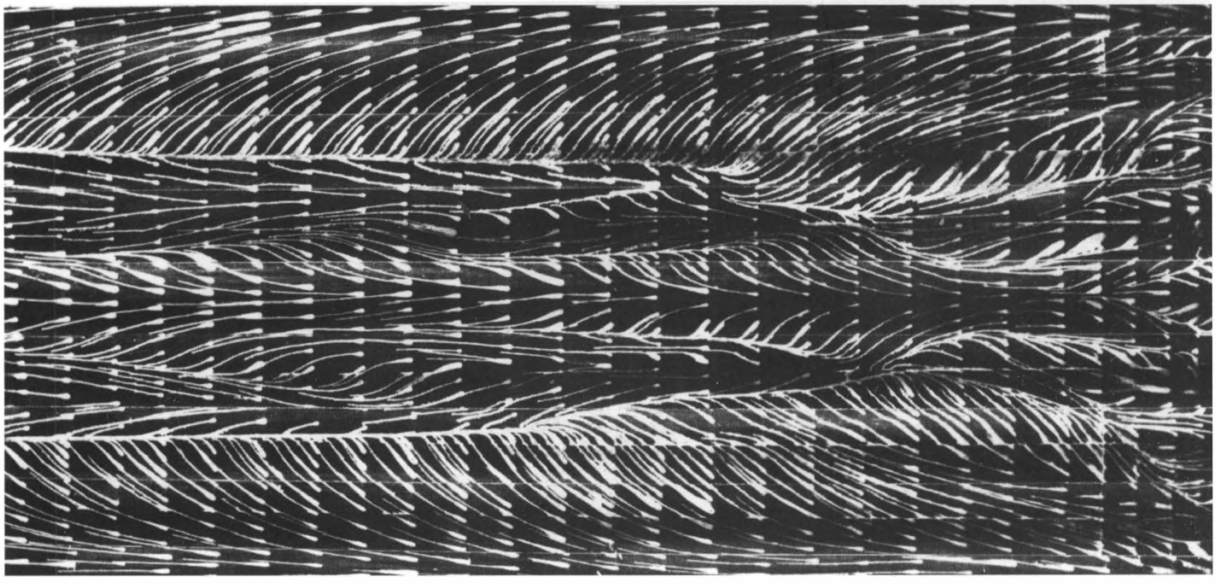


22. Течение за схематизированной моделью истребителя (поперечное сечение, ЛН), M = 3, $\alpha = 30^\circ$. Головная ударная волна, волны разрежения от передних и ударные волны от задних кромок крыла и горизонтального оперения, внутренние скачки уплотнения, скачки уплотнения между килями, волны разрежения от боковых кромок крыла, концевые вихри от крыла и горизонтального оперения (Б.А. Иванов, Г.И. Майкапар, 1980).

22. Air flow past a simplified model of fighter (cross section, LK), M = 3, $\alpha = 30^\circ$. Bow shock wave, expansion waves from leading and shock waves from trailing edges of the wing and horizontal stabilizer; internal shock waves; shock waves between fins; expansion waves from wing tips; wing and stabilizer tip vortices (B.A. Ivanov, G.I. Maikapar, 1980).



а)

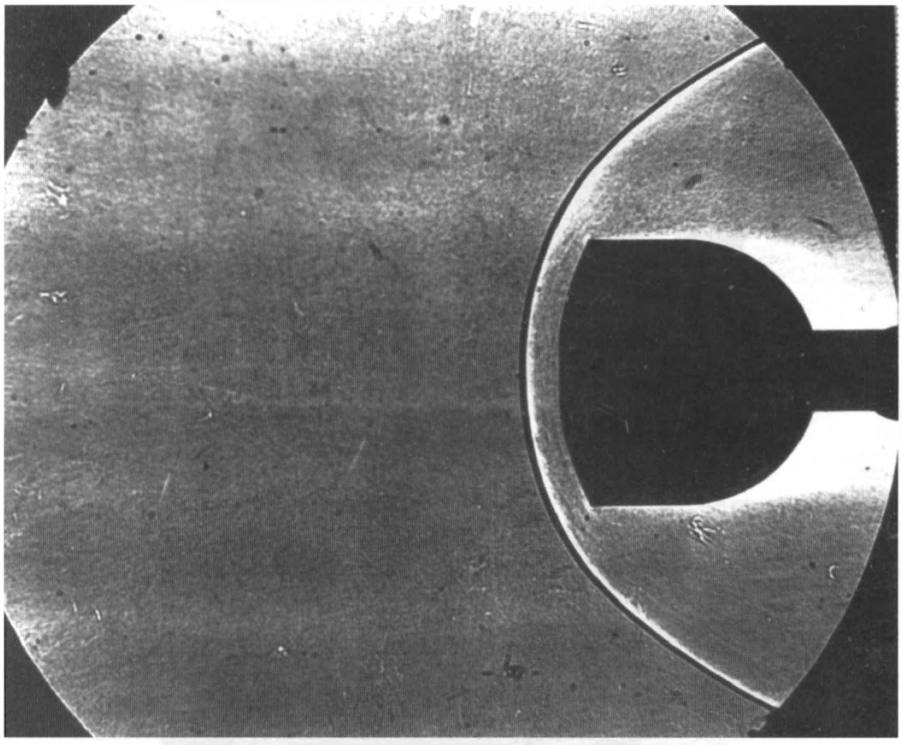


б)

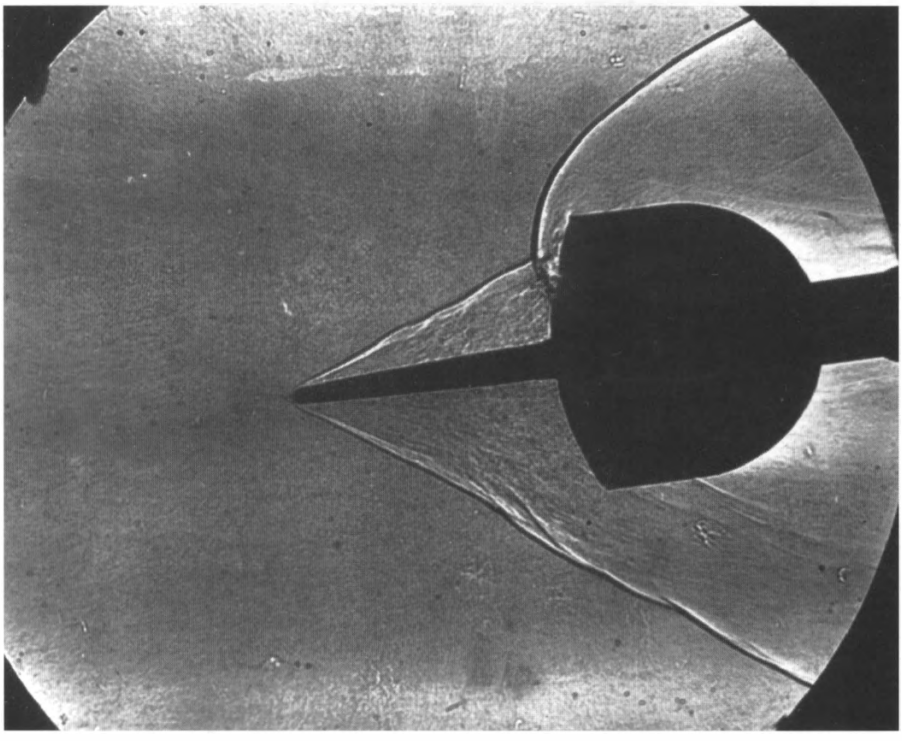
23. Предельные линии тока на развертке цилиндрической поверхности тела вращения (конус + цилиндр, ТК), M = 3, $\alpha = 20^\circ$: а) линии отрыва и присоединения завихренного потока на подветренной поверхности исходного тела; б) то же с Х-образным оперением; видна дополнительная сложная интерференция вихревых следов за консолями оперения на подветренной поверхности (В.П. Кутухин, 1981).

23. Limiting streamlines on developed cylindrical surface (cylinder with conical nose, PP), M = 3, $\alpha = 20^\circ$: a) lines of separation and re-attachment on the body leeside; б) the same body with cruciform tail; additional complex interference between vortices on the tail leeside (V.P. Kutukhin, 1981).

а)



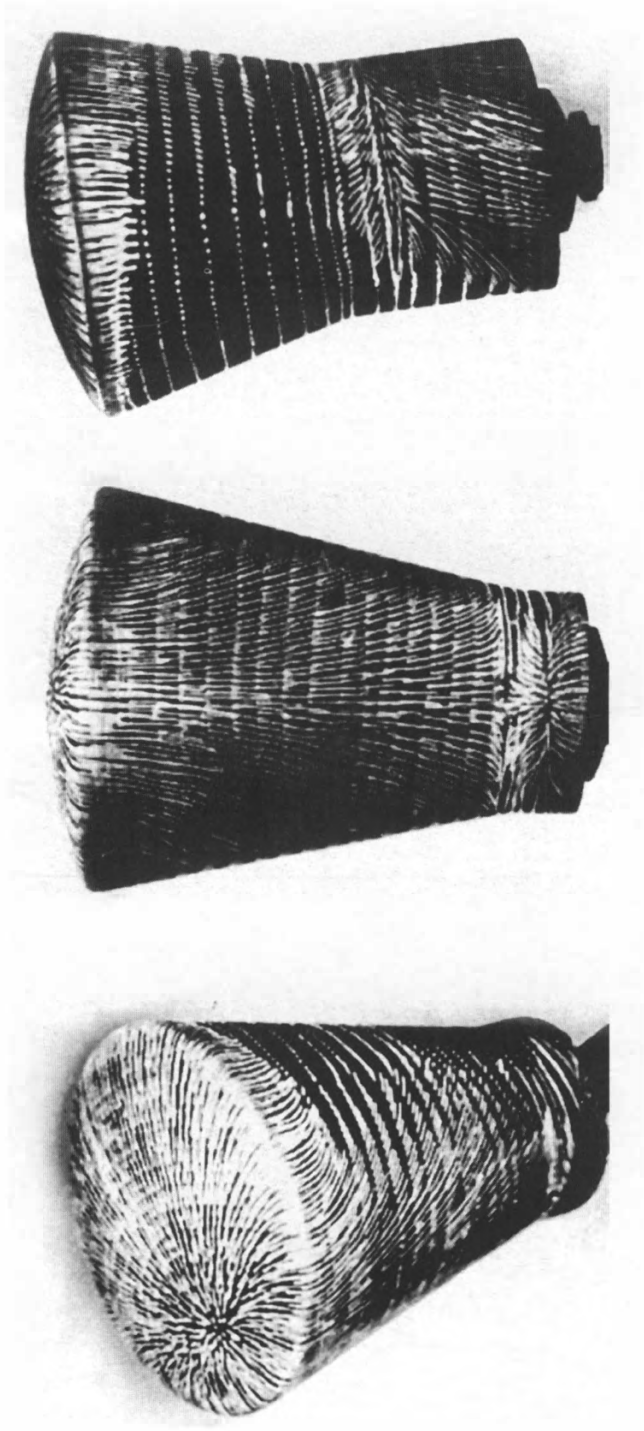
б)



24. Влияние иглы на обтекание модели спускаемого аппарата “Союз”, M = 6, $\alpha = 7^\circ$: а) исходная модель; б) модель с иглой L/D = 1,0. Образование полуоткрытой отрывной зоны перед моделью с иглой (В.Т. Харитонов, 1964).

24. The influence of spike on airflow about the “Soyuz” lander model, M = 6, $\alpha = 7^\circ$: a) initial model; б) spiked model, L/D = 1.0. Formation of semi-opened separation upstream of the spiked model (V.T. Kharitonov, 1964).

а)



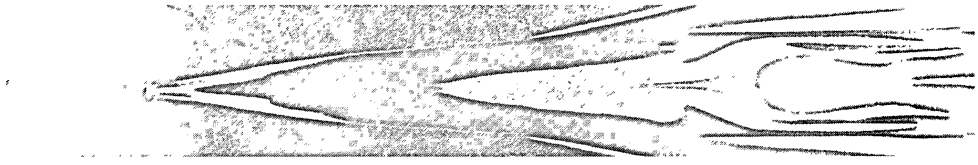
б)

25. Космический аппарат скользящего спуска с орбиты (ТК), M = 5, Re = $6 \cdot 10^5$: а) $\alpha = 10^\circ$; б) $\alpha = 20^\circ$. Отрыв потока от конической поверхности, присоединение к цилиндрической наветренной стороне (В.Н. Бражко, Я.М. Натензон, Г.В. Смыгина, А.Я. Юшин, 1977).

25. Space vehicle designed for gliding descent (PP), M = 5, Re = $6 \cdot 10^5$: a) $\alpha = 10^\circ$; б) $\alpha = 20^\circ$. Flow separation from the conical surface; attachment to the cylinder lee surface (V.N. Brazhko, Ya.M. Natenzon, G.V. Smygina, A.Ya. Yushin, 1977).

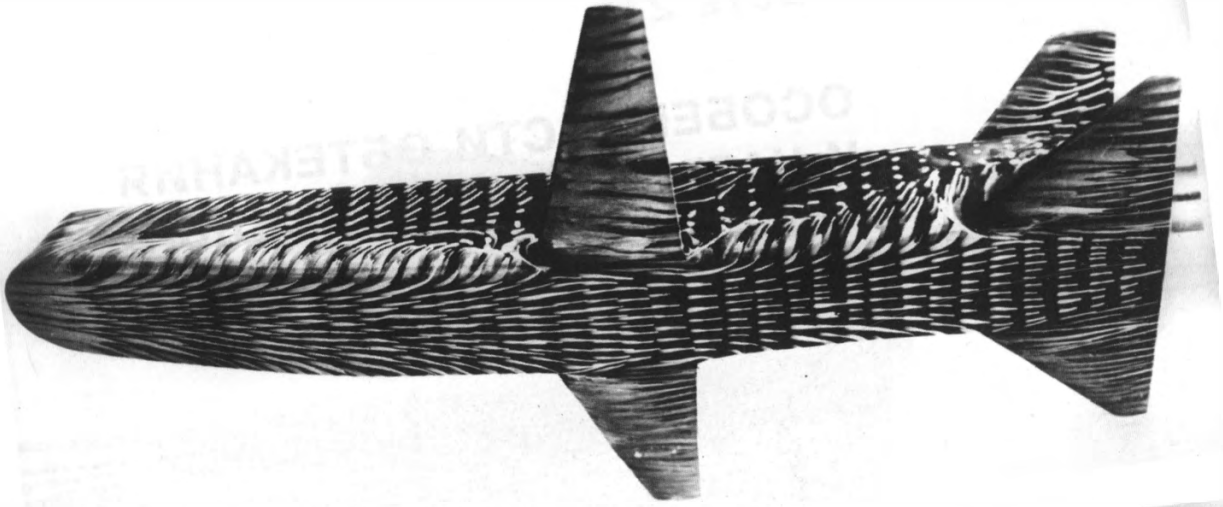
Часть 2

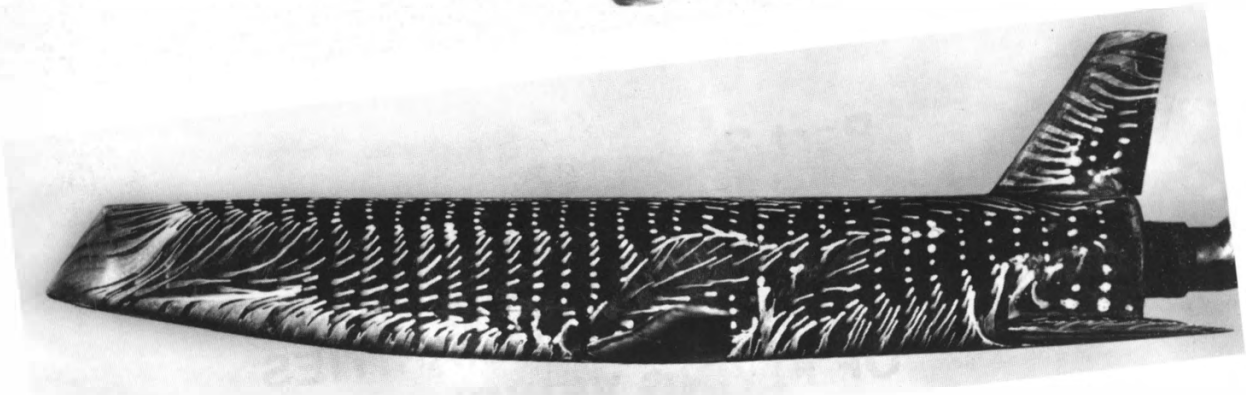
ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ И НАГРЕВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

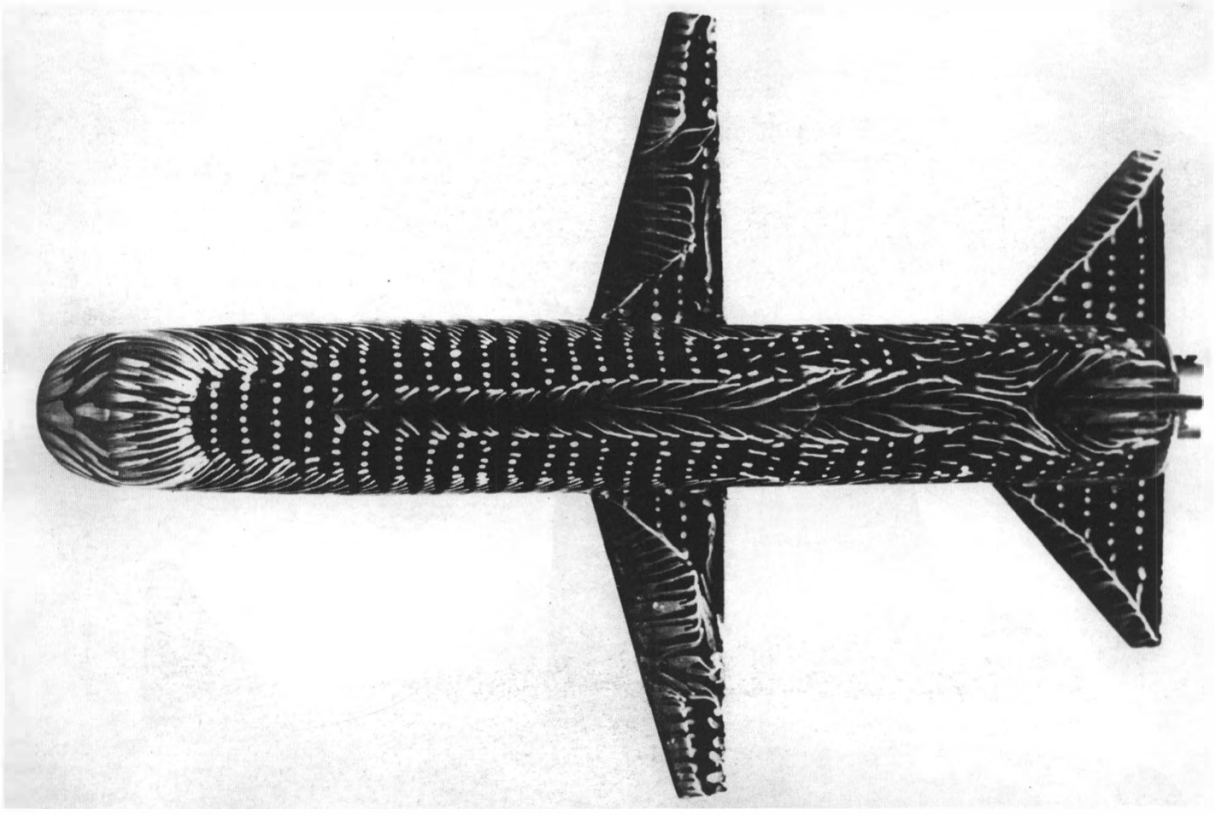


Part 2

FLOW AND AERODYNAMIC HEATING PECULIARITIES OF FLYING VEHICLES

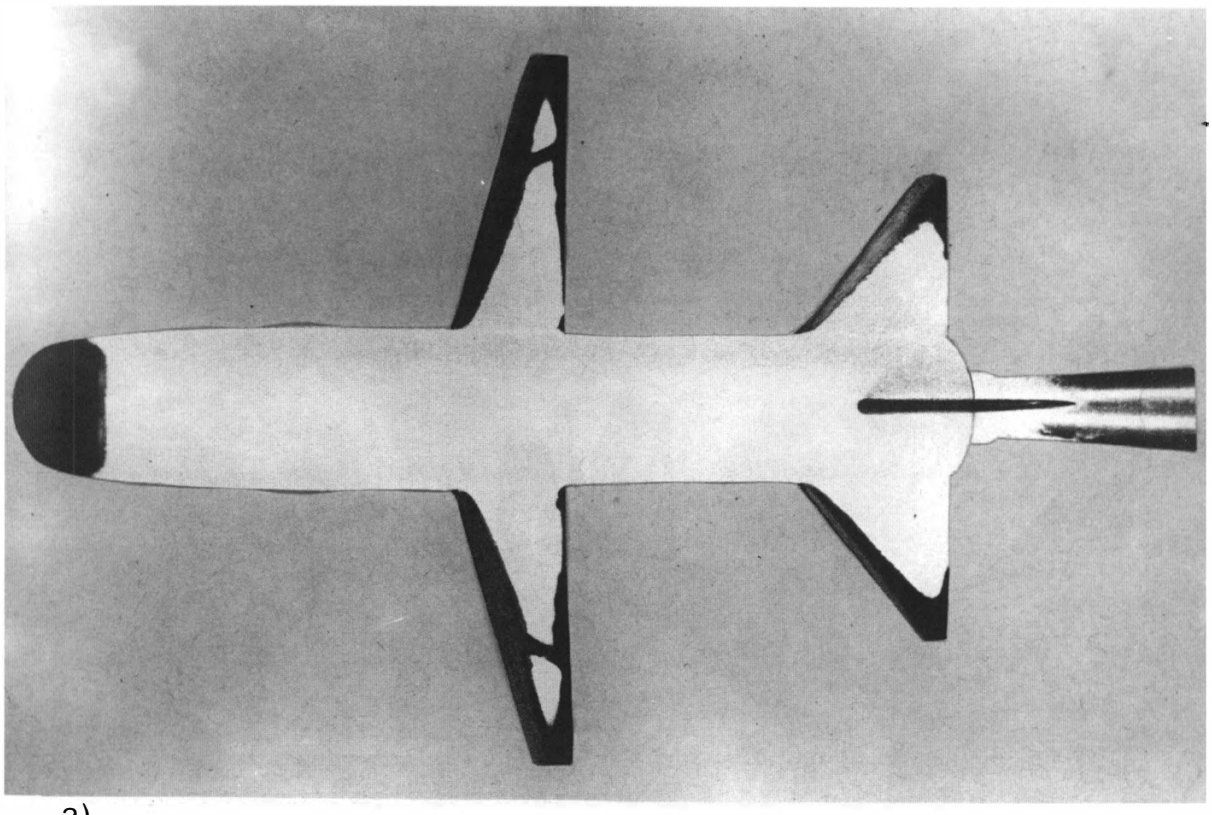




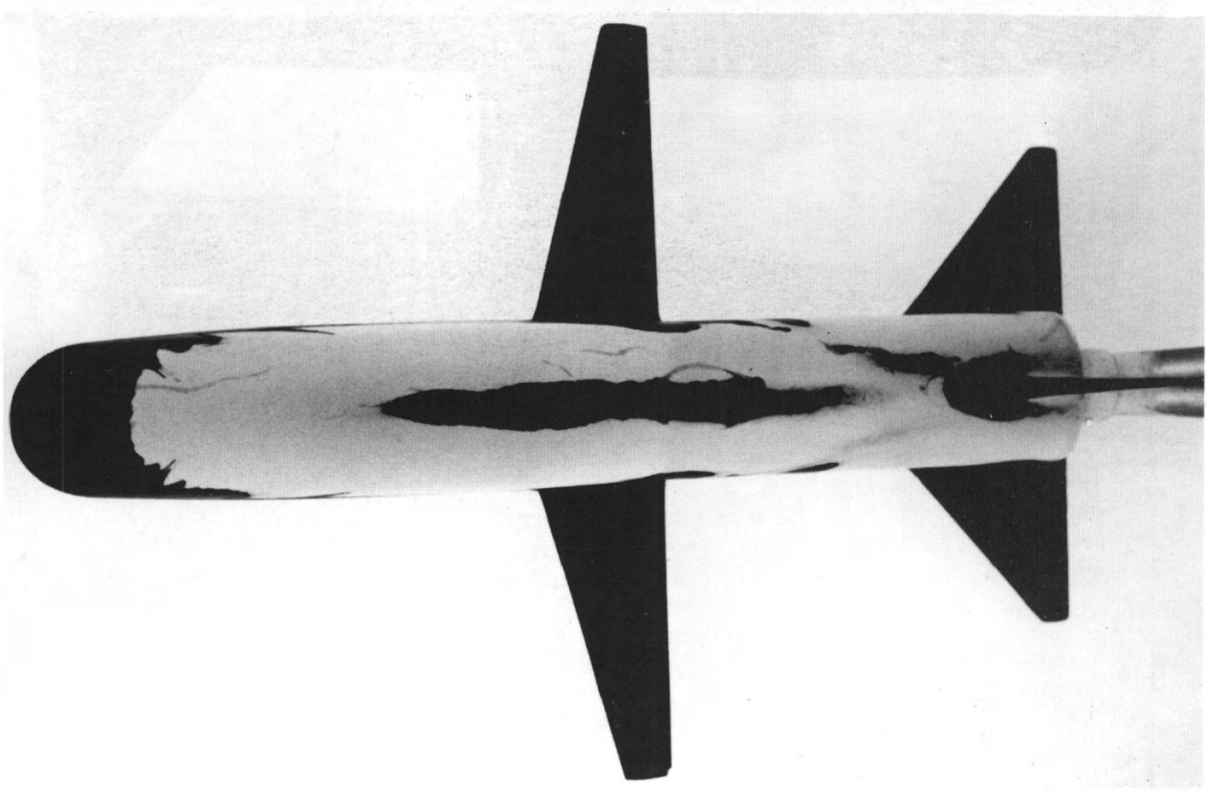


26. Обтекание тестовой модели (ТК), M = 5, $\alpha = 20^\circ$. Отрыв и присоединение потока к боковой поверхности фюзеляжа (за крылом) и подветренной его стороне, падение головной волны на крыло (И.А. Кондратьев).

26. Air flow past a test model (PP), M = 5, $\alpha = 20^\circ$. Flow separation and reattachment to the fuselage side (downstream of the wing) and lee side; interference of bow wave with the wing (I.A. Kondratyev).



а)

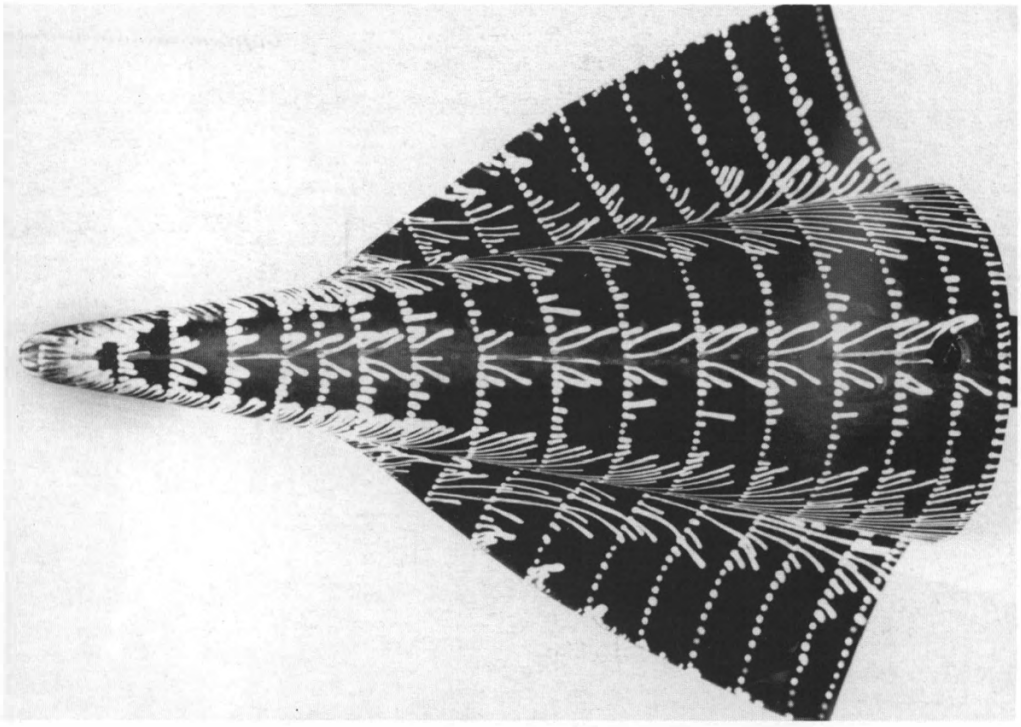


б)

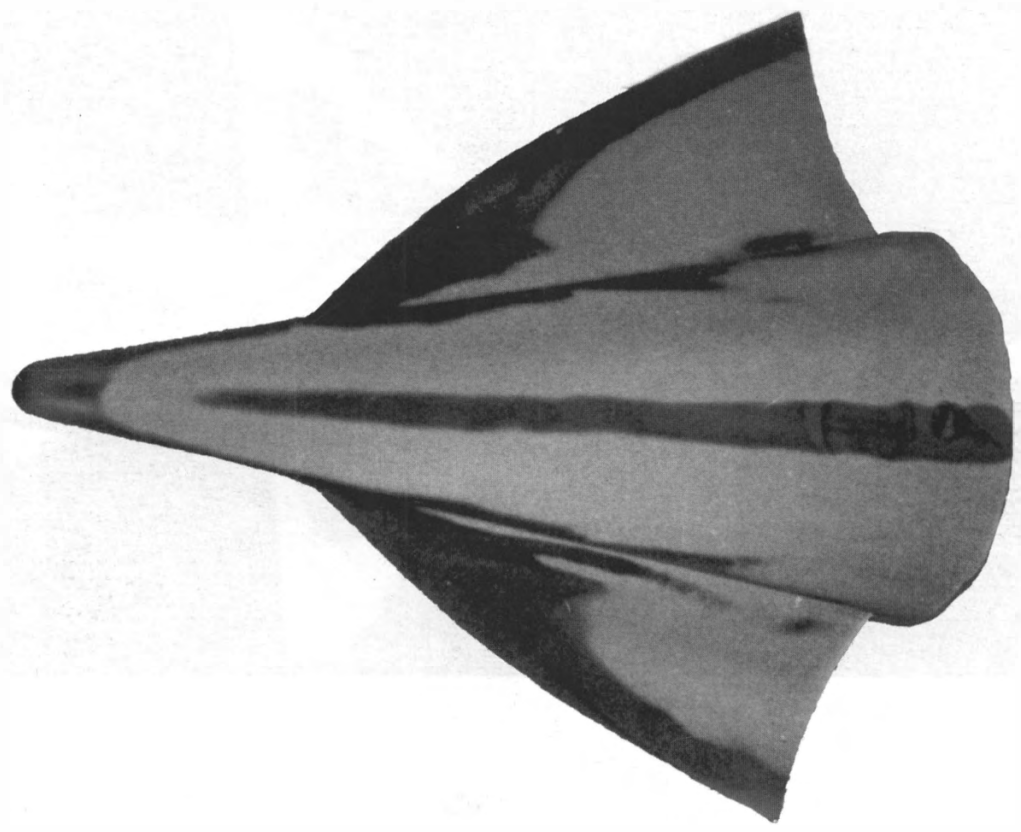
27. Та же модель (ТИ), последовательные моменты времени: а) t_1; б) $t_2 > t_1$. Области повышенного теплообмена (И.А. Кондратьев).

27. The same model (TSP), successive moments of time: a) t_1; б) $t_2 > t_1$. Zones of increased heat flux (I.A. Kondratyev).

а)

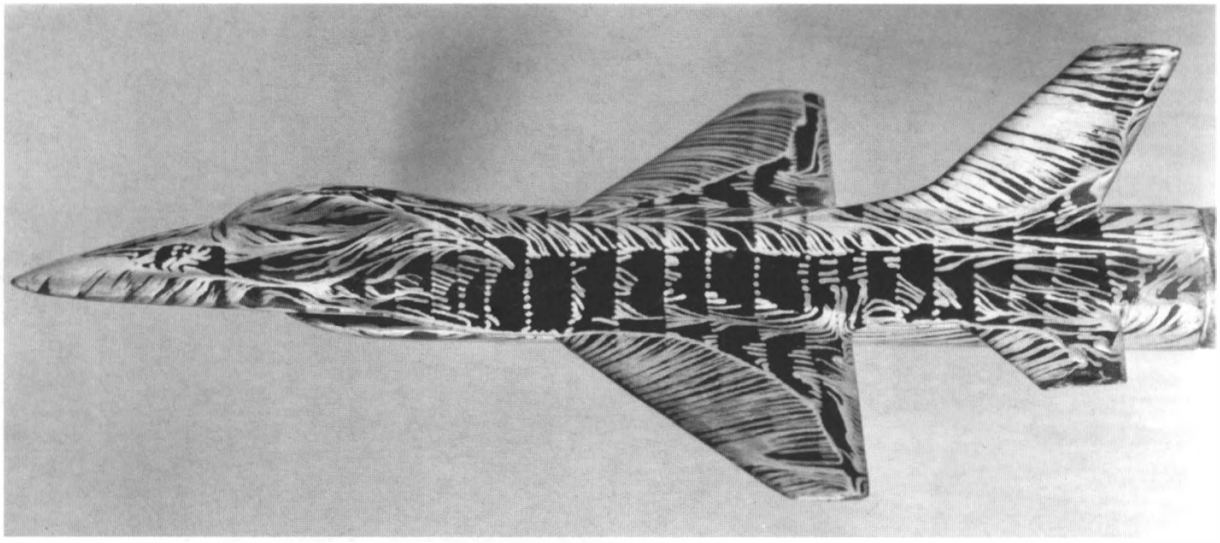


б)

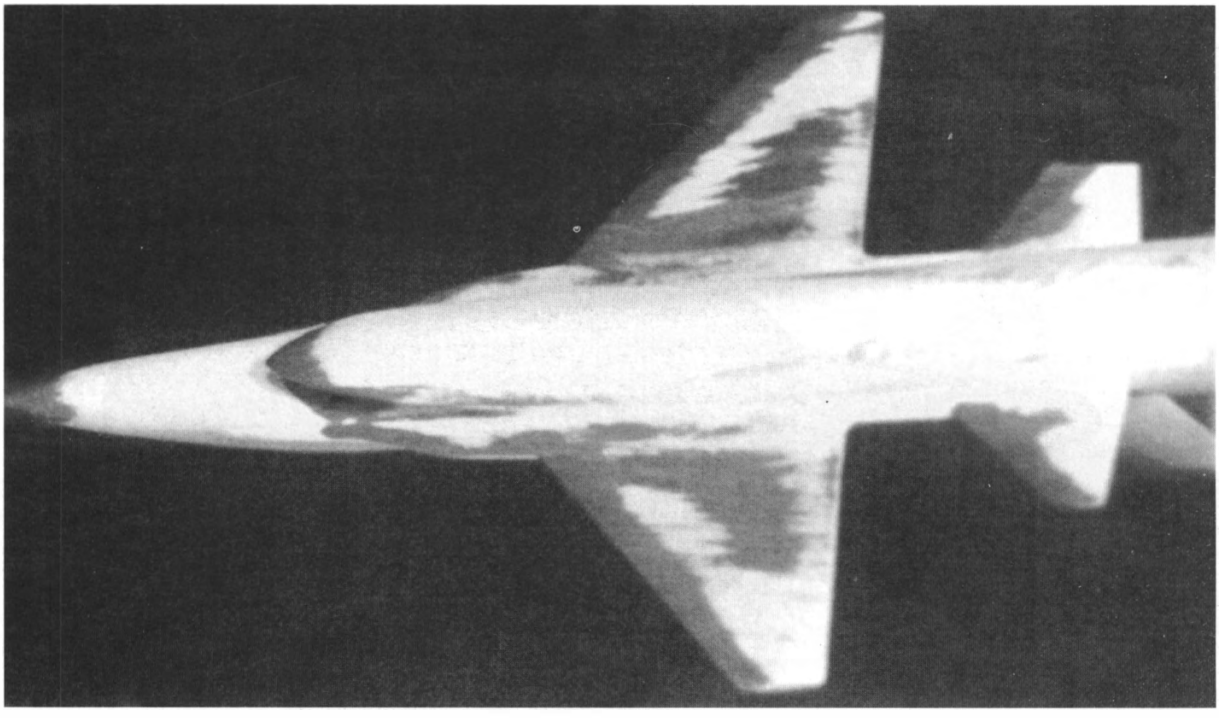


28. Модель ЛА, M = 5, Re = $1 \cdot 10^6$, a = 20°: а) ТК; б) ТИ. Усиление теплообмена в областях присоединения оторвавшегося потока к подветренной стороне и на боковых поверхностях корпуса (В.Н. Бражко, 1976).

28. Flying vehicle model, M = 5, Re = $1 \cdot 10^6$: α = 20°: a) PP; б) TSP. Increased heat flow in zones of flow attachment to lee and side surfaces of the body (V.N. Brazhko, 1976).



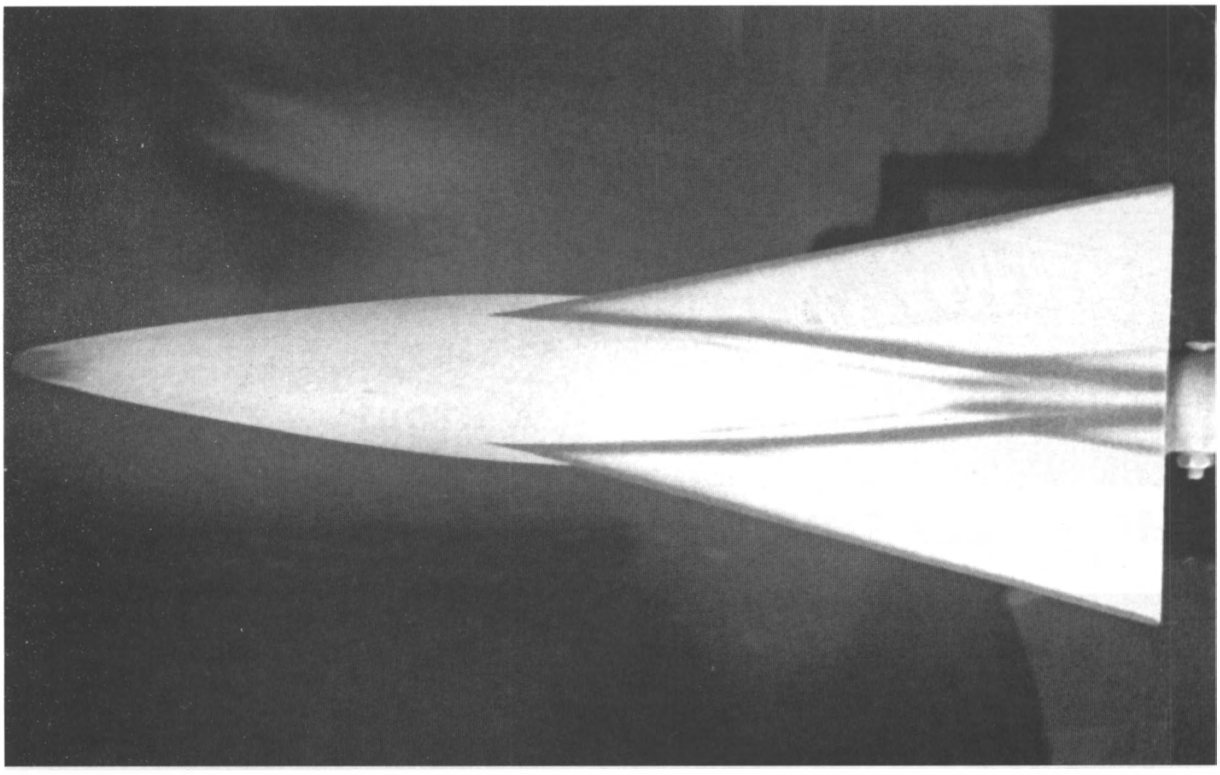
а)



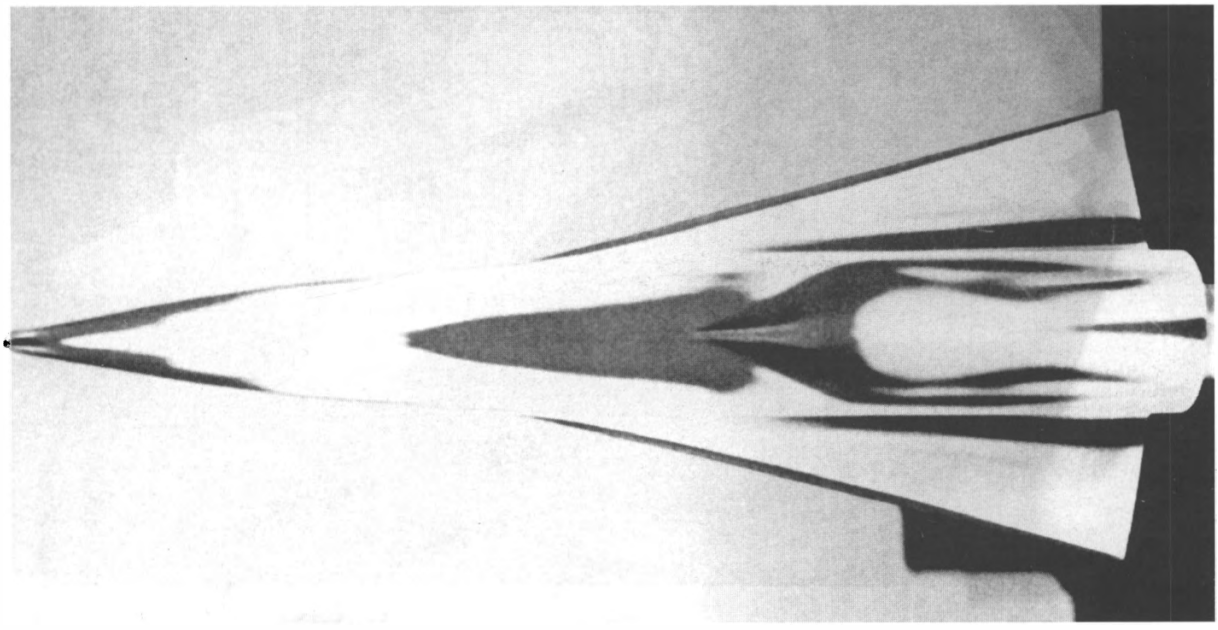
б)

29. Модель самолета, M = 3, Re = $2{,}7 \cdot 10^6$, $\alpha = 20^\circ$: а) ТК; б) ТИ. Области усиленного теплообмена на подветренной стороне, переход ламинарного обтекания в турбулентное на крыле (В.Н. Бражко).

29. Model of airplane, M = 3, Re = $2.7 \cdot 10^6$, $\alpha = 20^\circ$: a) PP; б) TSP. Increased heat flux on the lee side; transition from laminar to turbulent flow on the wing (V.N. Brazhko).



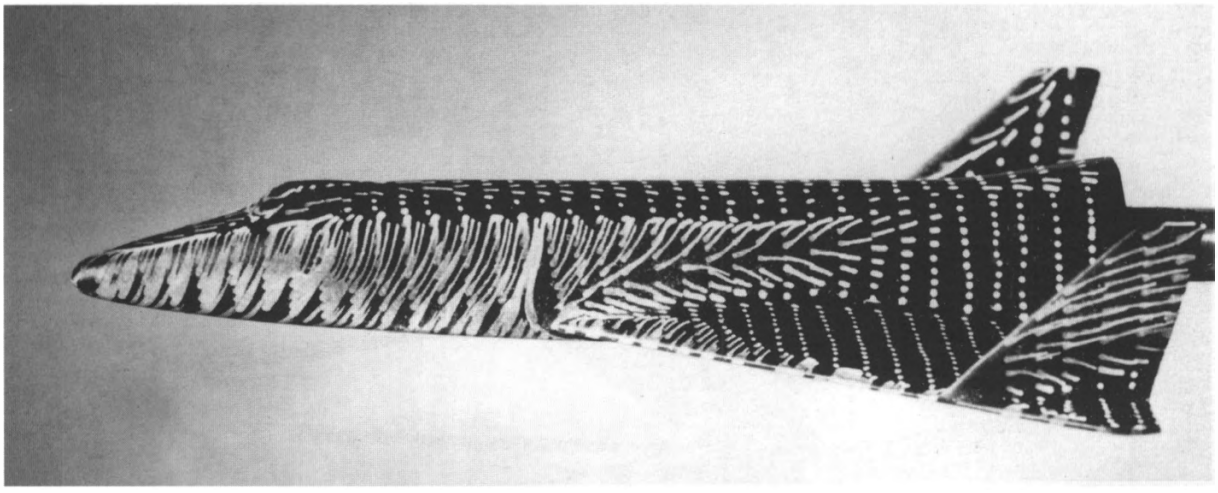
а)



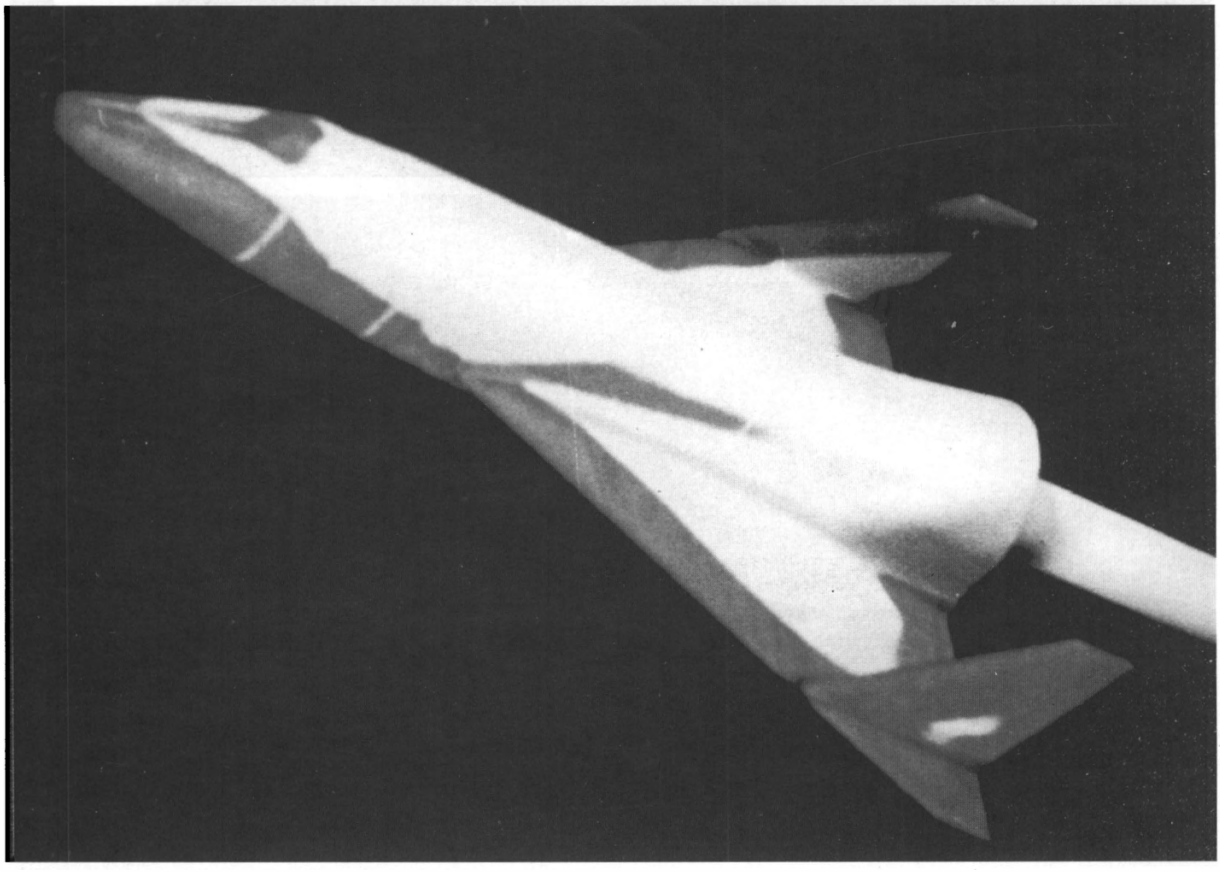
б)

30. Модель сверхзвукового самолета (ТИ), M = 5; Re = $3{,}5 \cdot 10^6$, $\alpha = 10^\circ$, ламинарное течение: а) наветренная сторона; б) подветренная сторона. Области повышенного теплообмена (М.В. Рыжкова).

30. Model of supersonic airplane (TSP), M = 5, Re = $3.5 \cdot 10^6$, $\alpha = 10^\circ$, laminar flow: a) upwind side; б) lee side. Zones of increased heat flow (M.V. Ryzhkova).



а)



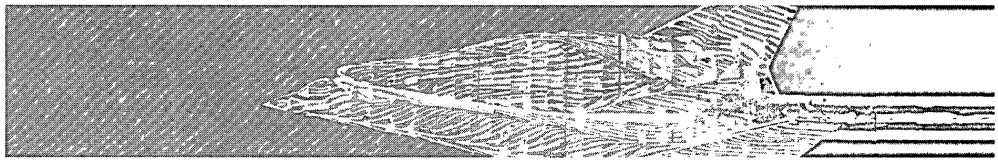
б)

31. Модель сверхзвукового самолета, M = 5, Re = $8{,}5 \cdot 10^5$; $\alpha = 40°$: а) ТК; б) ТИ. Присоединение оторвавшегося потока к боковой поверхности фюзеляжа (за крылом) и лобовой поверхности кабины; соответствующее увеличение теплового потока (В.Н. Бражко, Г.В. Смыгина, А.Я. Юшин, 1977).

31. Supersonic airplane, M = 5, Re = $8.5 \cdot 10^5$, $\alpha = 40°$: a) PP; б) TSP. Flow reattachment to the fuselage side surface (downstream of the wing) and front surface of the cabin; increased heat flux (V.N. Brazhko, G.V. Smygina, A.Ya. Yushin, 1977).

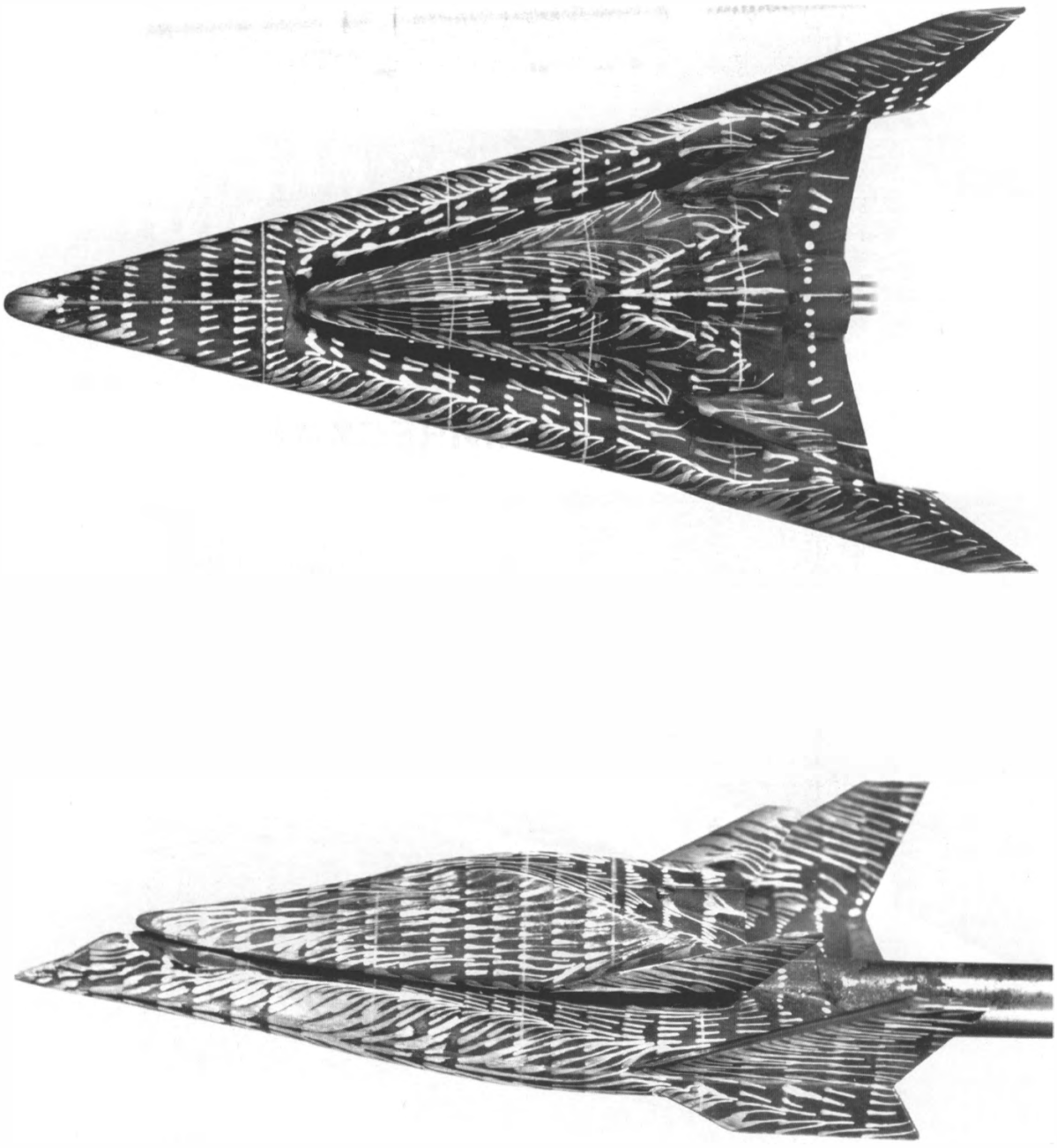
Часть 3

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ



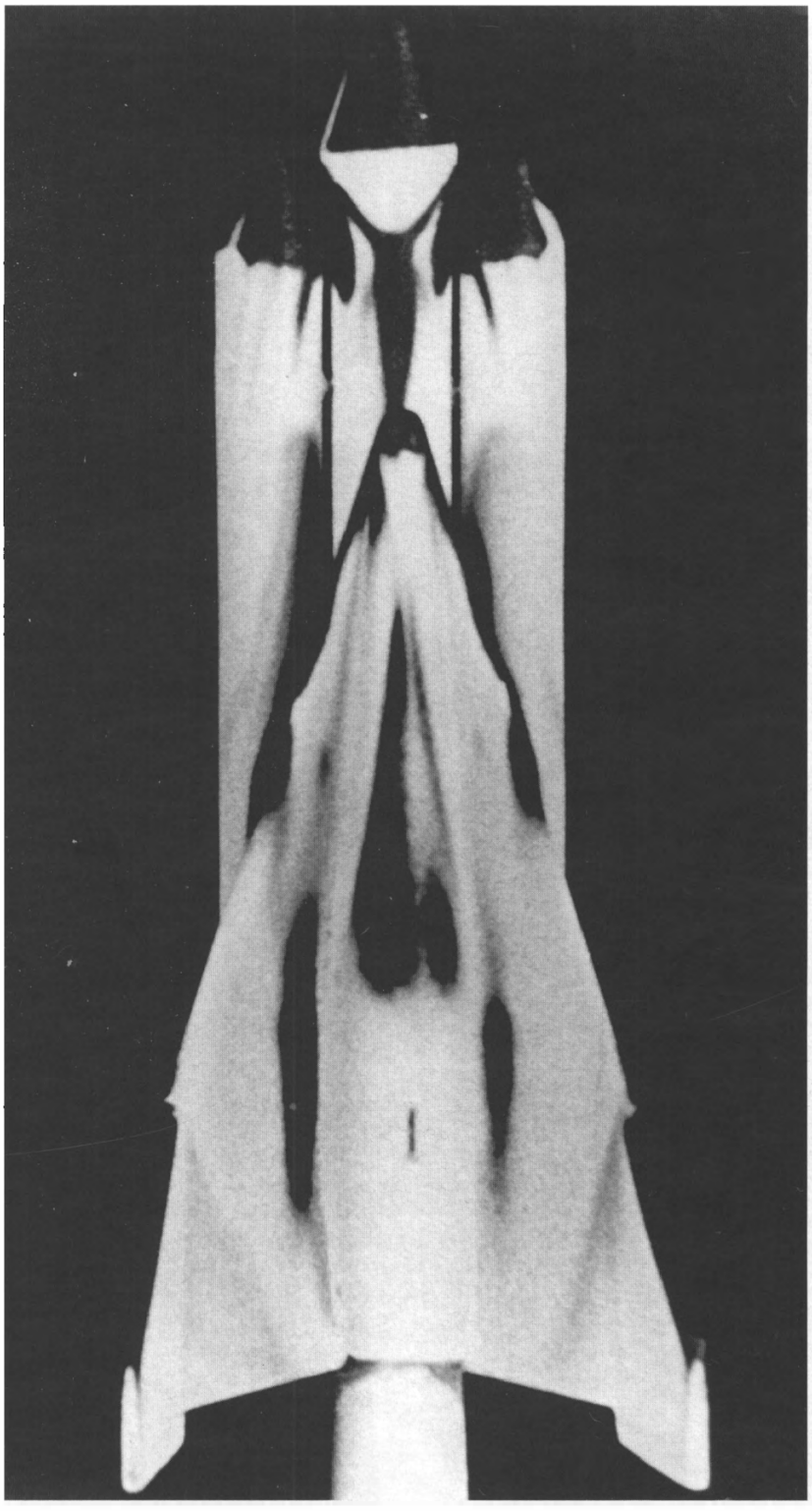
Part 3

AEROSPACE SYSTEMS



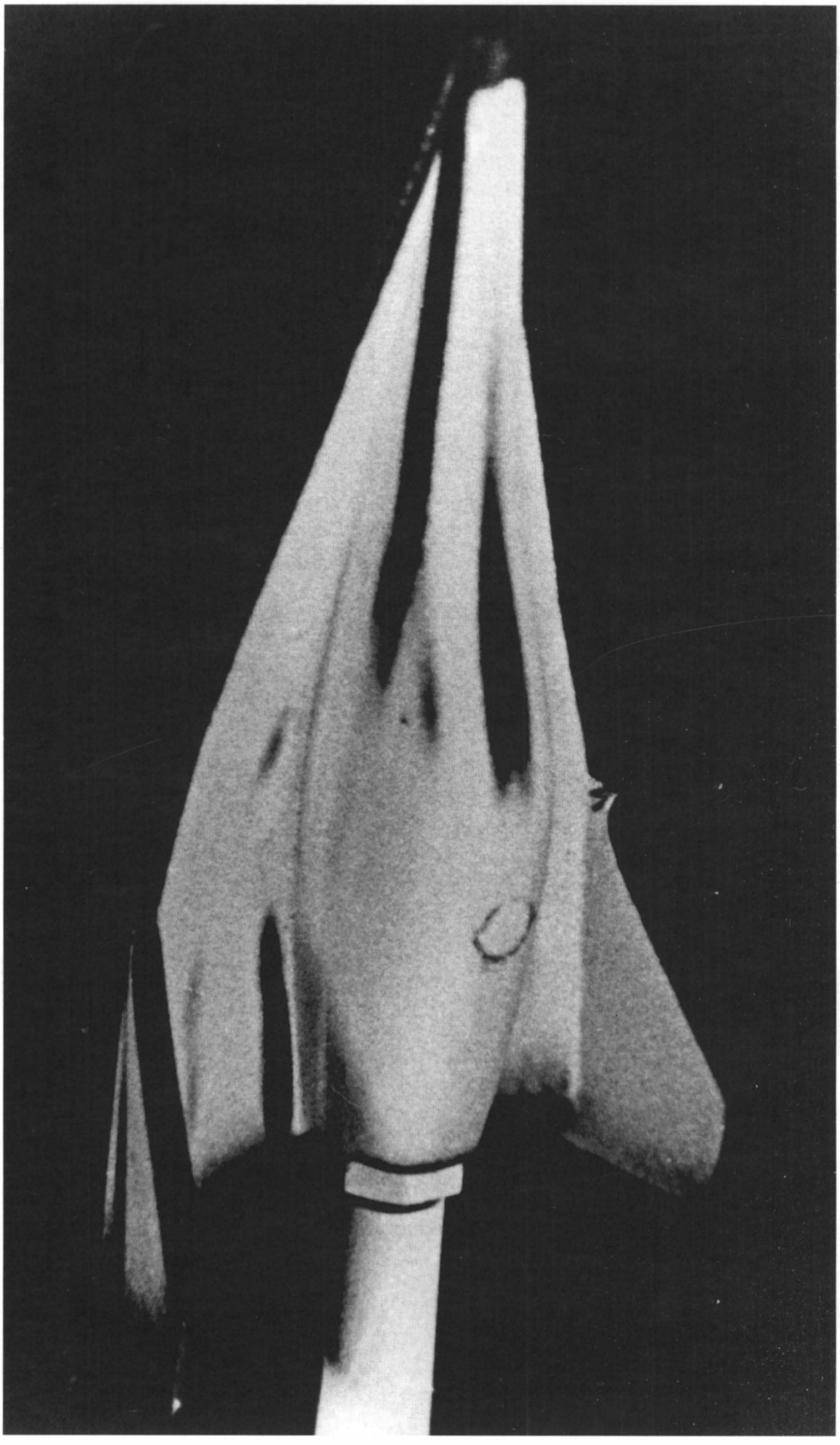
32. Две модели двухступенчатых космических ЛА (ТК), M = 5, $\alpha = 5^\circ$. Отрыв и присоединение потока на подветренной стороне (В.Н. Бражко).

32. Two models of two-stage aerospace vehicle (PP), M = 5, $\alpha = 5^\circ$. Flow separation and attachment on the lee side (V.N. Brazhko).



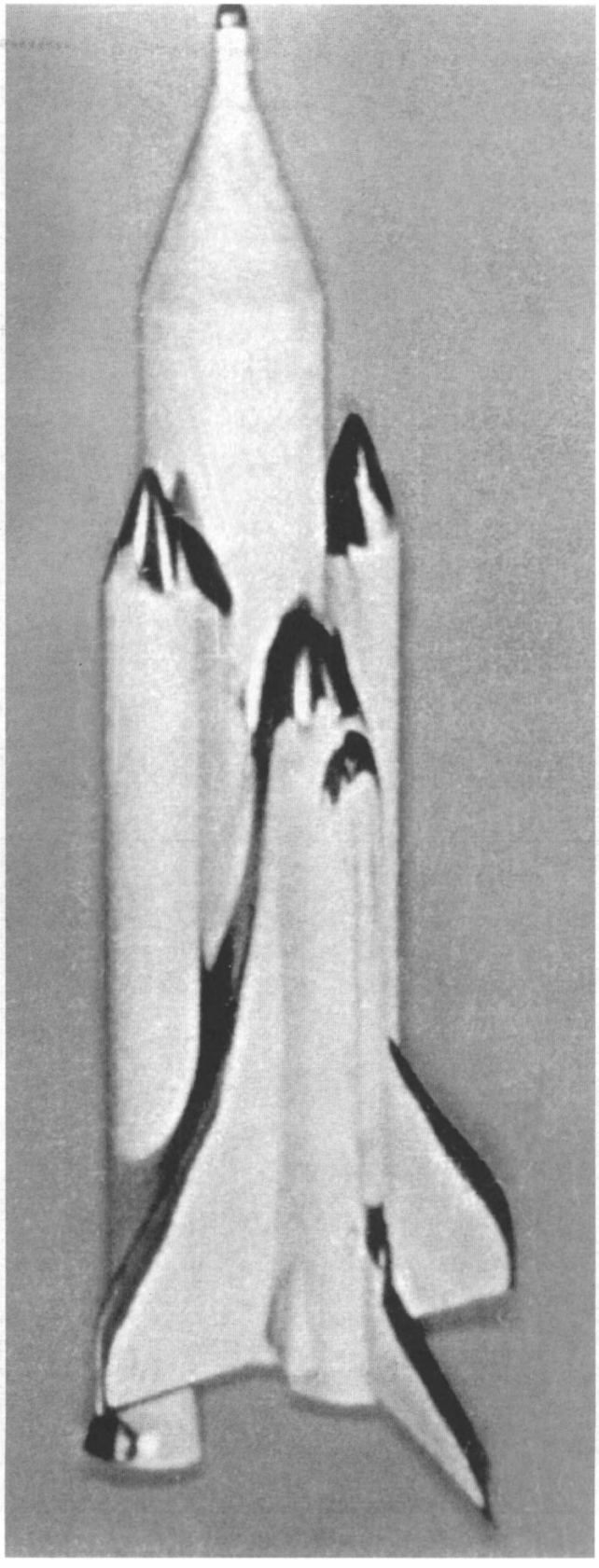
33. Двухступенчатая аэрокосмическая система – носитель и орбитальный самолет (ТИ). Области усиления теплообмена (И.А. Кондратьев).

33. Two-stage aerospace system (TSP); regions of increased heat flux (I.A. Kondratyev).



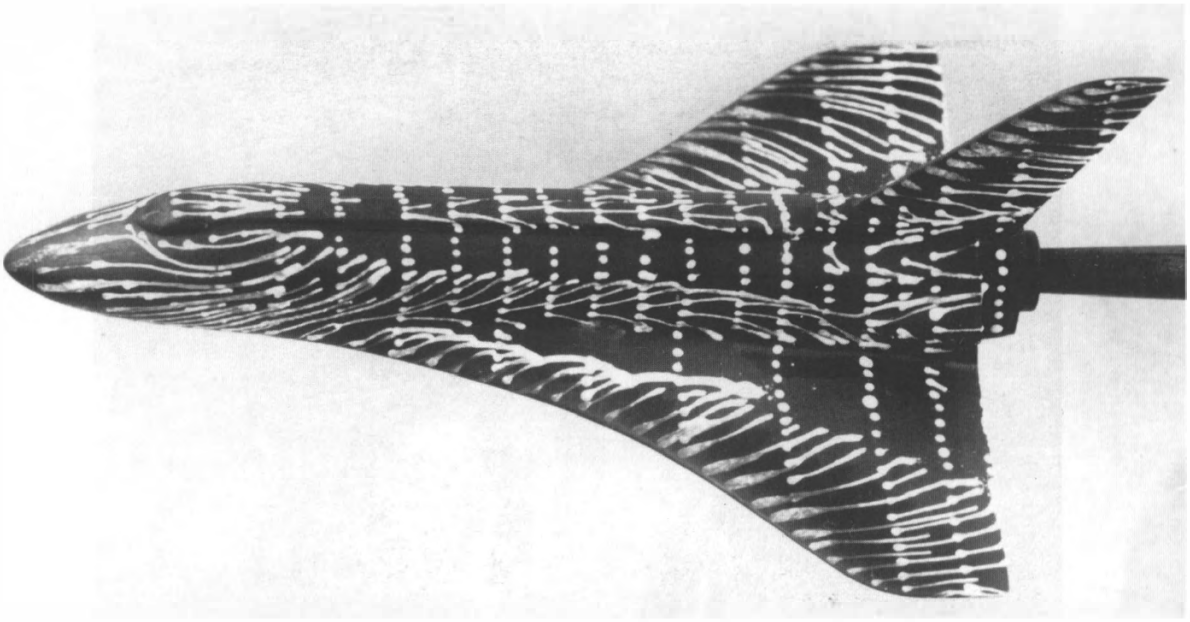
34. Орбитальный самолет (ТИ), $\alpha = 0^\circ$. Области усиления теплообмена (И.А. Кондратьев).

34. Orbiter (TSP), $\alpha = 0^\circ$. Regions of increased heat flux (I.A. Kondratyev).

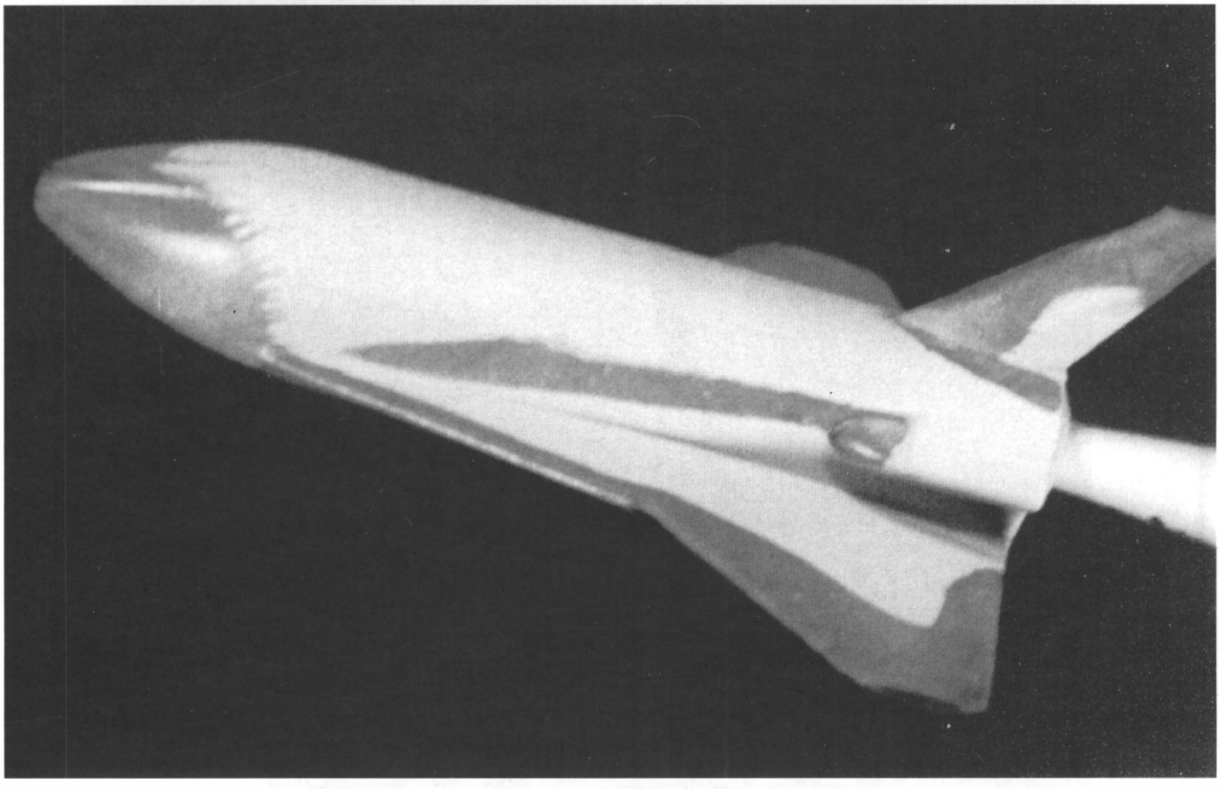


35. Двухступенчатая аэрокосмическая система – носитель самолет (ТИ).

35. Two-stage aerospace system (TSP).



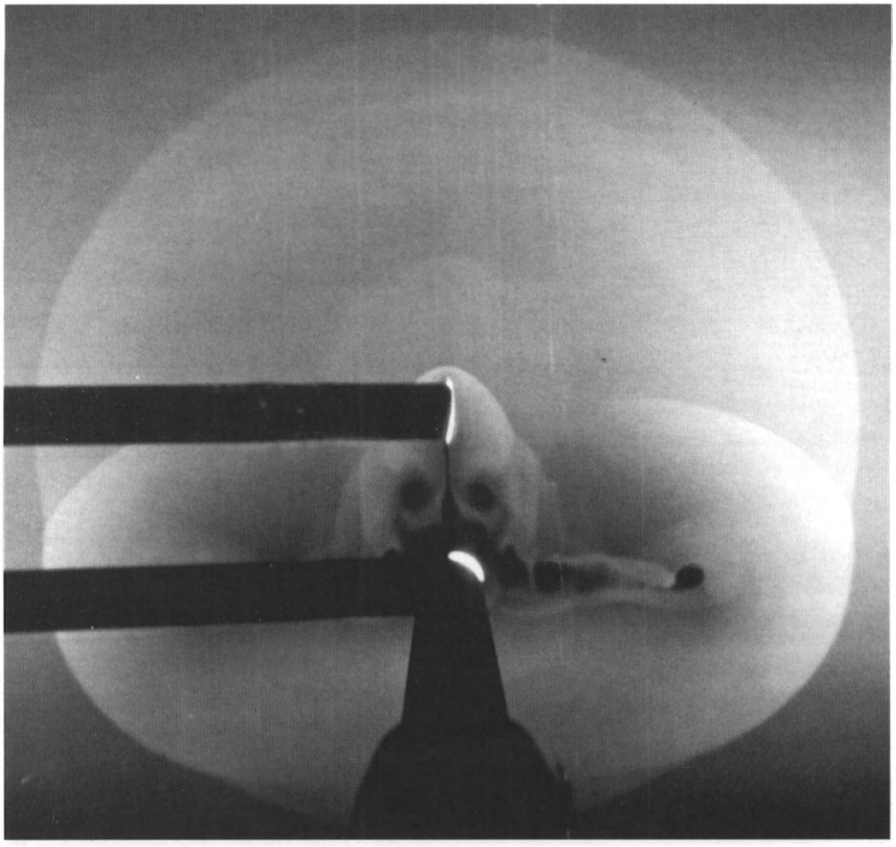
а)

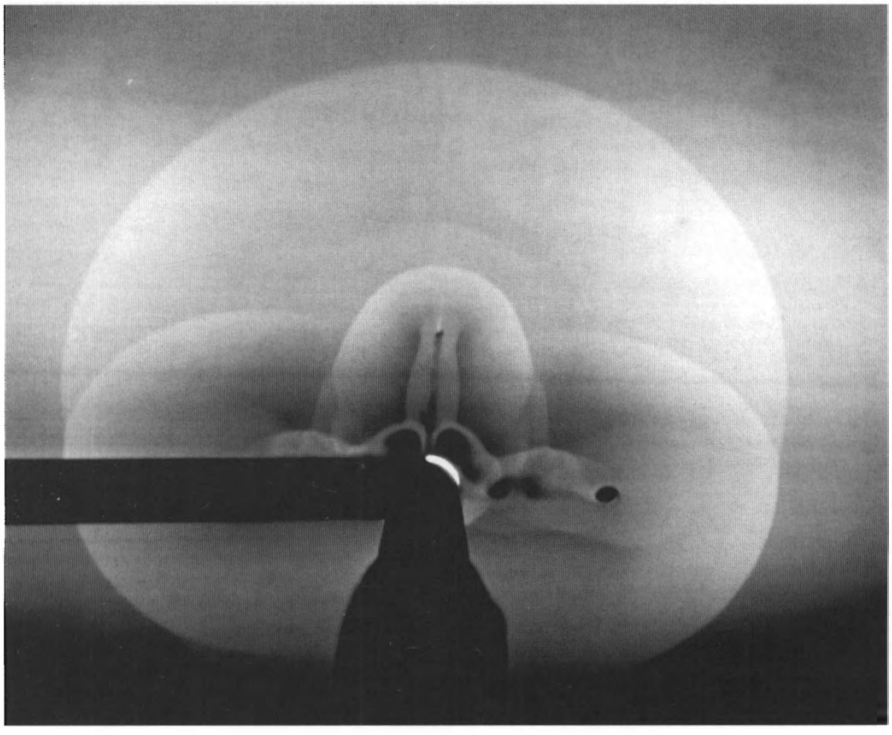


б)

36. Орбитальный самолет, M = 5, $\alpha = 34^\circ$: а) ТК; б) ТИ. Области усиления теплообмена (В.Н. Бражко).

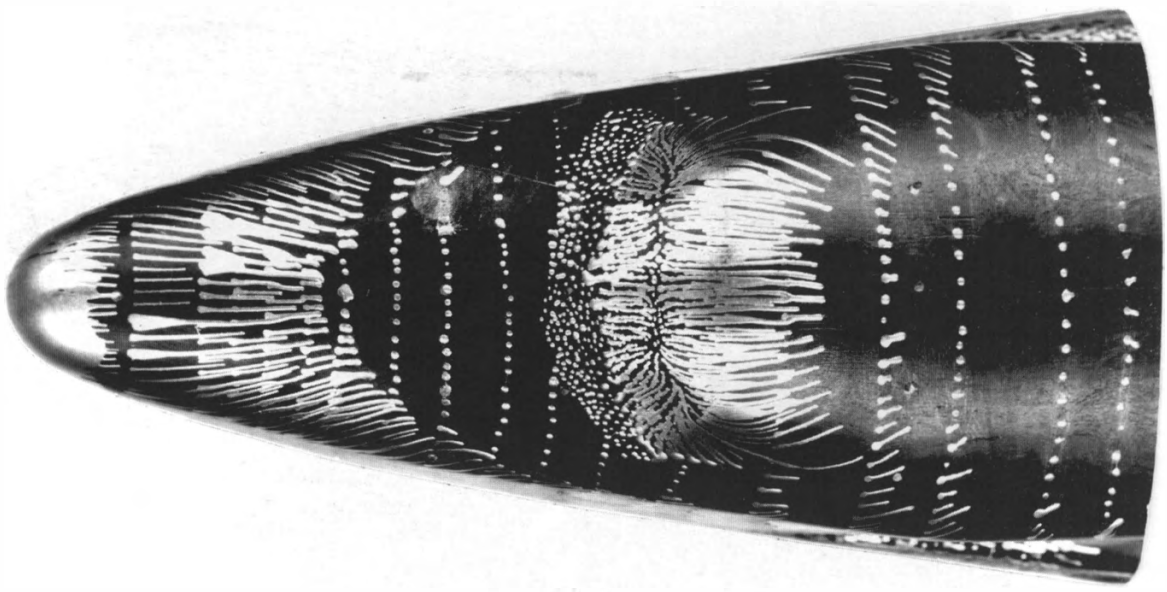
36. Orbiter, M = 5, $\alpha = 34^\circ$: a) PP; б) TSP. Zones of increased heat flux (V.N. Brazhko).



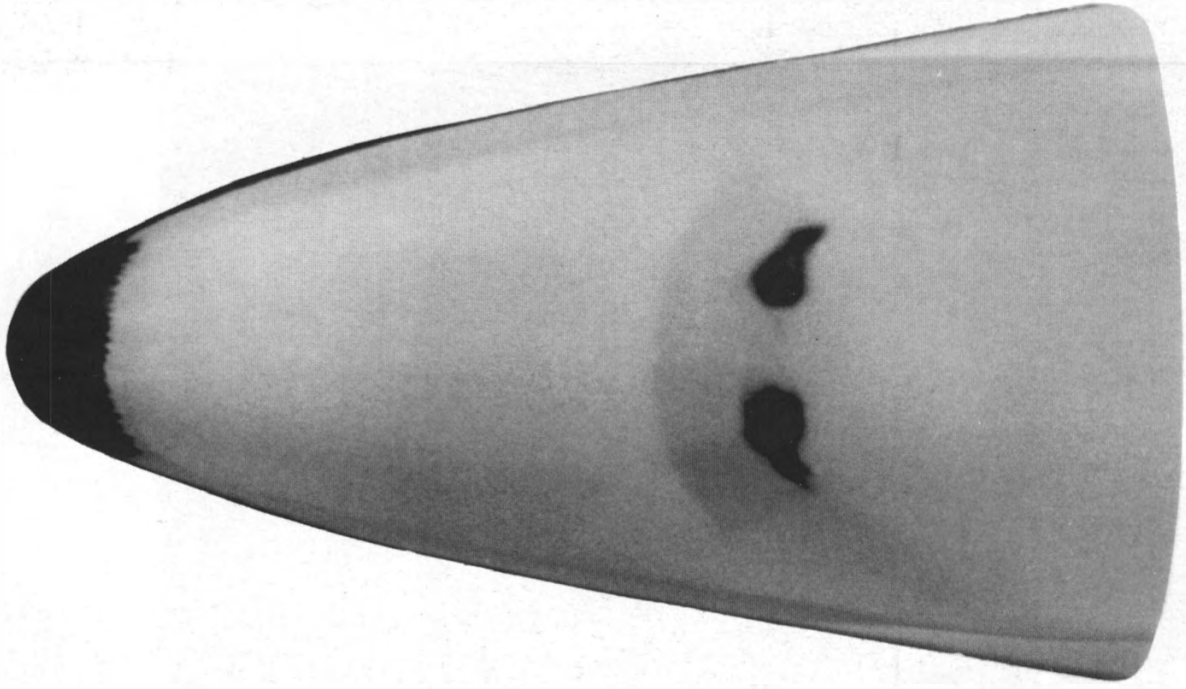


37. Орбитальный самолет (ЛН), M = 3, $\alpha = 15^\circ$. Последовательные по длине поперечные сечения. Концевые вихри и дальний след с периодическими продольными вихрями (Н.Г. Лапина).

37. Orbiter (LK), M = 3, $\alpha = 15^\circ$. Successive cross sections. End vortices and far wake with periodic longitudinal vortices (N.G. Lapina).



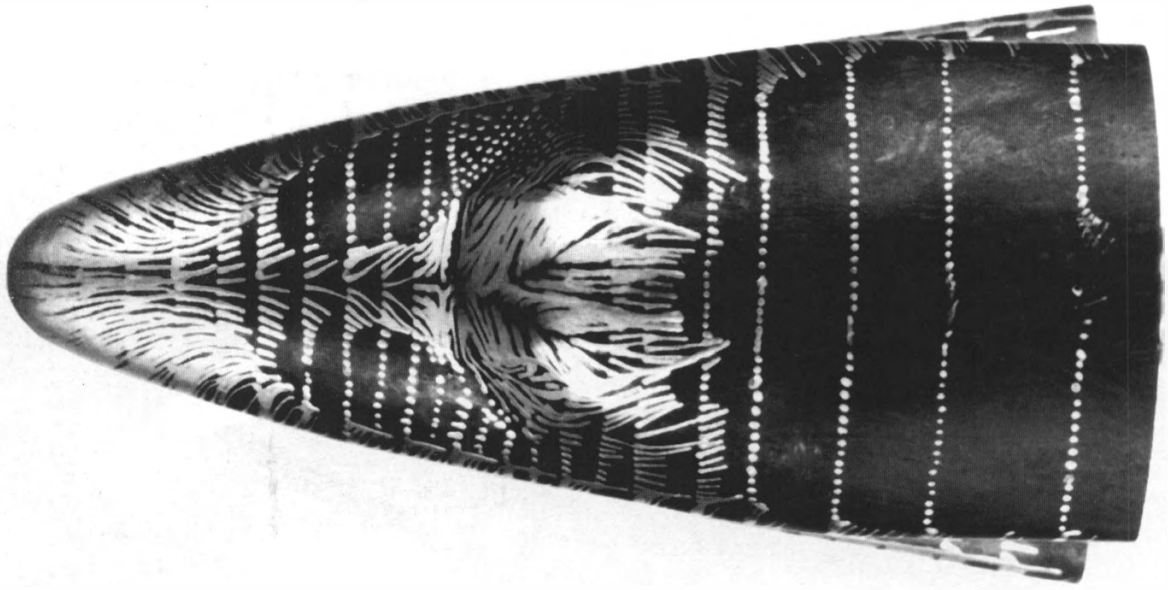
а)



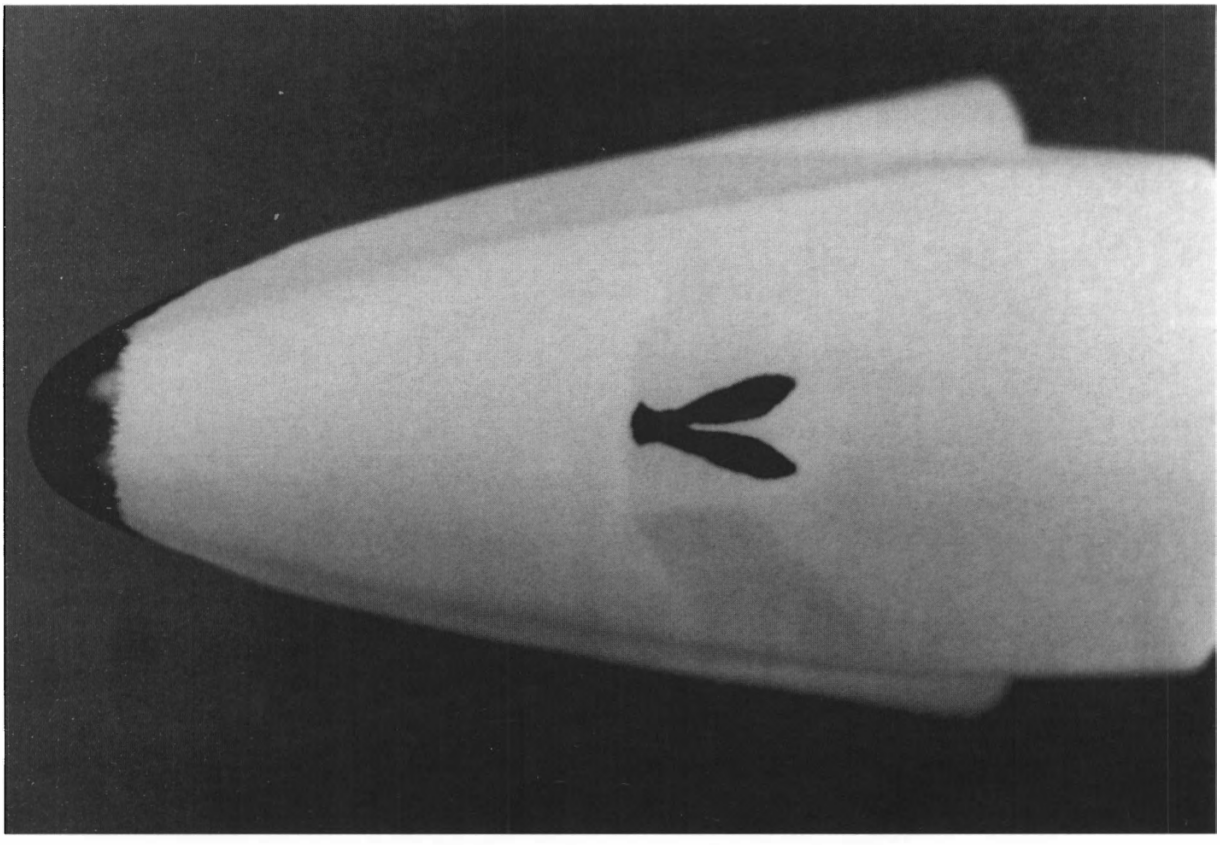
б)

38. Подветренная сторона носовой части фюзеляжа орбитального самолета, M = 5, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 20^\circ$: а) ТК; б) ТИ. Отрыв потока и присоединение его к лобовой поверхности кабины, пики теплового потока (В.Н. Бражко).

38. Lee side of the orbiter nose, M = 5, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 20^\circ$: a) PP; б) TSP. Flow separation and attachment to cabin; heat flux peaks (V.N. Brazhko).



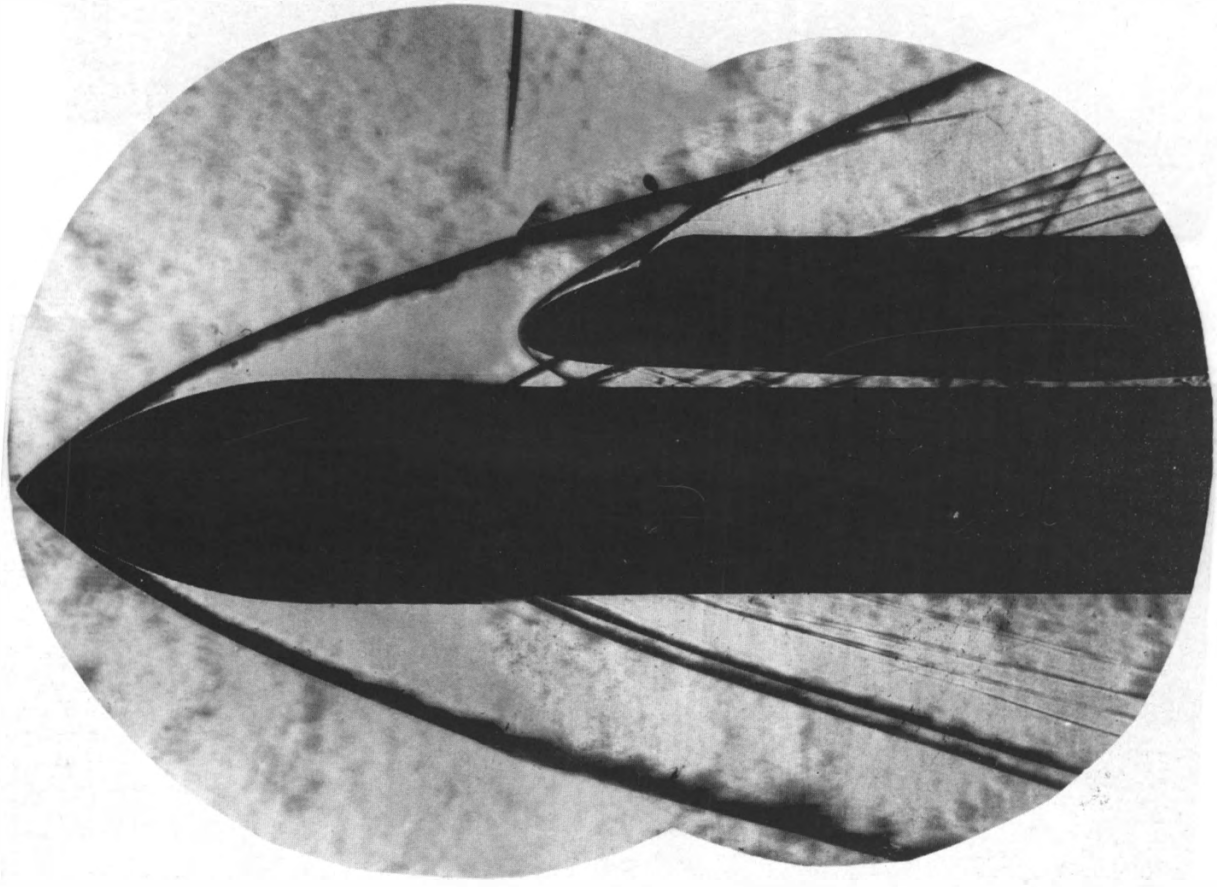
а)



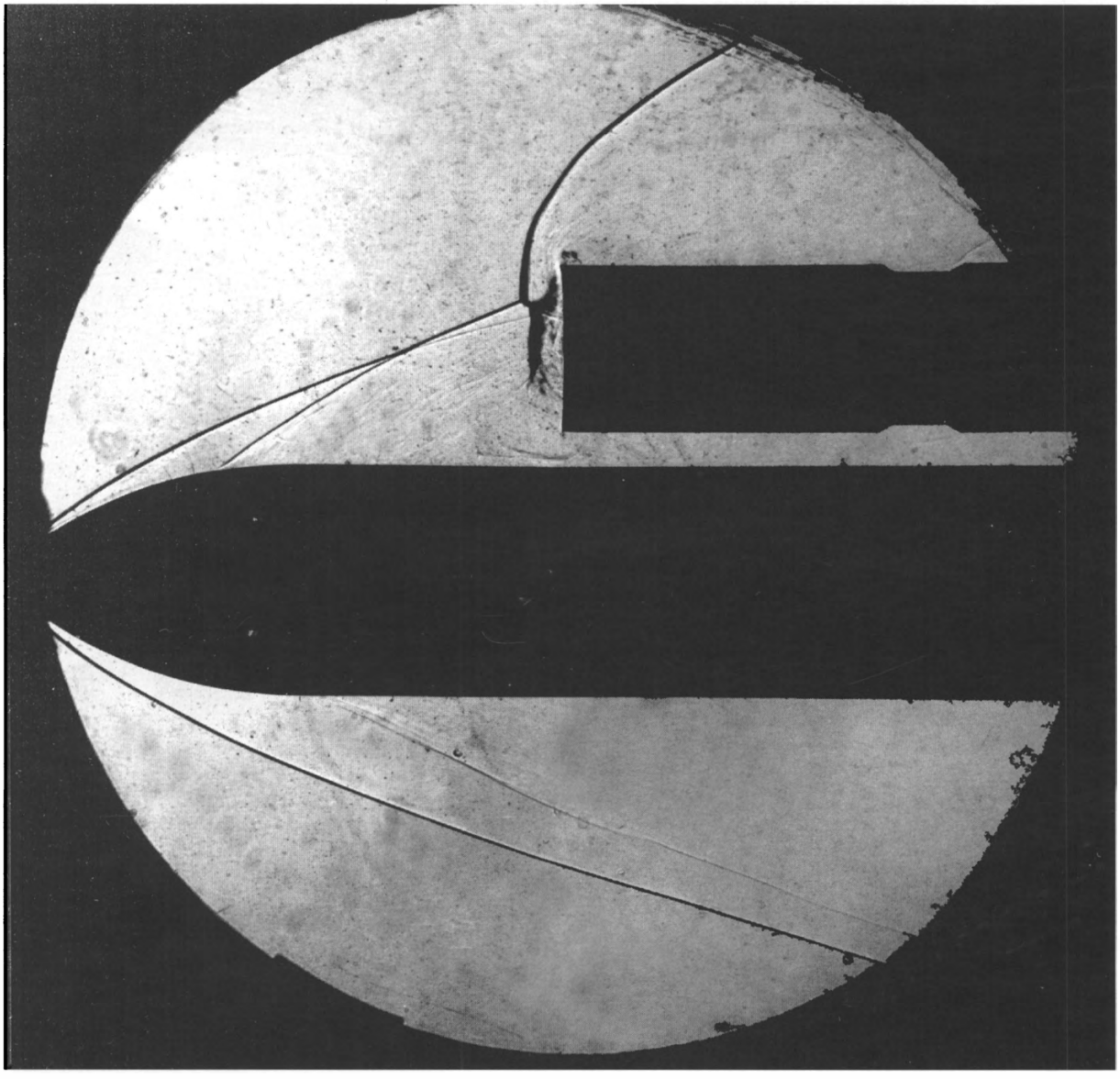
б)

39. То же, $\alpha = 34^\circ$: а) ТК; б) ТИ.

39. The same, $\alpha = 34^\circ$: а) PP; б) TSP.



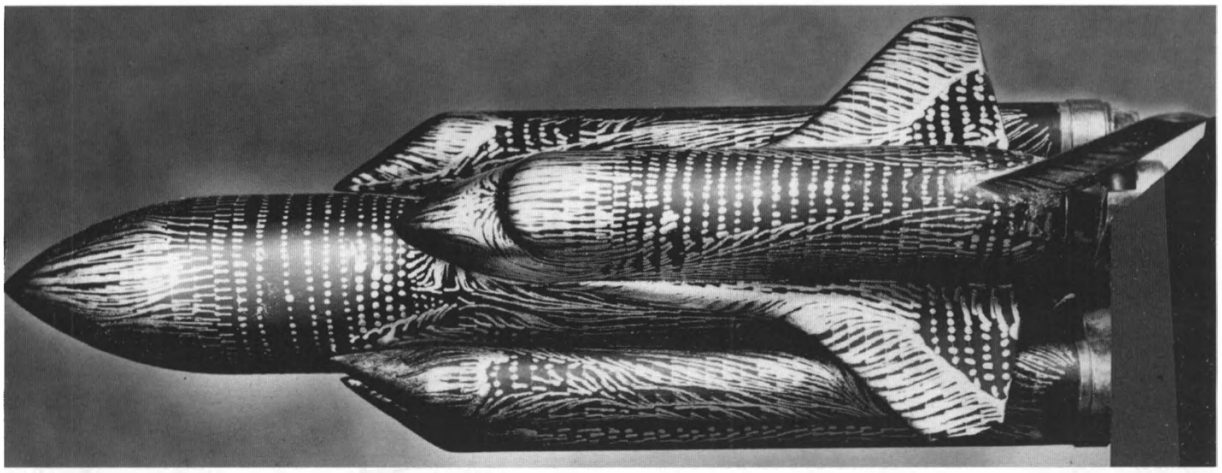
a)



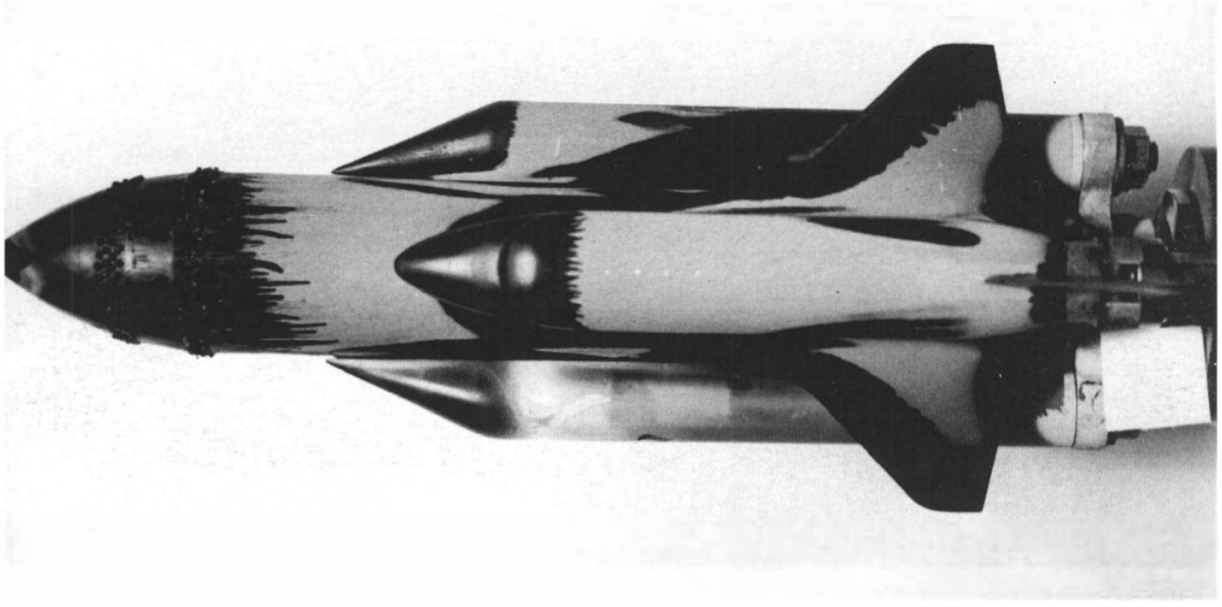
б)

40. Система вывода на орбиту, M = 6,1, Re = 2,18·10^7: а) воздушно-космический самолет “Буран”; б) груз. Отражение скачков уплотнения в зазоре (М.В. Рыжкова, Л.В. Яковлева).

40. Aerospace system, M = 6.1, Re = 2.18·10^7: a) “Buran” air space vehicle; б) payload. Shock reflection in the gap between orbiter and central block (M.V. Ryzhkova, L.V. Yakovleva).



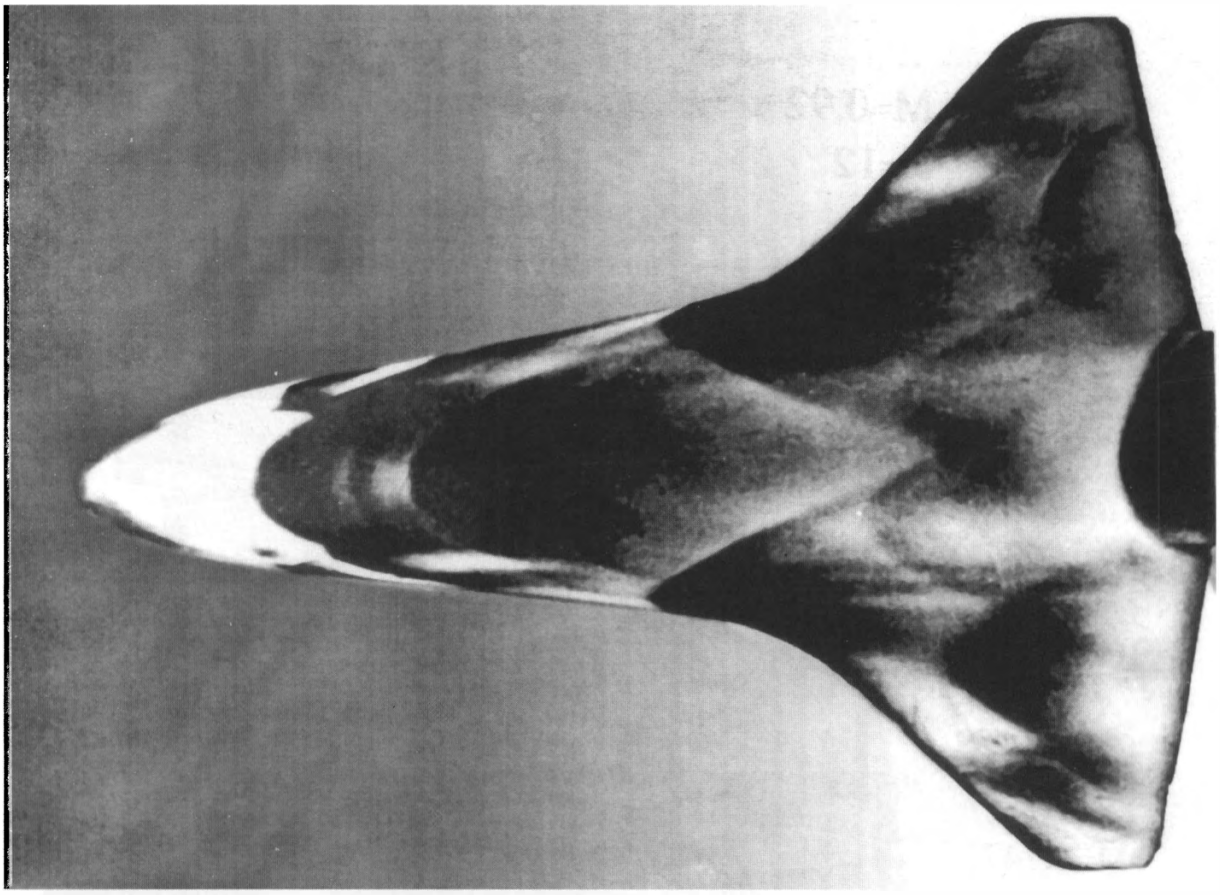
а)



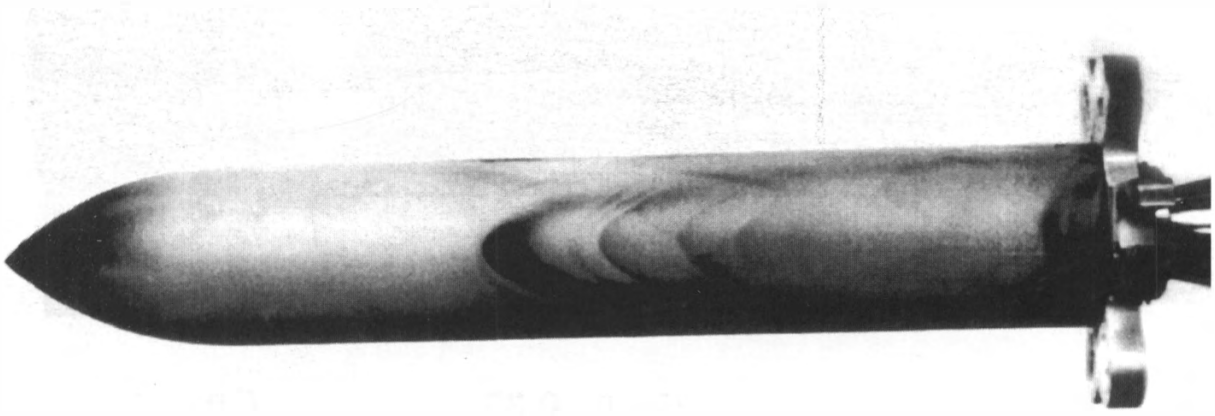
б)

41. Система “Энергия-Буран”: а) ТК; б) ТИ (М.В. Рыжкова, Л.В. Яковлева).

41. “Energia-Buran” system: a) PP; б) TSP (M.V. Ryzhkova, L.V. Yakovleva).



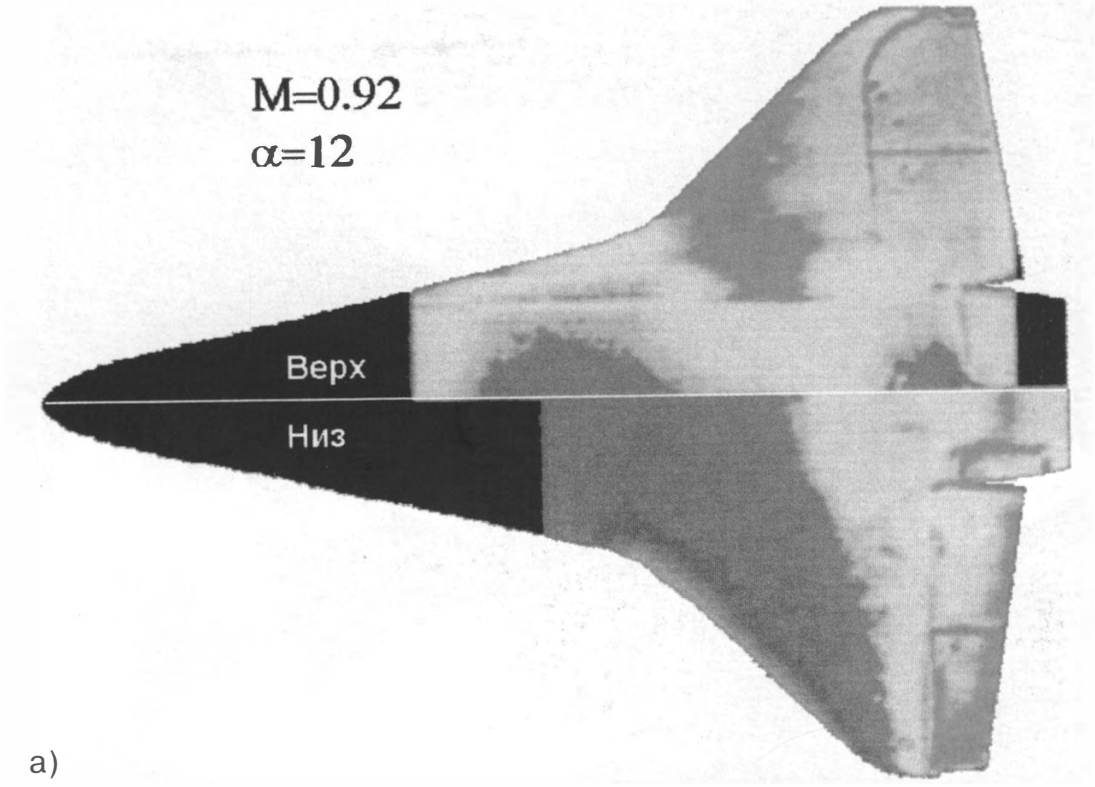
а)



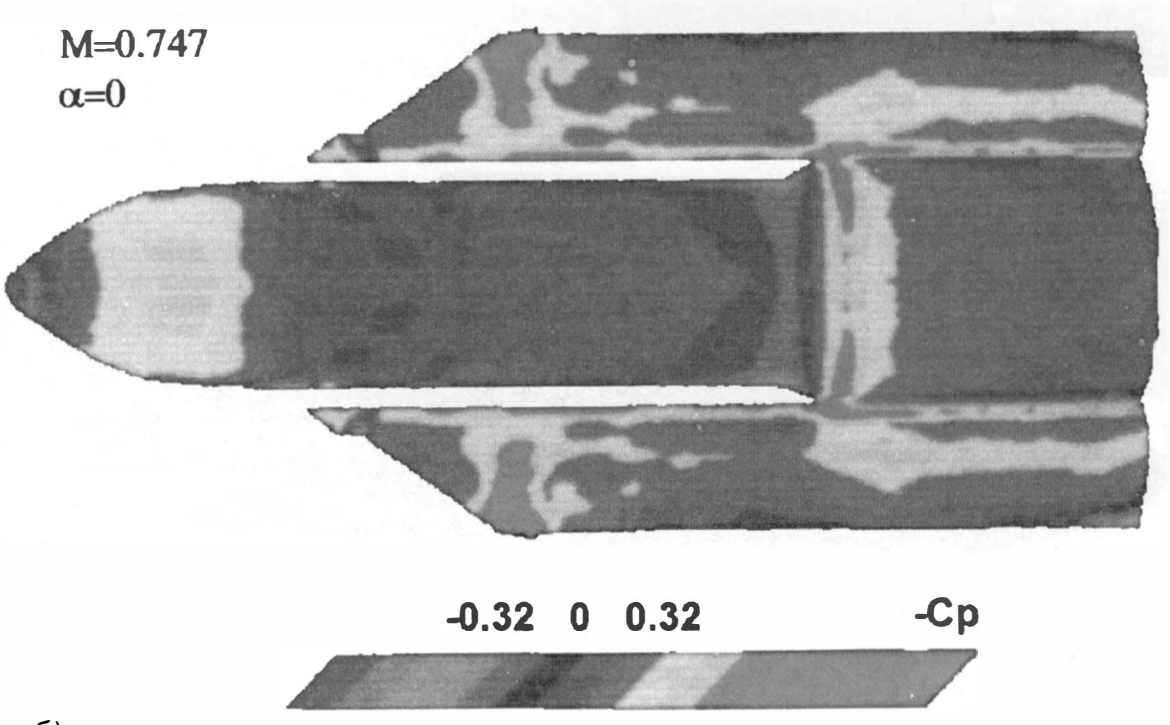
б)

42. Система “Энергия-Буран” (ТИ), периодическое усиление теплообмена в зазоре: а) наветренная сторона самолета; б) центральный блок (М.В. Рыжкова, Л.В. Яковлева).

42. “Energia-Buran” system (TSP), periodical increase of heat flux in the gap: а) orbiter upwind side; б) central block (M.V. Ryzhkova, L.V. Yakovleva).



а)



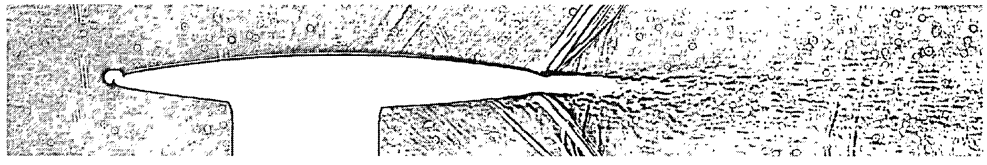
б)

43. Распределение давления (ЛПД) на моделях: а) воздушно-космического самолета “Буран”; б) системы “Энергия” (А.О. Андреев, А.П. Быков, М.В. Ипатов, С.В. Кабин, П.Д. Нуштаев, А.А. Орлов, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, В.А. Песецкий, С.Д. Фонов, 1991).

43. Pressure distribution (PSP) on models: a) “Buran” aero space vehicle; б) “Energia” booster (A.O. Andreyev, A.P. Bykov, M.V. Ipatov, S.V. Kabin, P.D. Nushtayev, A.A. Orlov, V.E. Mosharov, V.N. Radchenko, V.A. Pesetsky, S.D. Fonov, 1991).

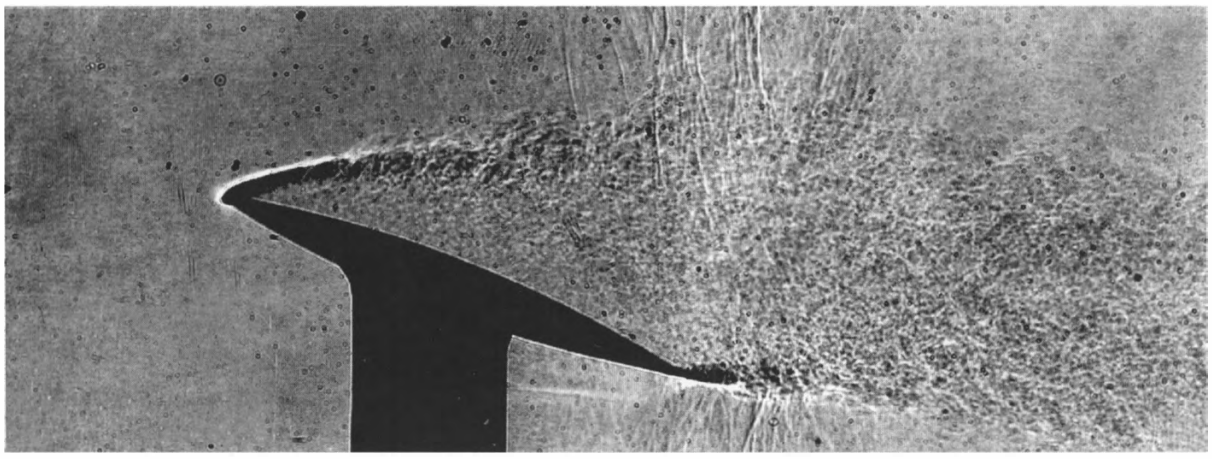
Часть 4

ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЕЙ И КРЫЛЬЕВ

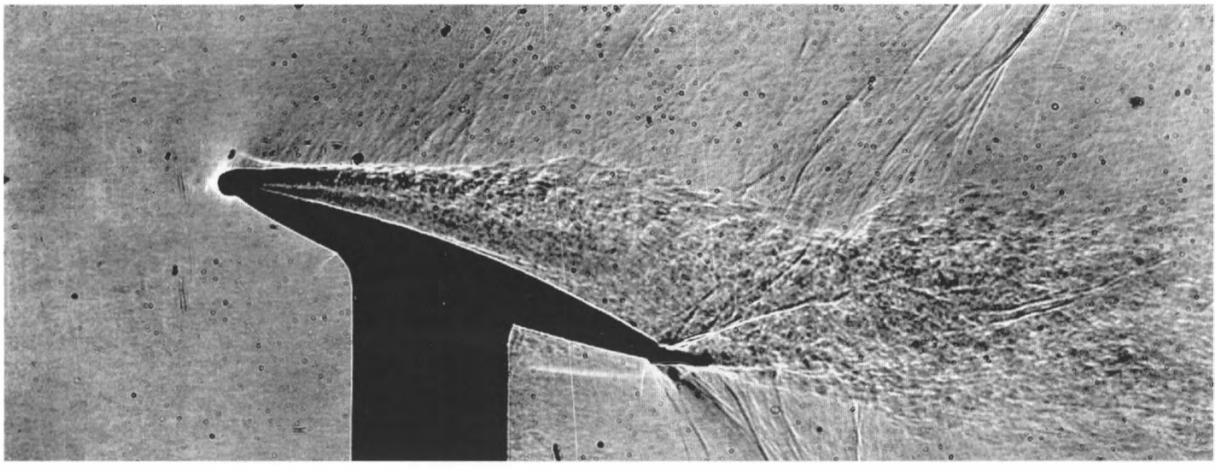


Part 4

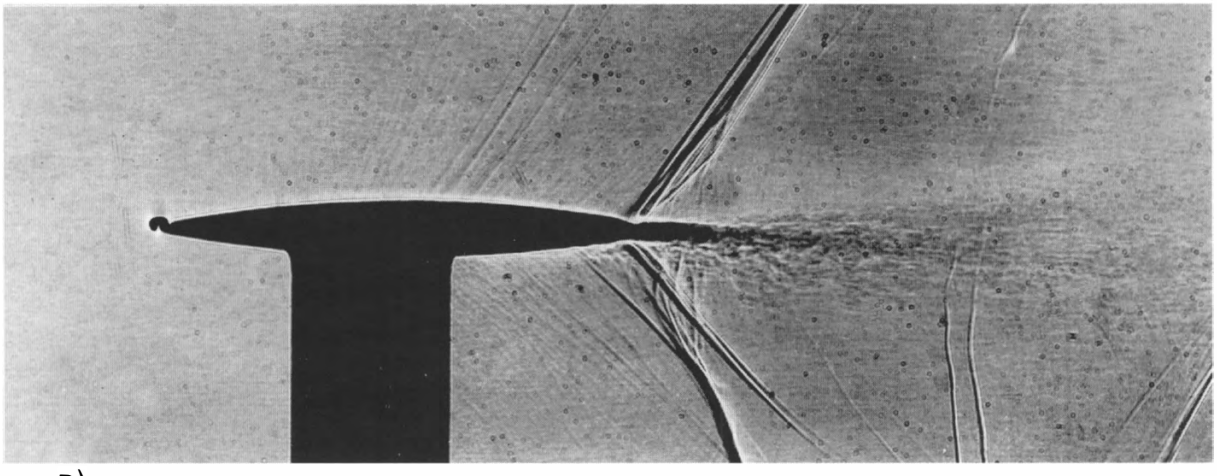
AIRFLOW NEAR AIRFOILS AND WINGS



а)



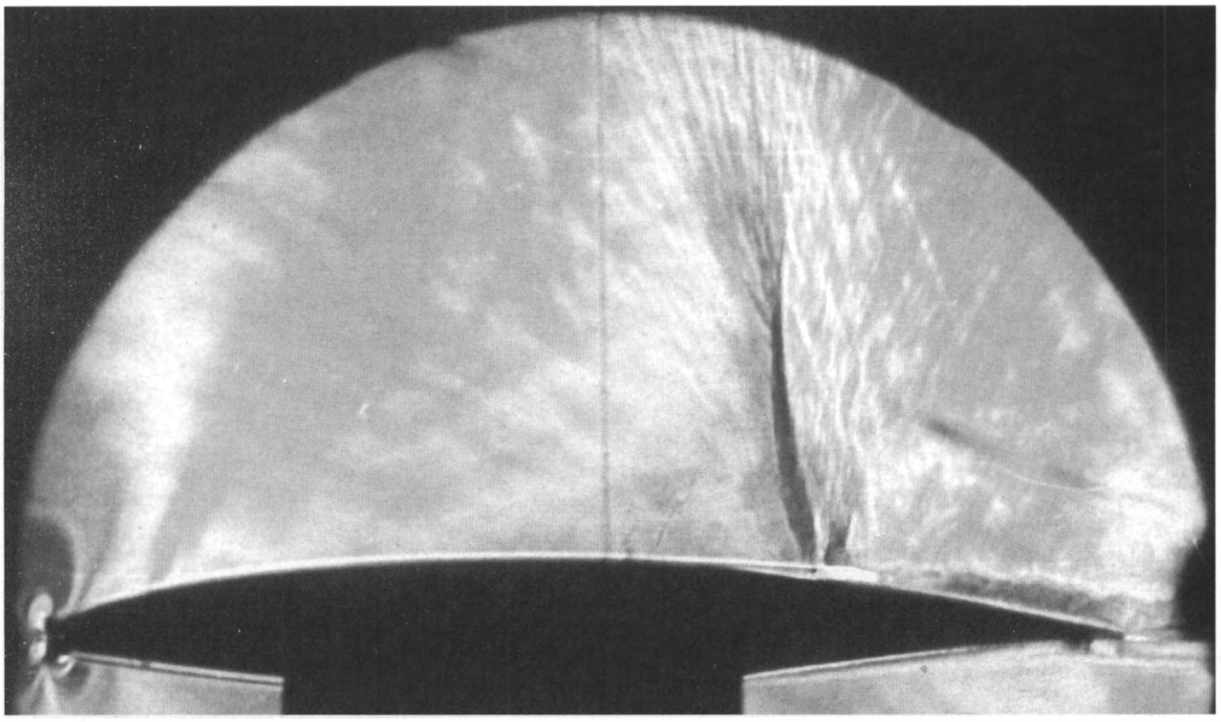
б)



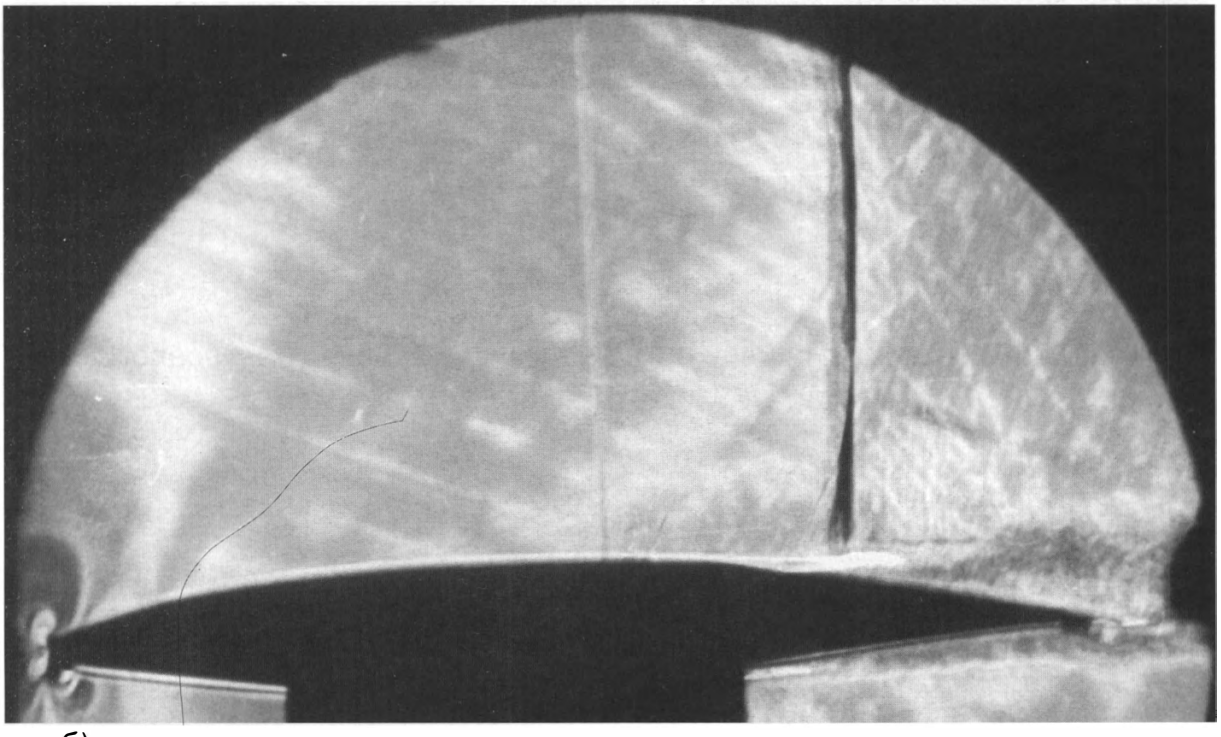
в)

44. Обтекание профиля крыла ($\bar{c}$=5%) дозвуковым потоком: а) M = 0,605, $\alpha = 20^\circ$; б) M = 0,7, $\alpha = 20^\circ$; в) M = 0,86, $\alpha = 0^\circ$. Отрыв потока на подветренной стороне с носка профиля на углах атаки $\alpha = 20^\circ$ и скачки уплотнения за профилем (В.А. Яковлев, 1960).

44. Airfoil ($\bar{c}$=5%), subsonic speeds: a) M = 0.605, $\alpha = 20^\circ$; б) M = 0.7, $\alpha = 20^\circ$; в) M = 0.86, $\alpha = 0^\circ$. Flow separation at $\alpha = 20^\circ$, shock waves downstream of the airfoil (V.A. Yakovlev, 1960).



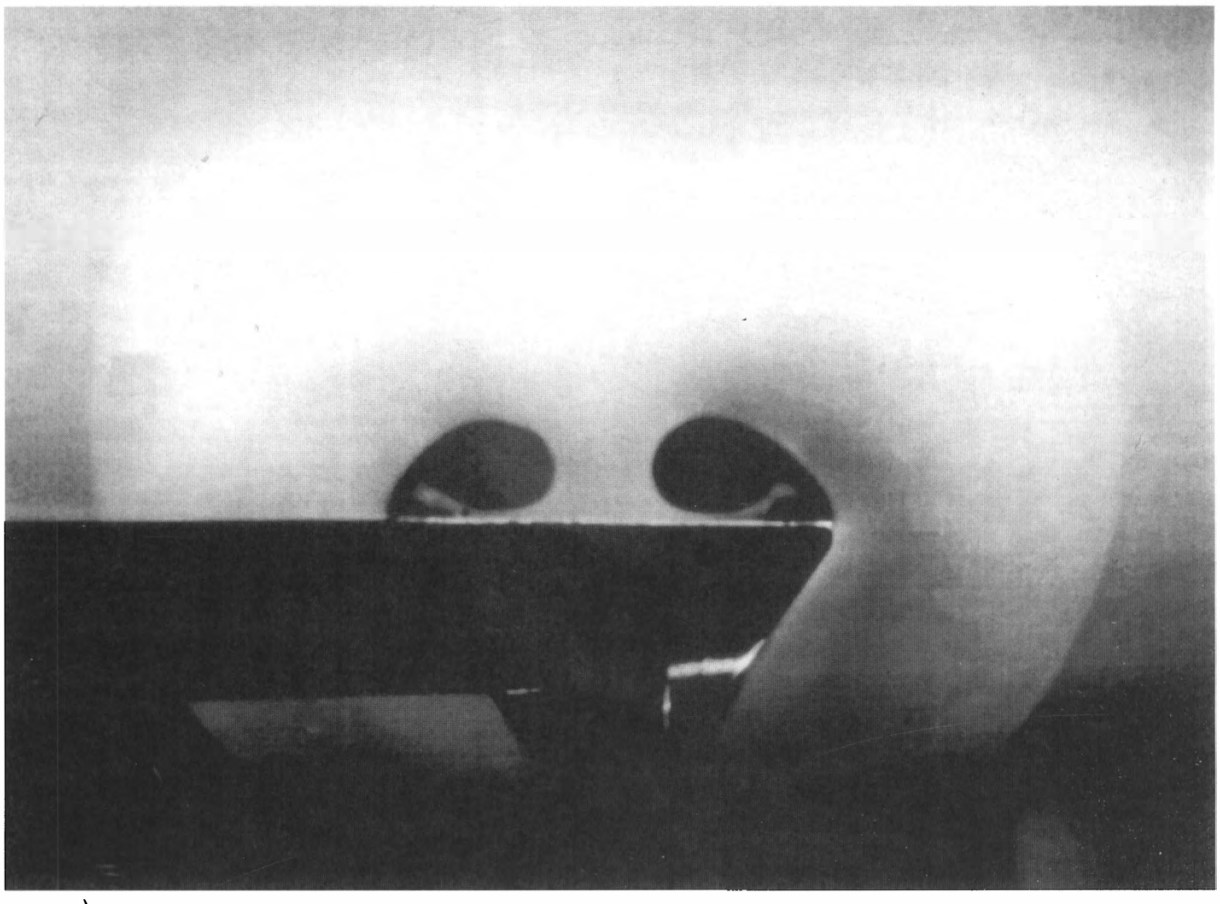
а)



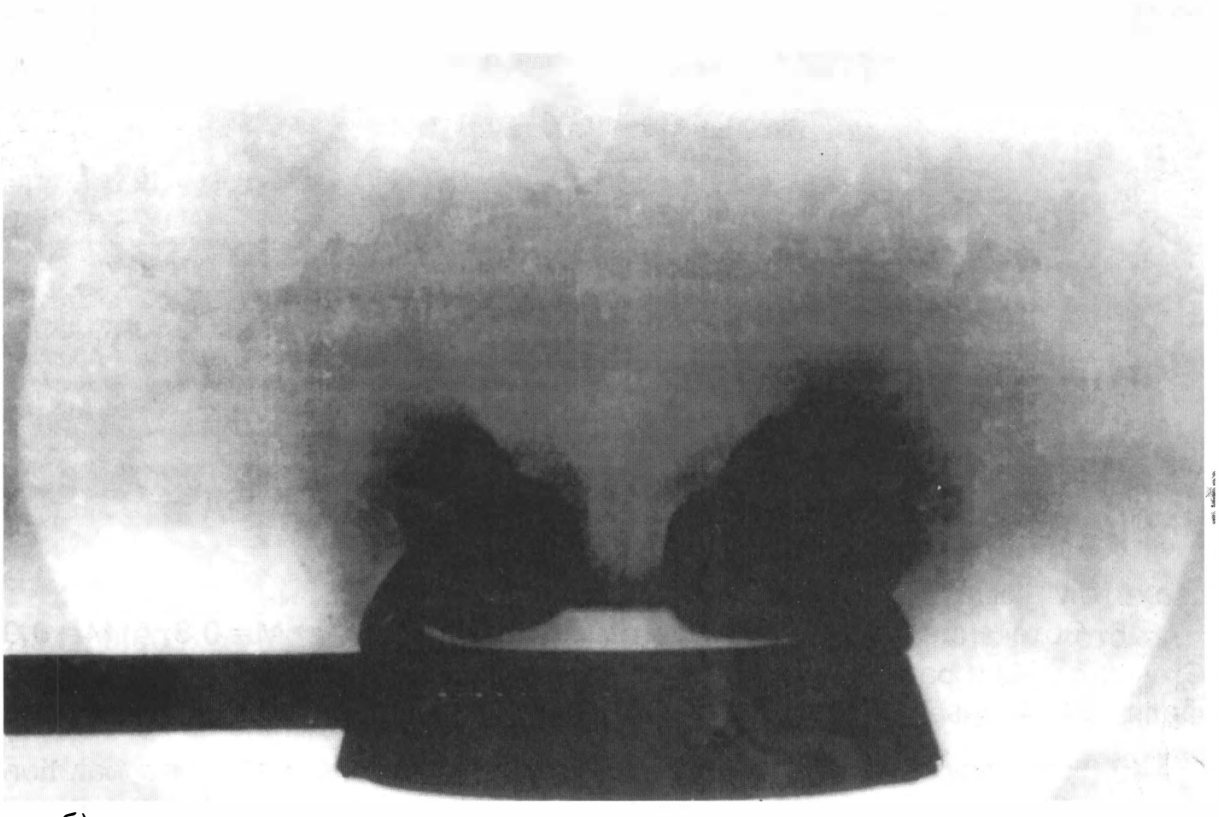
б)

45. Обтекание профиля на угле атаки $\alpha = 5^\circ$ (ЦПФ): а) M = 0,8; б) M = 0,9. Скачок-отрыв и развитие отрывной зоны по числу M на верхней стороне профиля (З.А. Ананьева, В.Д. Боксер, 1973).

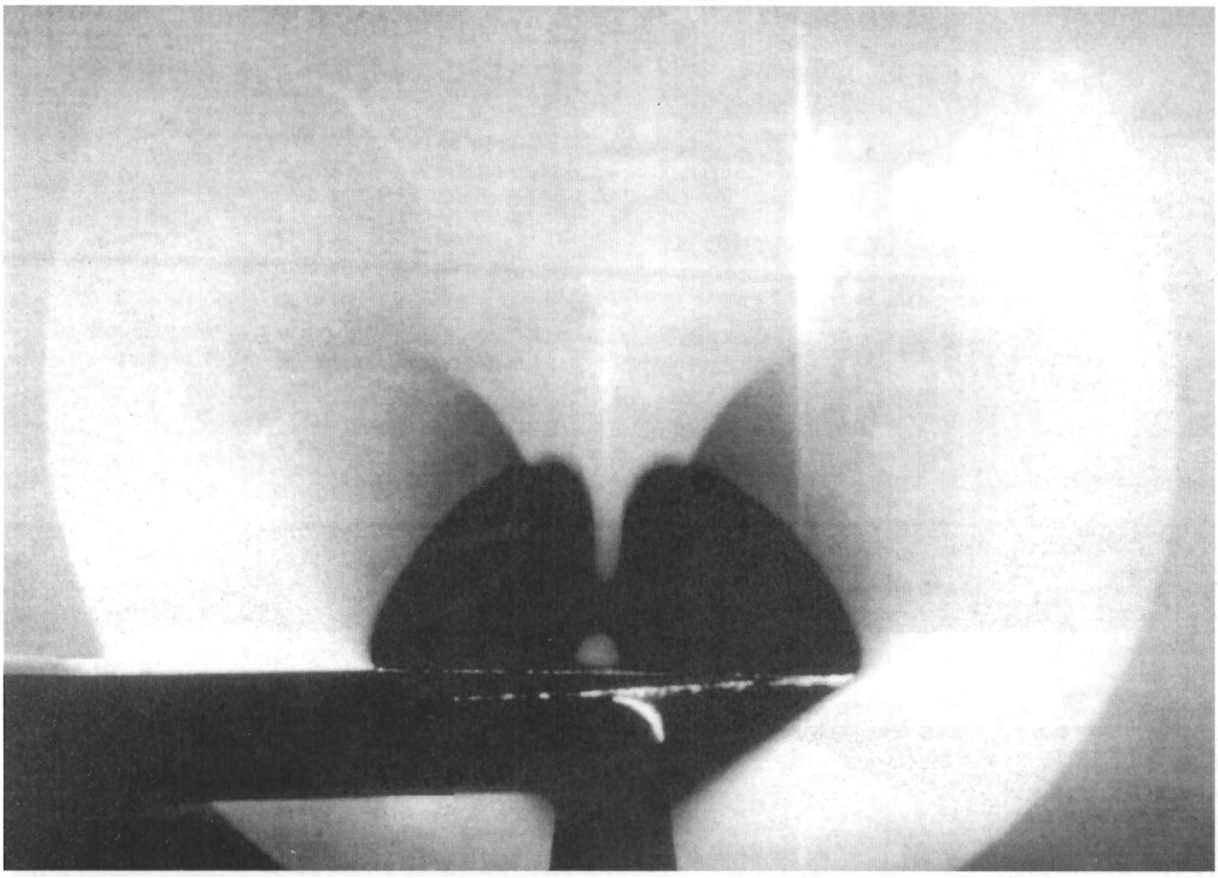
45. Flow about airfoil, $\alpha = 5^\circ$ (CSF): a) M = 0.8; б) M = 0.9. Shock separation; development of separation on the upper surface with increase in M (Z.A. Anan'yeva, V.D. Bokser, 1973).



а)



б)



в)

46. Поперечные сечения подветренного течения треугольных крыльев с острыми передними кромками (ЛН), M = 3, $\Lambda = 10^\circ$:

а) $\alpha = 10^\circ$, $M_п = 0{,}78$, $\alpha_п = 45{,}1^\circ$, дозвуковой тип отрыва от кромок, первичные и вторичные вихри;

б) $\alpha = 15^\circ$, $M_п = 0{,}93$, $\alpha_п = 57{,}1^\circ$, дозвуковой тип отрыва от кромок, первичные и вторичные вихри, внутренние и поперечный между вихрями скачки уплотнения;

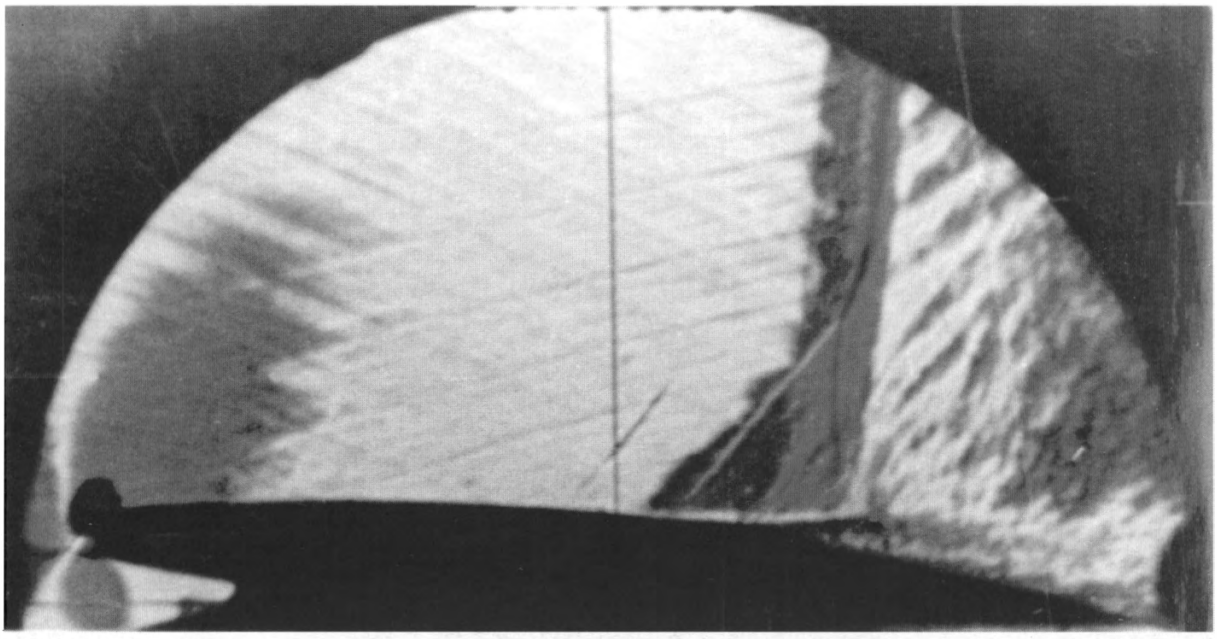
в) M = 5; $\alpha = 20^\circ$, сверхзвуковой тип отрыва, примыкающие к поверхности конические области вихревого течения, внутренние и поперечный скачки уплотнения (Г.И. Майкапар, 1982).

46. Cross section of the lee side flow about delta wings with sharp leading edges (LK), M = 3, $\Lambda = 10^\circ$:

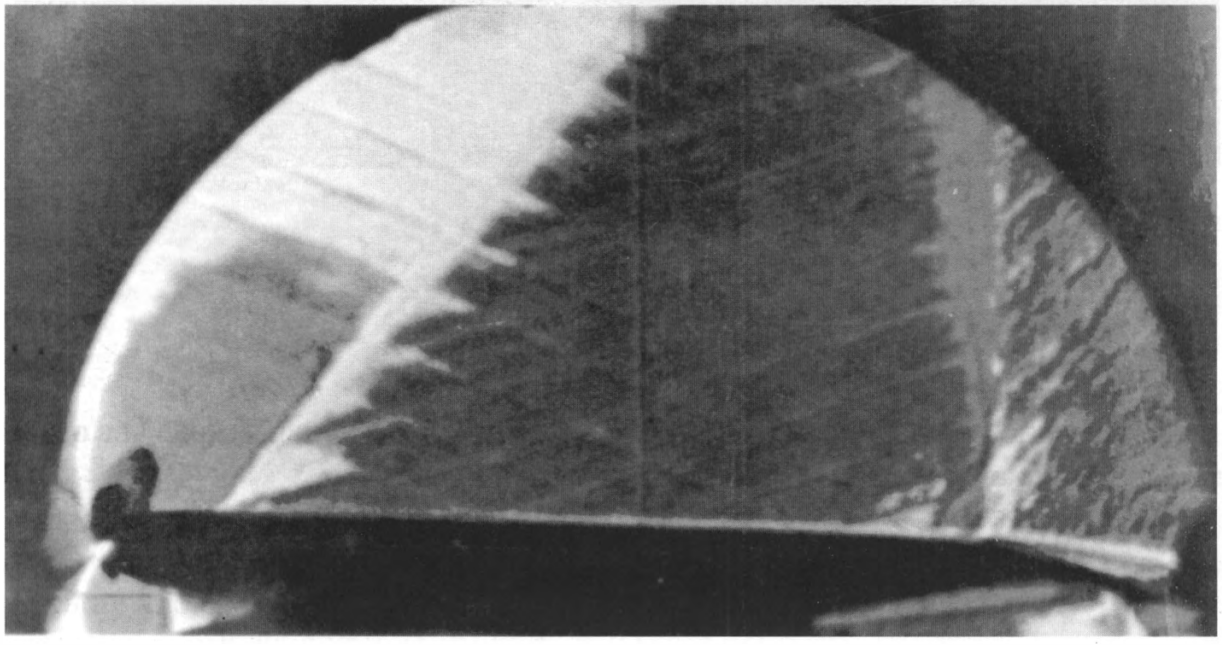
а) $\alpha = 10^\circ$, $M_п = 0.78$, $\alpha_п = 45.1^\circ$, subsonic type of separation from edges; primary and secondary vortices;

б) $\alpha = 15^\circ$, $M_п = 0.93$, $\alpha_п = 57.1^\circ$, subsonic type of separation from edges; primary and secondary vortices; internal cross shock between vortices;

в) M = 5; $\alpha = 20^\circ$, supersonic type of separation, conical zones of vortex flow, attached to the surface; internal and cross shocks (G.I. Maikapar, 1982).



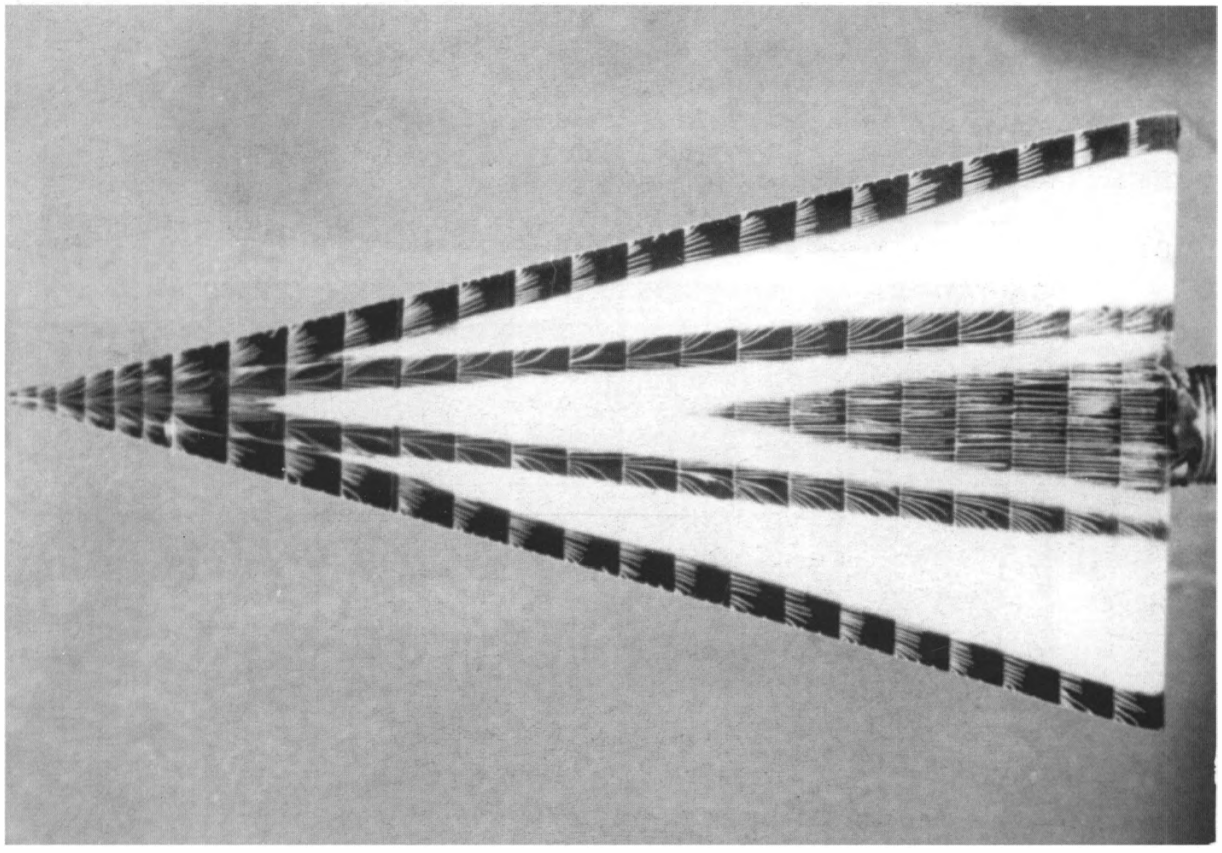
а)



б)

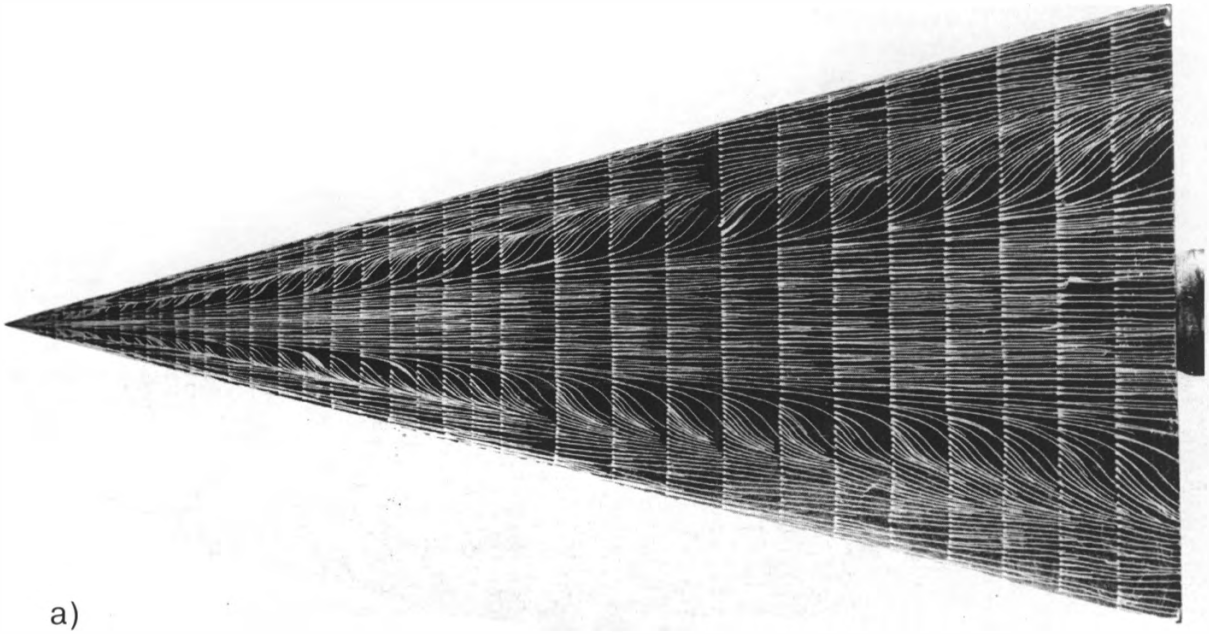
47. Околозвуковое обтекание профилей равной относительной толщины ($\bar{c}$=9%), M = 0,85, Re = $3{,}1 \cdot 10^6$ (ЦПФ): а) обычный профиль; б) сверхкритический. Увеличение протяженности местной сверхзвуковой зоны на сверхкритическом профиле и уменьшение зоны отрыва и интенсивности скачка уплотнения (З.А. Ананьева, В.Д. Боксер, 1973).

47. Airfoils of equal thickness-to-chord ratio ($\bar{c}$=9%) in transonic stream (CSF), M = 0.85, Re = $3.1 \cdot 10^6$: a) conventional airfoil; б) supercritical airfoil. Growth of supersonic zone over the supercritical airfoil; decrease in separation zone size and shock intensity (Z.A. Anan'yeva, V.D. Bokser, 1973).

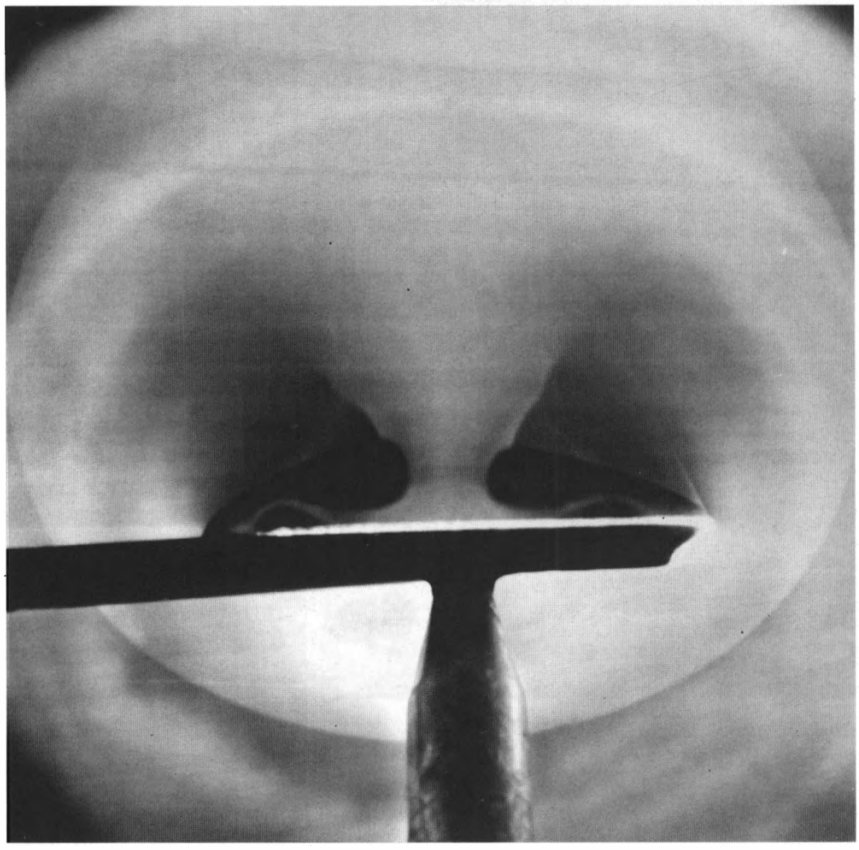


48. Совместное применение ТК и ТИ, $M = 4$, $Re = 3{,}1 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$. Пики теплового потока в областях присоединения потока к поверхности, переход ламинарного течения в турбулентное в центральной части крыла (В.Н. Бражко, Н.А. Ковалева, Л.А. Крылова, Г.И. Майкапар, 1989).

48. Joint use of PP and TSP, $M = 4$, $Re = 3.1 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$. Heat flux peaks in flow attachment zones; laminar to turbulent transition at wing center (V.N. Brazhko, N.A. Kovalyova, L.A. Krylova, G.I. Maikapar, 1989).



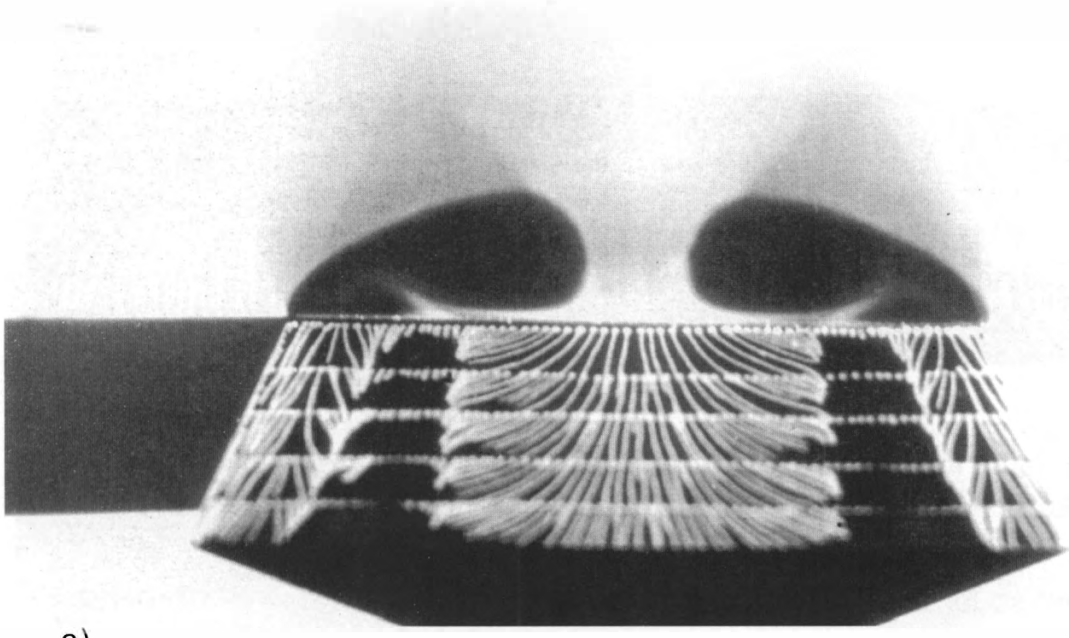
а)



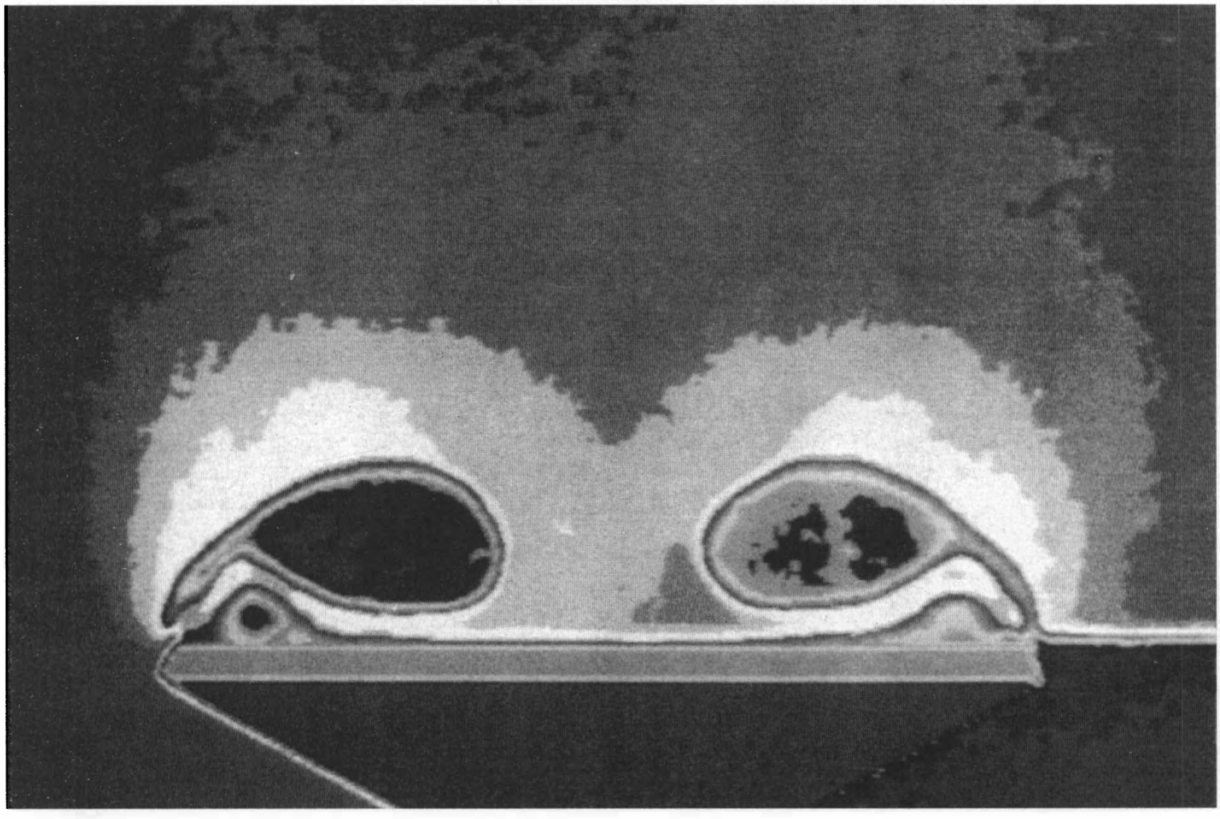
б)

49. Треугольное крыло с острыми передними кромками, $\Lambda = 15^\circ$, $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$: а) (ТК); б) (ЛН). Первичный и вторичный отрывы (вихри), внутренние скачки уплотнения (В.В. Келдыш, Н.Г. Лапина, 1980).

49. Delta wing with sharp leading edges, $\Lambda = 15^\circ$, $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$: a) (PP); б) (LK). Initial and secondary separation (vortices), internal shocks (V.V. Keldysh, N.G. Lapina, 1980).



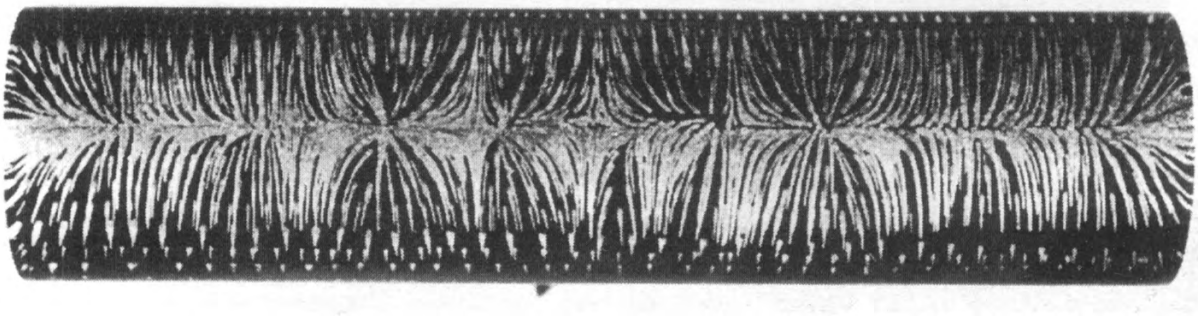
а)



б)

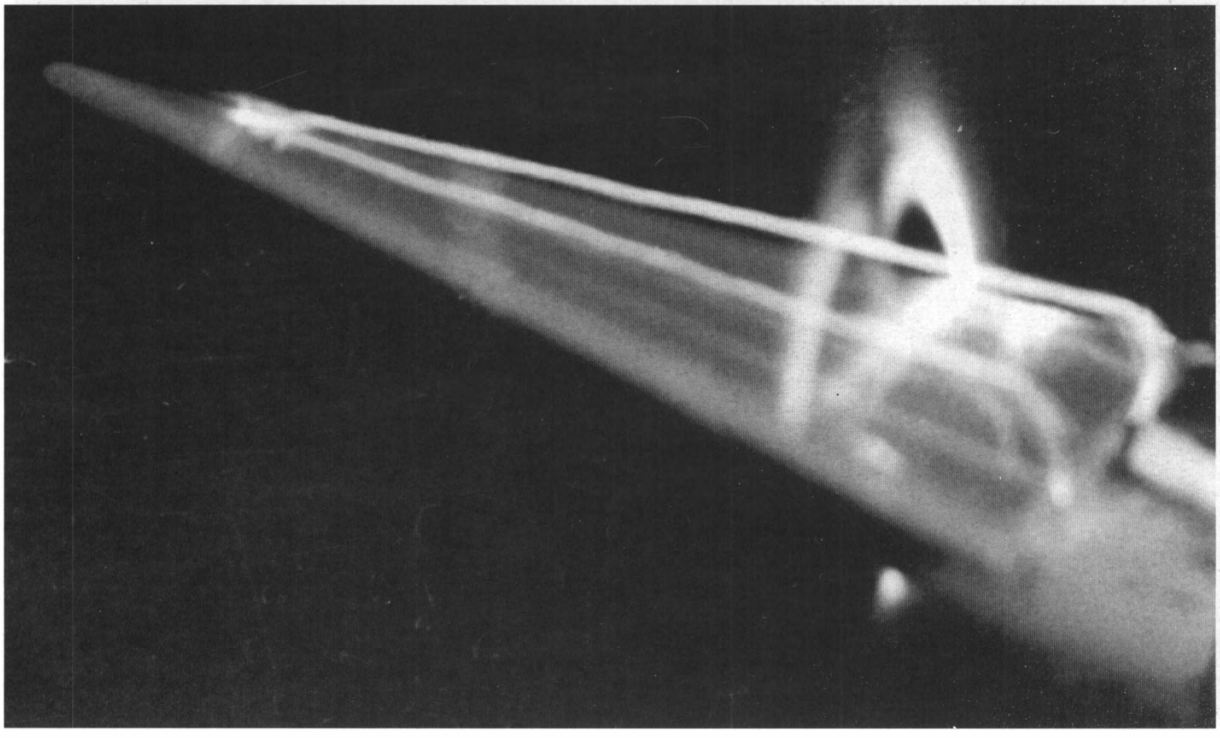
50. Треугольное крыло с острыми передними кромками, $\Lambda = 15^\circ$, $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$: а) совместное применение ЛН и ТК; б) цветовое изображение плотности почернения фотопленки, пропорциональной концентрации рассеивающих свет частиц в потоке (В.Н. Бражко, С.Д. Фонов, 1992).

50. Delta wing with sharp leading edges, $\Lambda = 15^\circ$, $M = 3$, $\alpha = 15^\circ$: a) joint use of LK and PP; б) digital analysis of black-and-white photographs by using reference colors for identical film blackening proportional to concentration of light-dispersing particles in the flow (V.N. Brazhko, S.D. Fonov, 1992).



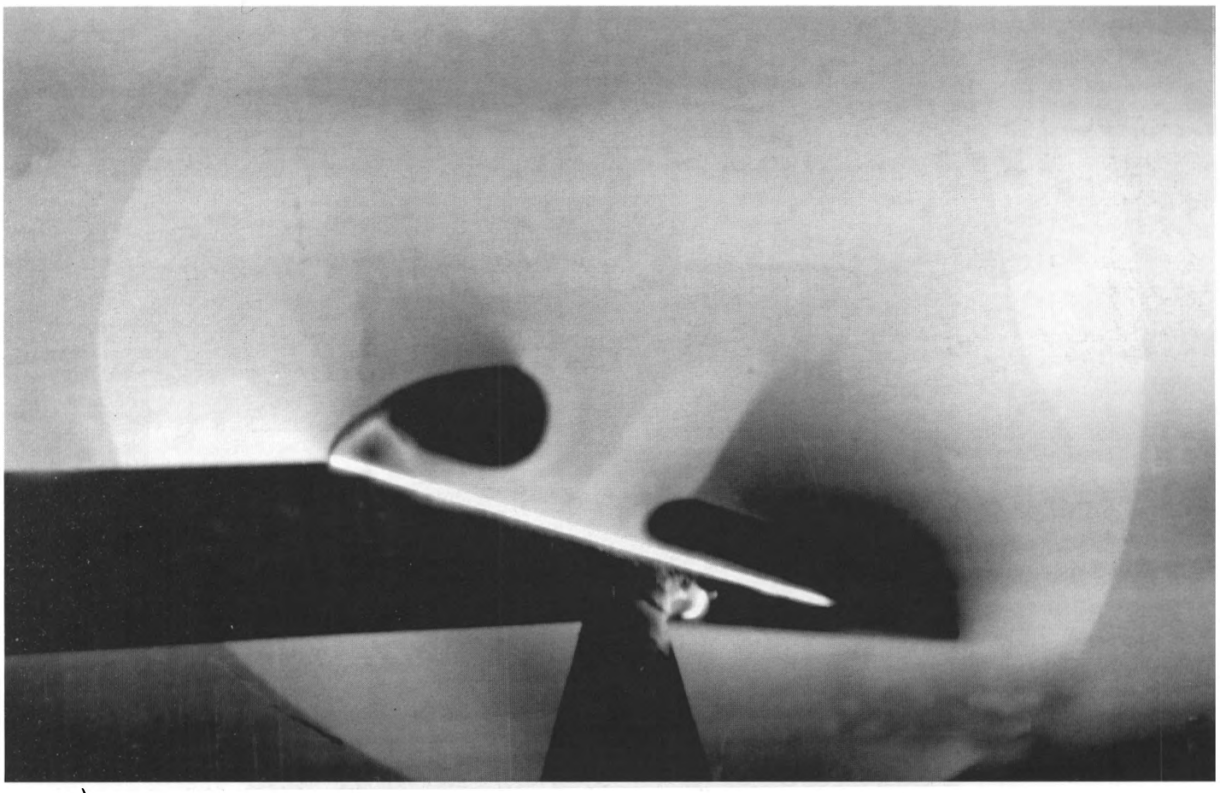
51. Лобовая поверхность кругового цилиндра (ТК), $\Lambda = 90^\circ$, $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^7$. Периодическое течение, ему соответствует периодическое распределение теплового потока (В.А. Башкин, Н.Г. Лапина, 1983).

51. Front surface of circular cylinder (PP), $\Lambda = 90^\circ$, $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^7$. Periodical flow and its respective periodical heat flux distribution (V.A. Bashkin, N.G. Lapina, 1983).

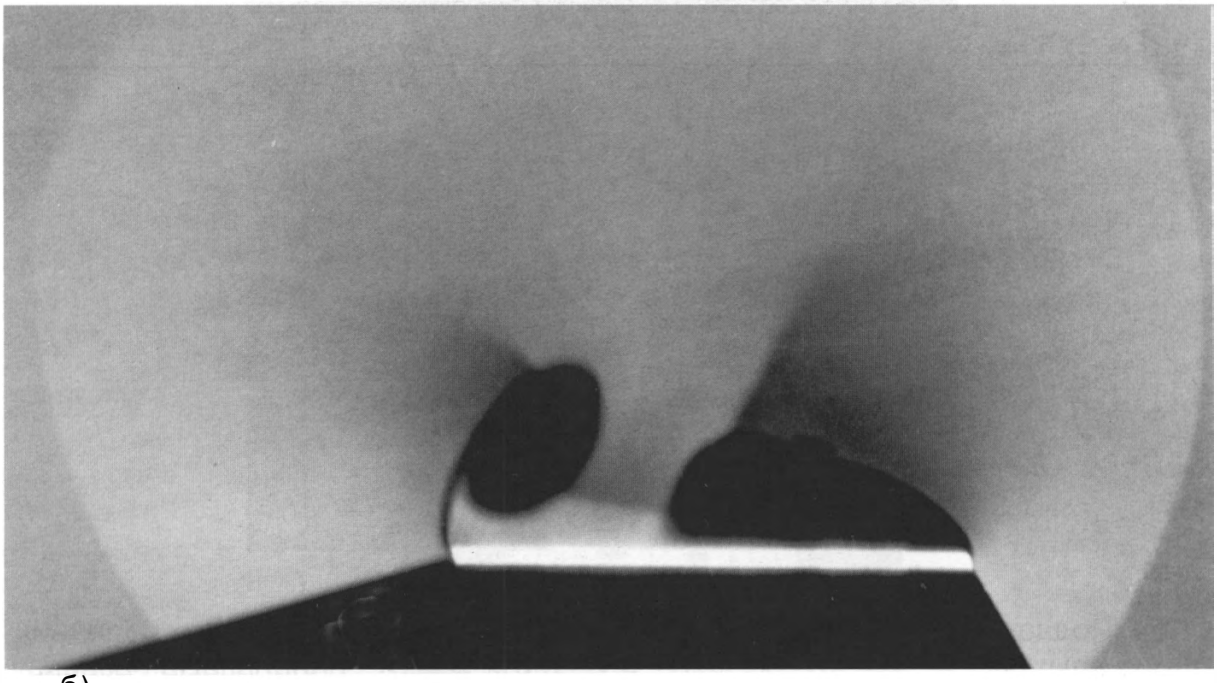


52. Обтекание треугольного крыла, $\Lambda = 20^\circ$, $M = 7$, $\alpha = 12^\circ$. Совместное применение методов парового экрана и высоковольтного разряда. Сечение вихревого следа и ядра продольных вихревых шнуров на подветренной стороне крыла (З.А. Ананьева, В.Р. Бертынь, Г.В. Земцова, А.В. Подмазов, В.Т. Тихонов, 1970).

52. Air flow past delta wing, $\Lambda = 20^\circ$, $M = 7$, $\alpha = 12^\circ$. Combination of the vapor screen and high voltage discharge. Cross section of the wake and vortices on lee side (Z.A. Anan'yeva, V.R. Bertyn, G.V. Zemtsova, A.V. Podmazov, V.T. Tikhonov, 1970).



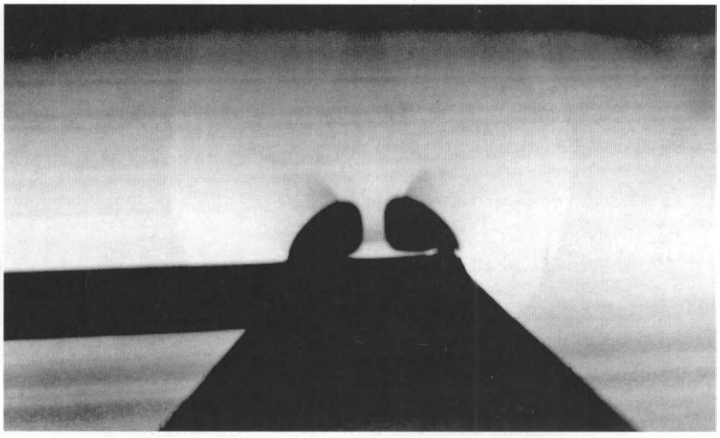
а)



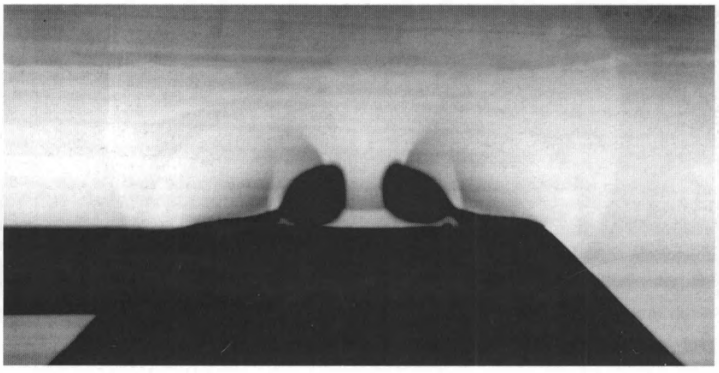
б)

53. Обтекание треугольного крыла с острыми передними кромками на углах скольжения (ЛН), M=3: а) $\Lambda = 15^\circ$, $\beta = 5^\circ$, $\alpha = 14{,}2^\circ$; дозвуковой тип отрыва от левой и сверхзвуковой – от правой кромок; б) $\Lambda = 10^\circ$, $\beta = 10^\circ$, $\alpha = 17{,}7^\circ$; поперечный скачок уплотнения между вихрем и областью отрыва (Г.И. Майкапар, 1982).

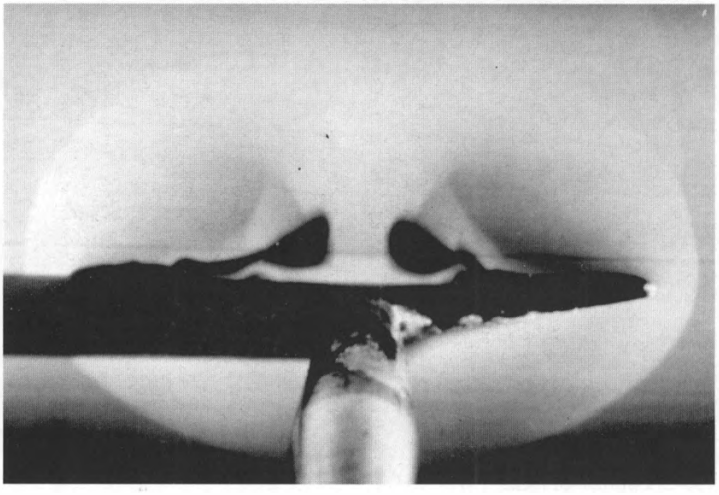
53. Yawed delta wing with sharp leading edges (LK), M = 3: a) $\Lambda = 15^\circ$, $\beta = 5^\circ$, $\alpha = 14.2^\circ$; subsonic type of separation from the left panel and supersonic separation from the right panel; internal shocks; б) $\Lambda = 10^\circ$, $\beta = 10^\circ$, $\alpha = 17.7^\circ$; cross shock between the vortex and separation zone (G.I. Maikapar, 1982).



а)



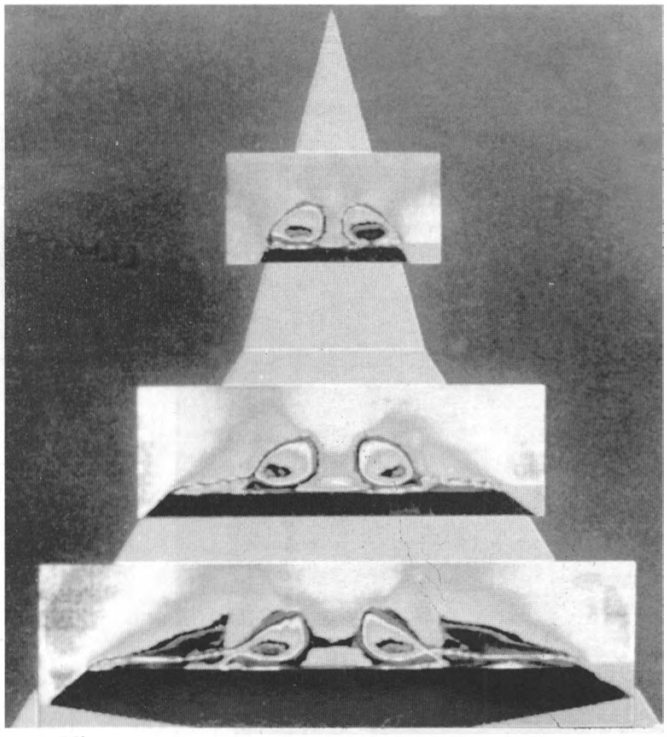
б)



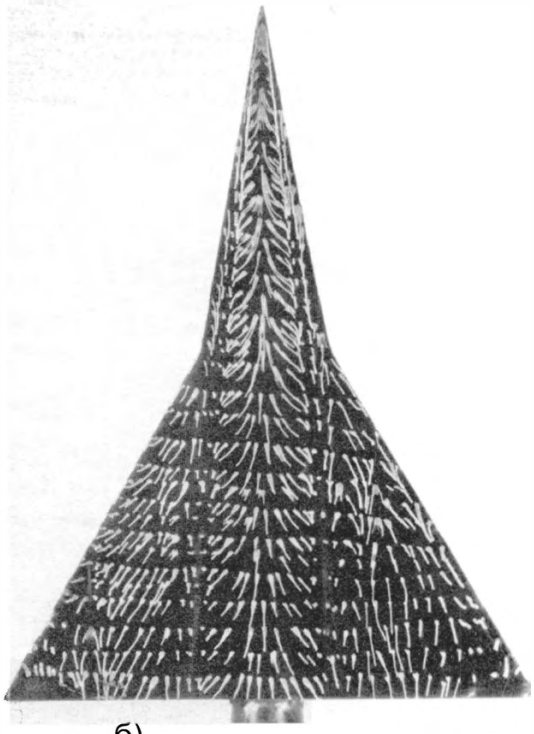
в)

54. Подветренная сторона треугольного крыла с изломом острых передних кромок (ЛН), M = 4, $\Lambda_1 = 10^\circ$, $\Lambda_2 = 30^\circ$, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 15^\circ$; поперечные сечения: а) X/L = 0,5; б) X/L = 0,6; в) X/L = 0,85. Дозвуковой тип отрыва от кромок передней части с образованием вихрей и поперечного скачка между ними, безотрывное обтекание кромок задней части с продолжением вихрей, поперечный и внутренние скачки уплотнения, вторичные вихри (Г.И. Майкапар, 1987).

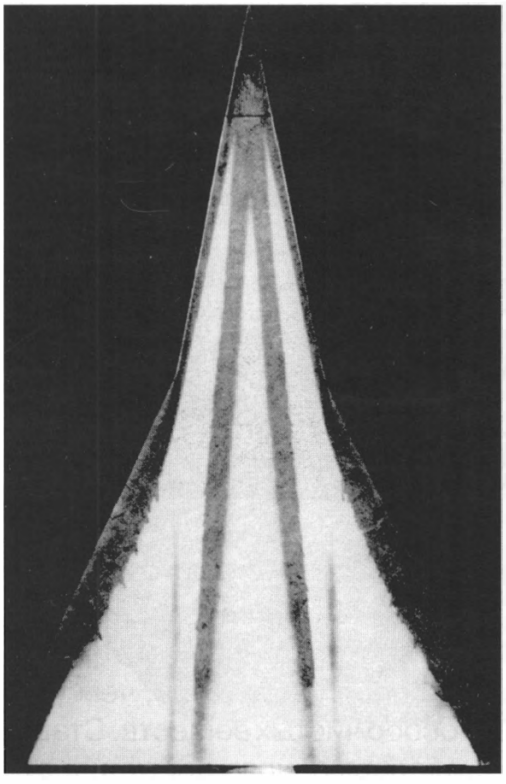
54. Double delta wing, lee side (LK), M = 4, $\Lambda_1 = 10^\circ$, $\Lambda_2 = 30^\circ$, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 15^\circ$. Cross sections: a) X/L = 0.5; б) X/L = 0.6; в) X/L = 0.85. Subsonic type of separation from the fore part edges; vortices and cross shock between them. Separation-free flow at edges of the rear part; vortices continued; cross and internal shocks; secondary vortices (G.I. Maikapar, 1987).



а)



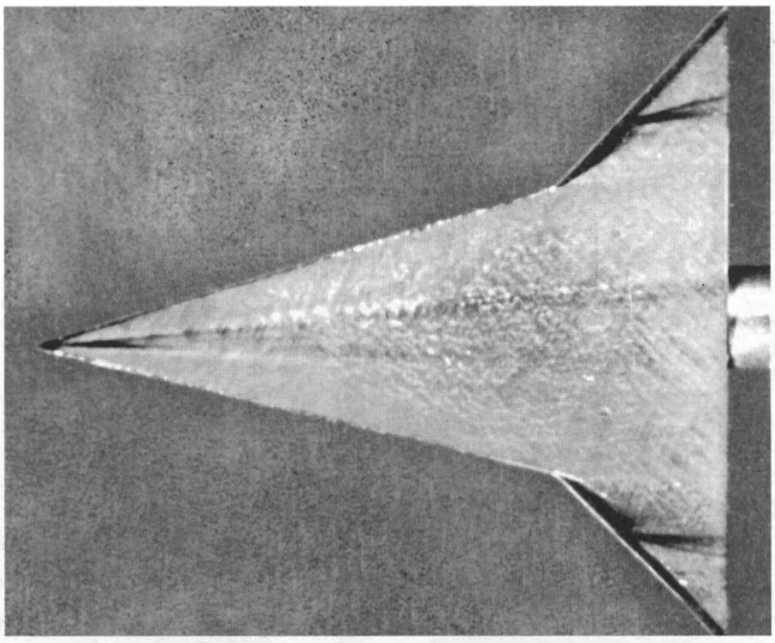
б)



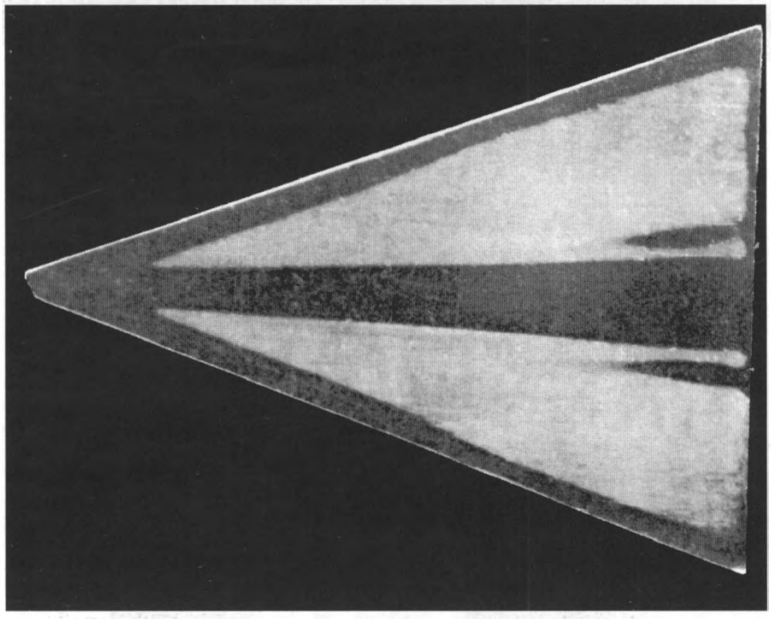
в)

55. То же крыло: а) (ЛН), M = 3, α = 15°; цветовое изображение плотности почернения фотопленки (В.Н. Бражко, С.Д. Фонов); б) ТК, M = 3, α = 15°; в) ТИ, M = 5, α = 2,5°. Пики теплового потока (Г.И. Майкапар, 1987).

55. The same wing: a) (LK), M = 3, α = 15°, reference colors (V.N. Brazhko, S.D. Fonov); б) PP, M = 3, α = 15°; в) TSP, M = 5, α = 2.5°. Heat flux peaks (G.I. Maikapar, 1987).



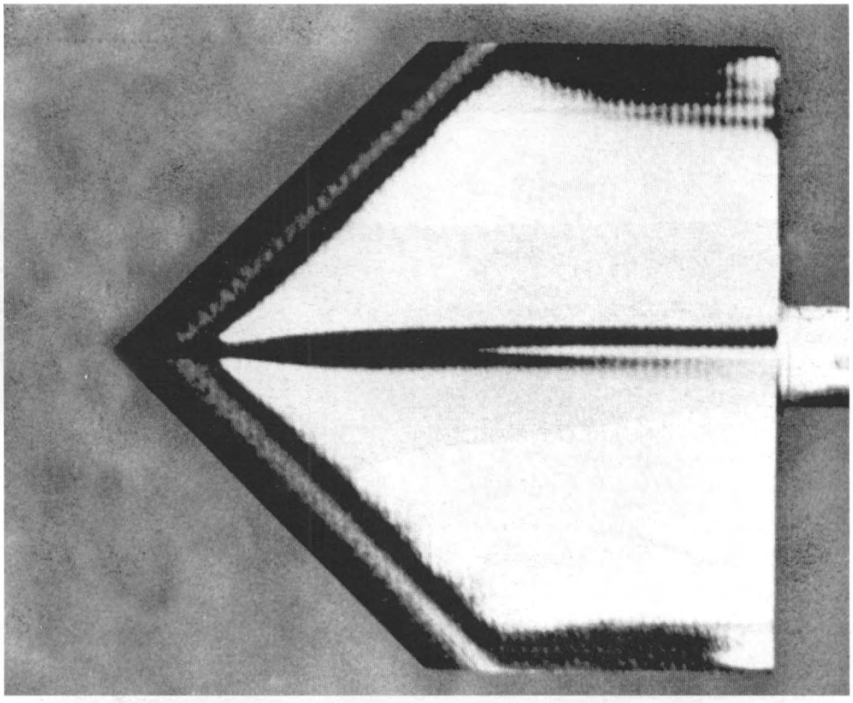
а)



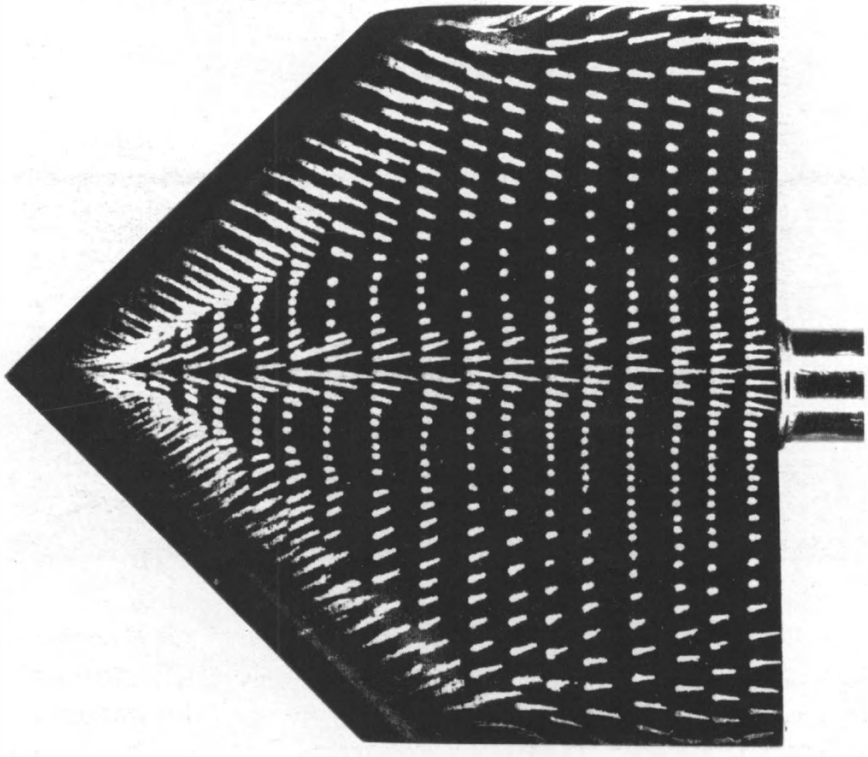
б)

56. Подветренная сторона треугольного крыла с острыми передними кромками, M = 5, $\alpha = 10^\circ$; измерение теплового потока с помощью плавящихся жидких кристаллов холестерического типа (ВНИИ монокристаллов, Харьков). Толщина слоя может быть на порядок меньше, чем у ТИ с плавлением парафинов (ВНИИ люминофоров и особо чистых веществ, Ставрополь), что важно для аэродинамических труб кратковременного действия: а) $\tau = 0{,}45$ с; б) $\tau = 2{,}7$ с. Усиление теплообмена в центральной части и в области падения волны от передней части крыла (М.М. Ардашева, М.В. Рыжкова, 1976).

56. Delta wing with sharp leading edges, lee side, M = 5, $\alpha = 10^\circ$. Use of melting liquid crystals (Institute of monocrystals, Kharkov) for heat flux measurement. Thickness of the layer may be one-tenth times that for paraffin-based TSP (Institute of luminofors and pure materials, Stavropol). That is important for short-pulse tunnels: a) $\tau = 0.45$ sec; б) $\tau = 2.7$ sec. Heat flux inreased in central part and in zones of interference with shocks from the fore part (M.M. Ardasheva, M.V. Ryzhkova, 1976).



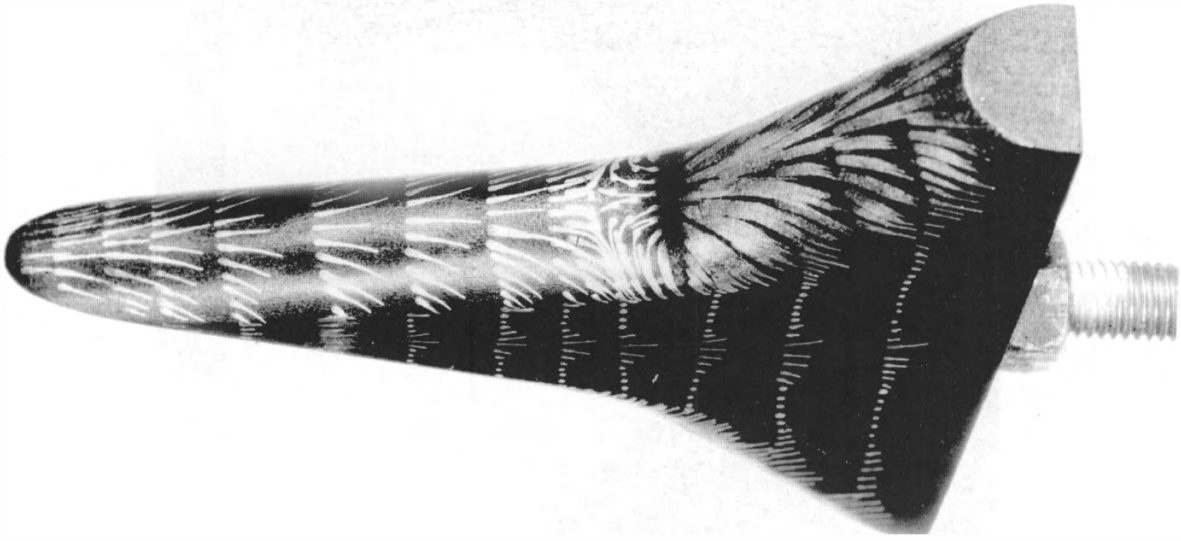
а)



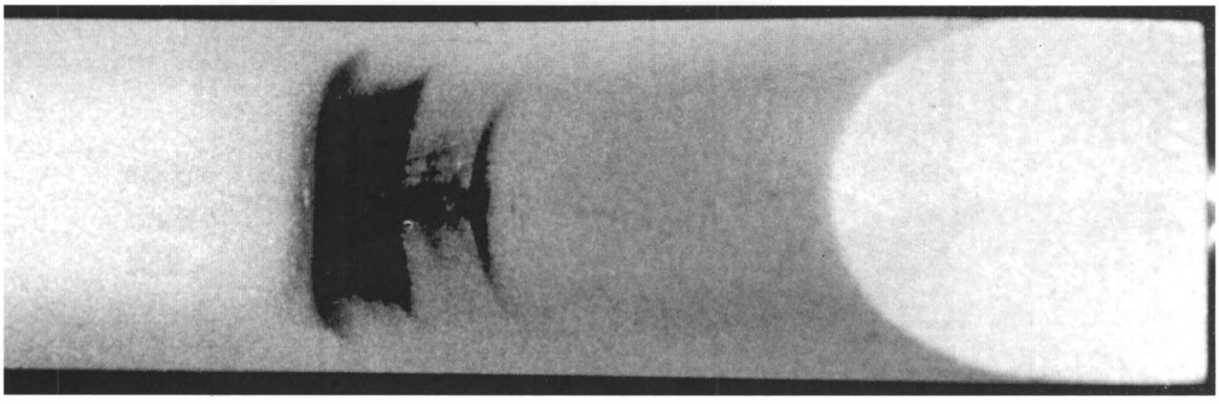
б)

57. Треугольное крыло с цилиндрическими передними кромками, $\Lambda = 45^\circ$, $M = 5$, $Re = 1{,}07 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) ТИ; б) ТК. Затупленная вершина вызвала появление пика теплового потока на наветренной стороне в центре крыла; пик исчезает при увеличении угла атаки (В.Л. Вертилевский, А.С. Скуратов, 1983).

57. Delta wing with cylindrical leading edges, $\Lambda = 45^\circ$, $M = 5$, $Re = 1.07 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) TSP; б) PP. Blunting of the appex induces heat flux peaks on the wind side at the wing center; the peak disappears at higher angles of attack (V.L. Vertilevsky, A.S. Skuratov, 1983).



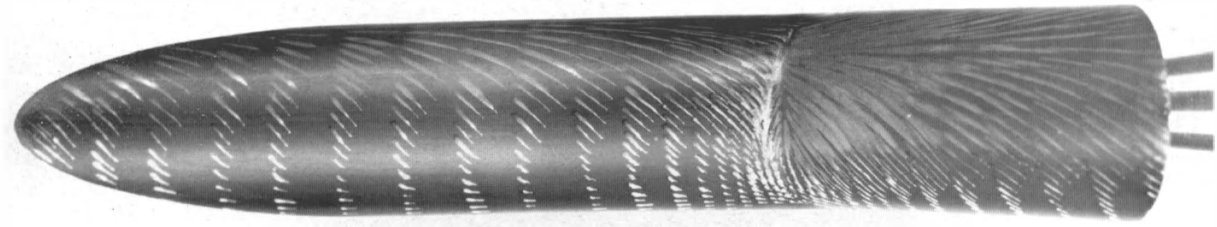
а)



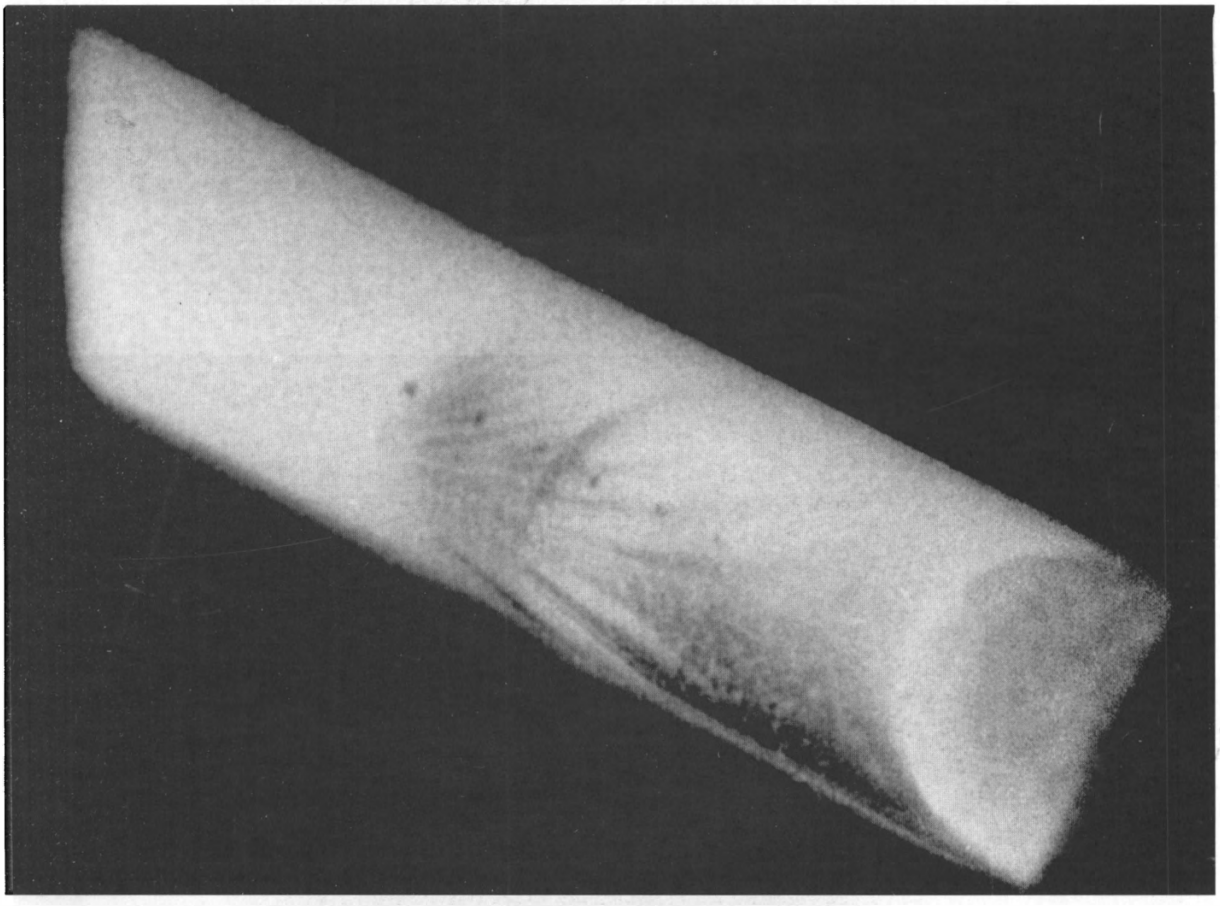
б)

58. Цилиндрическая передняя кромка крыла с изломом, $\Lambda_1 = 15^\circ$, $\Lambda_2 = 45^\circ$, M = 6,1, Re = $4{,}2 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) ТК; б) ТИ. Отрыв перед изломом, присоединение за ним и соответствующая область усиления теплообмена (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1979).

58. Cylindrical leading edges of a double delta wing, $\Lambda_1 = 15^\circ$, $\Lambda_2 = 45^\circ$, M = 6.1, Re = $4.2 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: a) PP; б) TSP. Separation in front of the corner; flow attachment; increased heat flux within the zone (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1979).



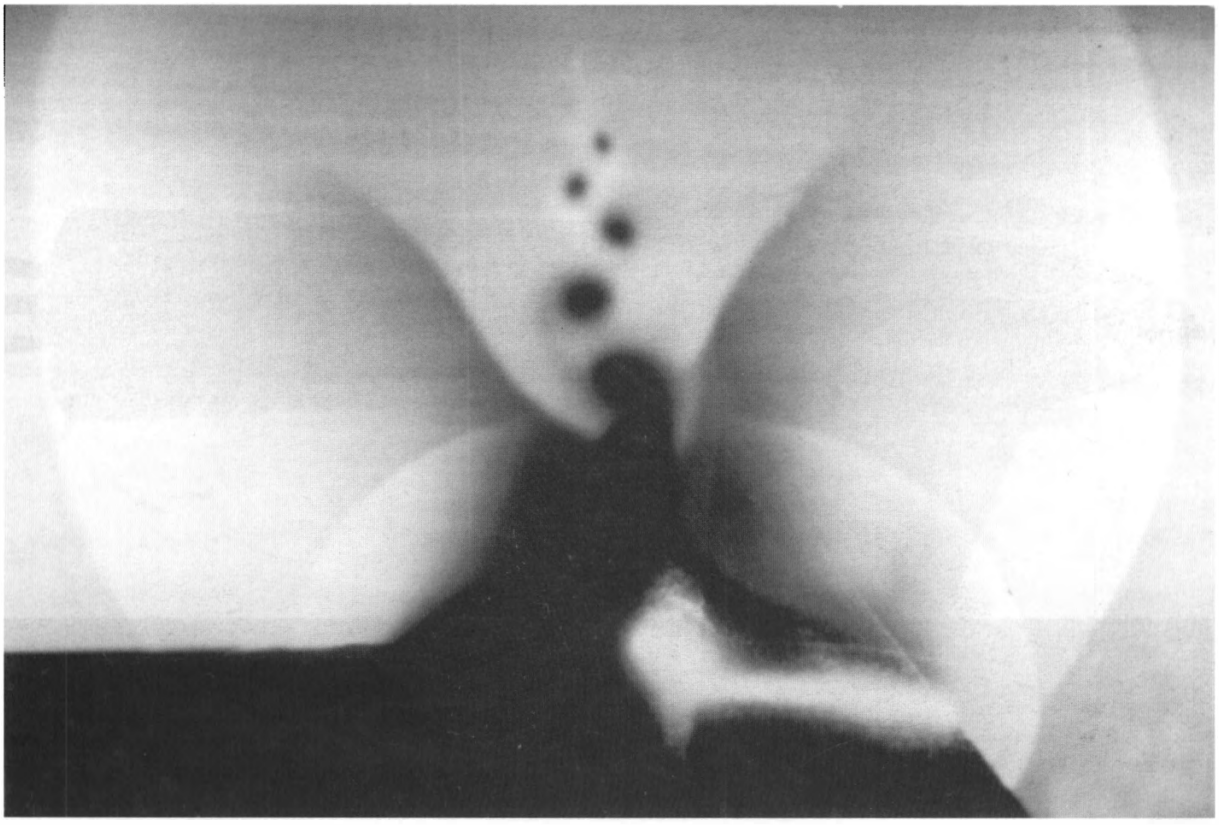
а)



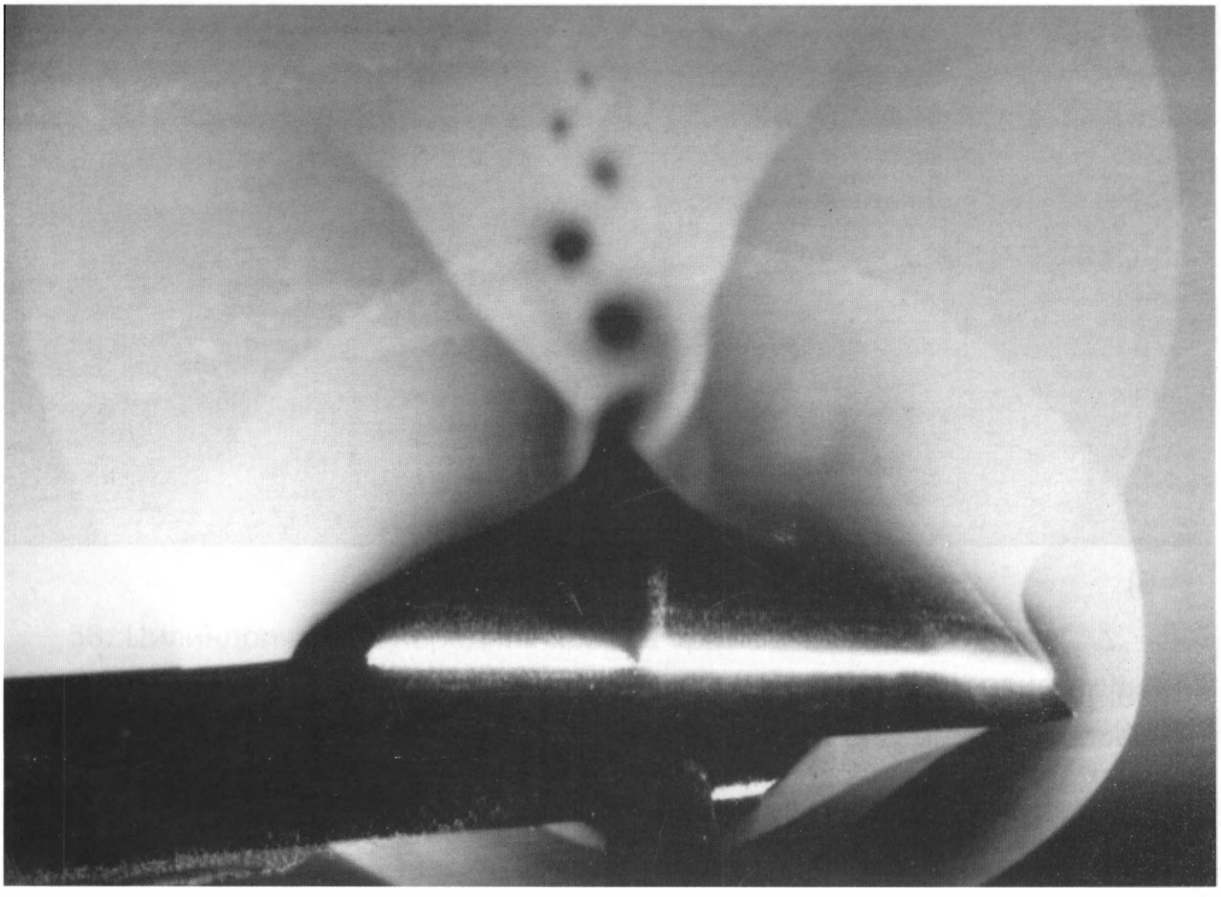
б)

59. То же, $\alpha = 30^\circ$: а) ТК; б) ТИ. Отрыв и присоединение потока, периодическое распределение увеличенного теплового потока в области интерференции ударных волн (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1979).

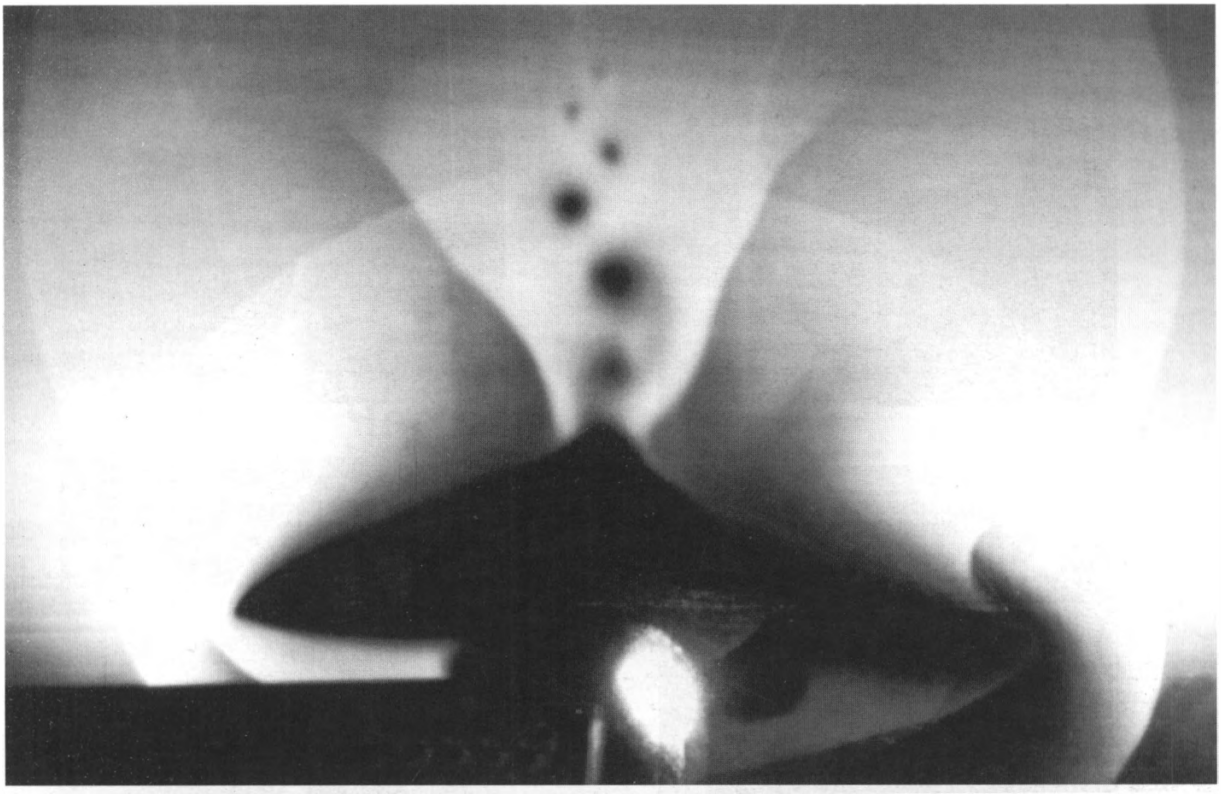
59. The same, $\alpha = 30^\circ$: a) PP; б) TSP. Flow separation and re-attachment; periodical heating rate distribution in the shock/shock interaction region (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1979).



а)



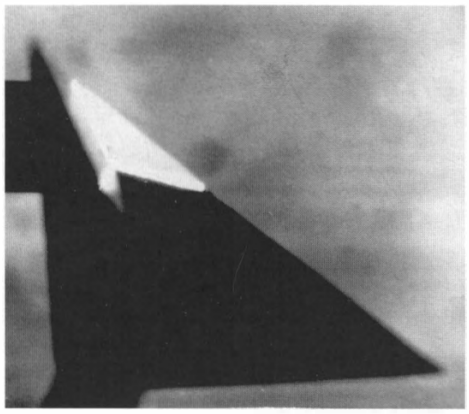
б)



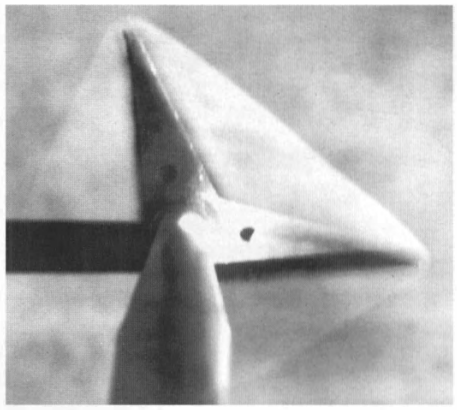
в)

60. Сверхзвуковой тип отрыва, треугольное крыло (ЛН). Внутренние скачки уплотнения и вихри, выходящие периодически из подветренного отрывного течения (Г.И. Майкапар, 1982).

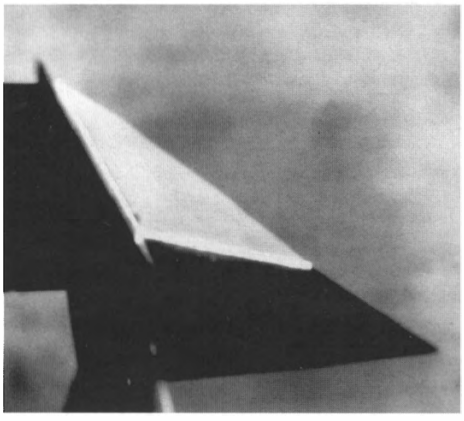
60. Supersonic separation, delta wing, internal shoks and periodical vortices from lee side separated flow (LK) (G.I. Maikapar, 1982).



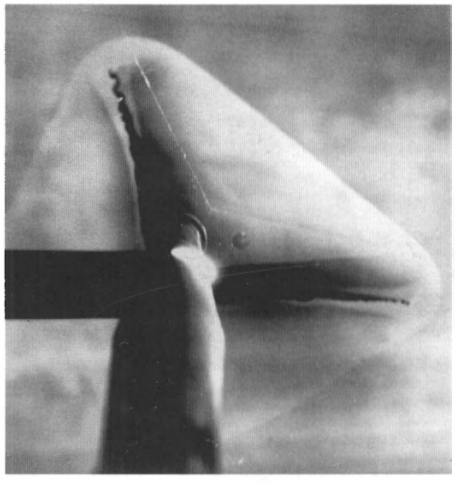
а)



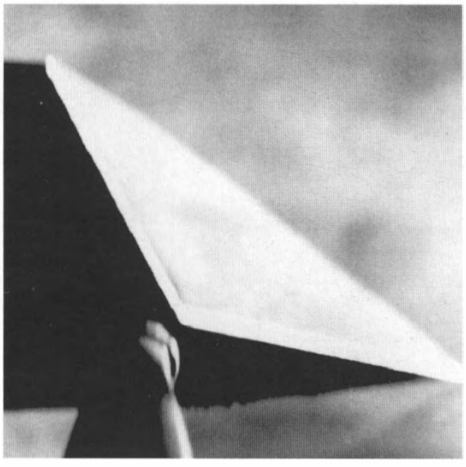
г)



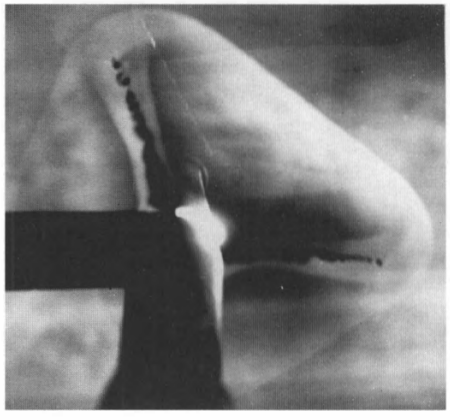
б)



д)



в)



е)

61. Крыло с Λ-образным поперечным сечением (волнолет), число M = 5, угол прямого клина $\delta = 10^\circ 40'$, угол между внешней гранью и плоскостью симметрии $\varphi = 45^\circ$ (ЛН). Сечения по длине: а) $x/\Lambda = 0{,}325$; б) $x/\Lambda = 0{,}65$; в) $x/\Lambda = 1$; г) $x/\Lambda = 1{,}05$; д) $x/\Lambda = 1{,}15$; е) $x/\Lambda = 1{,}38$. Плоский скачок присоединен к передним кромкам. В дальнем следе между хвостовыми скачками видны периодические продольные вихри (Б.А. Иванов, Г.И. Майкапар, 1980).

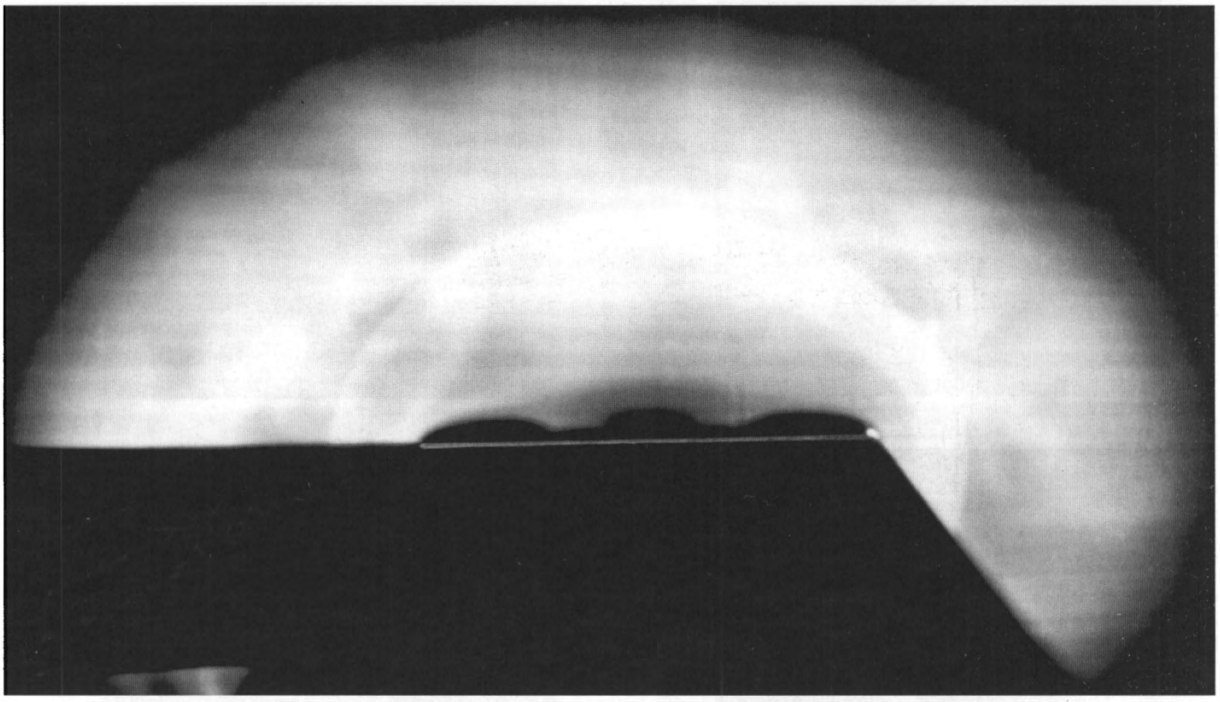
61. Wing with Λ-like cross section (waverider), M = 5, angle of the wedge $\delta = 10^\circ 40'$, angle between outer side and plane of symmetry $\varphi = 45^\circ$ (LK). Cross sections: а) $x/\Lambda = 0.325$; б) $x/\Lambda = 0.65$; в) $x/\Lambda = 1$; г) $x/\Lambda = 1.05$; д) $x/\Lambda = 1.15$; е) $x/\Lambda = 1.38$. Plane shock is attached to leading edges. In the far wake between tail shocks periodical vortices are seen (B.A. Ivanov, G.I. Maikapar, 1980).

Часть 5

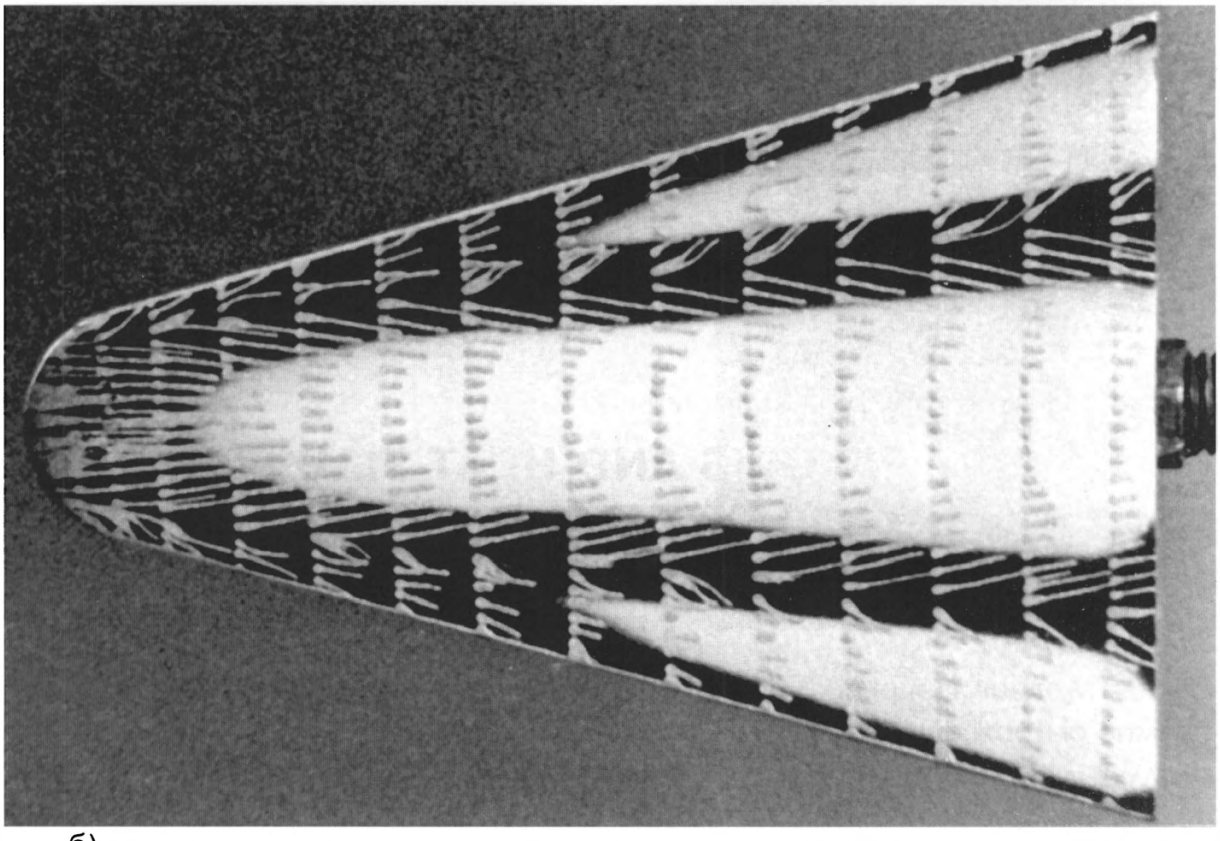
ОБТЕКАНИЕ И НАГРЕВАНИЕ КОНУСОВ И ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ

Part 5

FLOWS AND HEAT FLUXES OF CONES AND AXISYMMETRIC BODIES



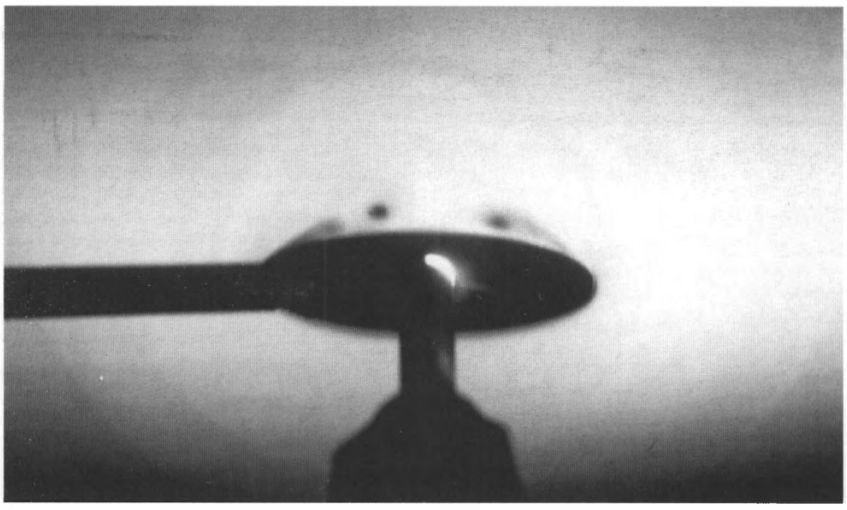
а)



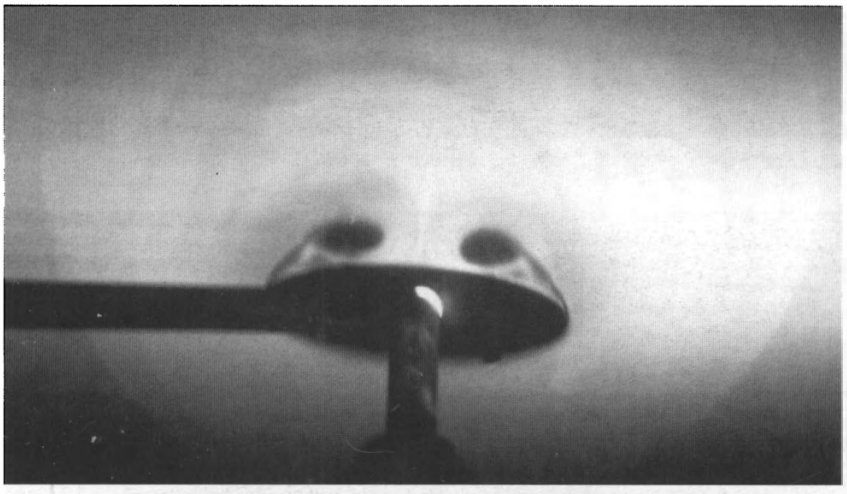
б)

62. Полуконус ($\theta_к = 15^\circ$), M = 5, Re = $1{,}3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) ЛН; б) совместное применение ТК и ТИ. Пики теплового потока в области присоединения (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, Р.З. Давлет-Кильдеев, 1968).

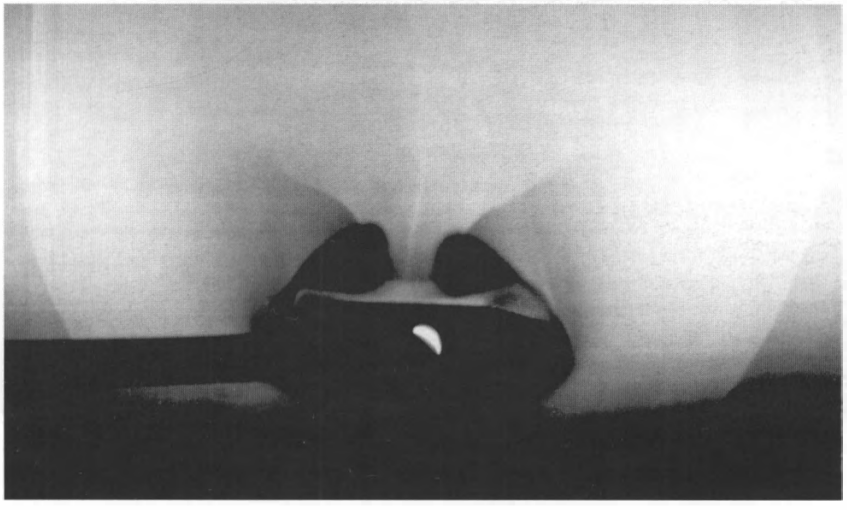
62. Semi-cone ($\theta_к = 15^\circ$), M = 5, Re = $1.3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: a) LK; б) combination of PP and TSP. Heat rate peaks in re-attachment zones (V.Ya. Borovoy, R.Z. Davlet-Kildeyev, M.V. Ryzhkova, 1968).



а)



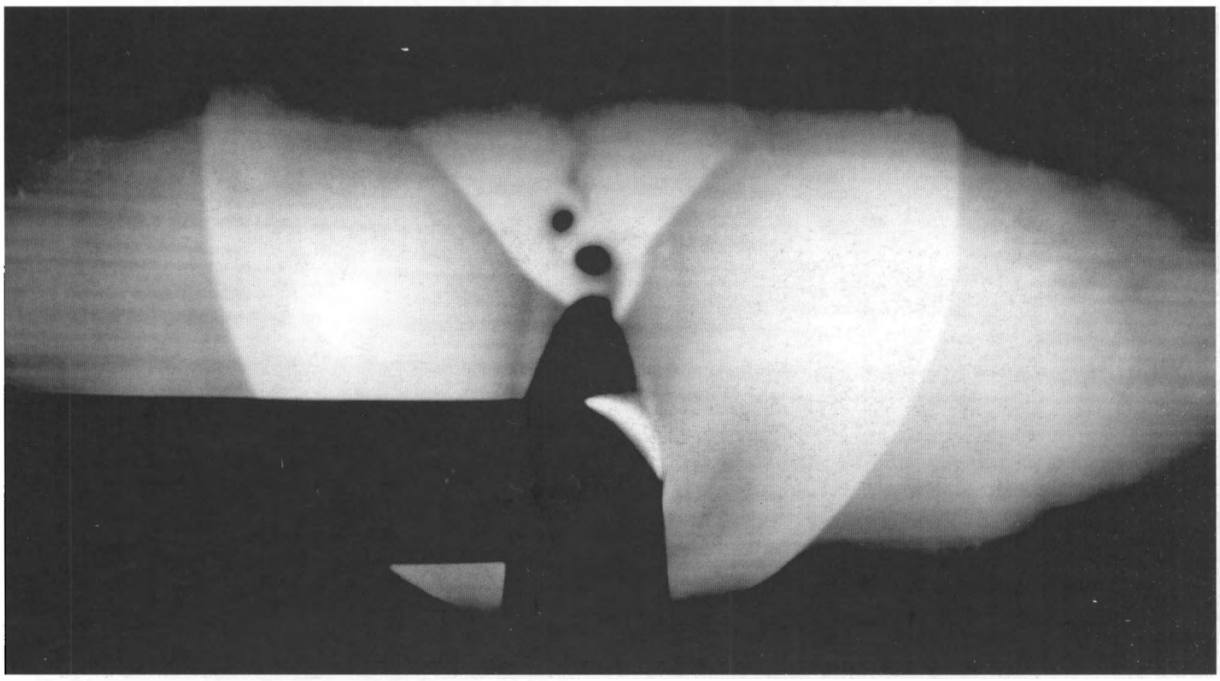
б)



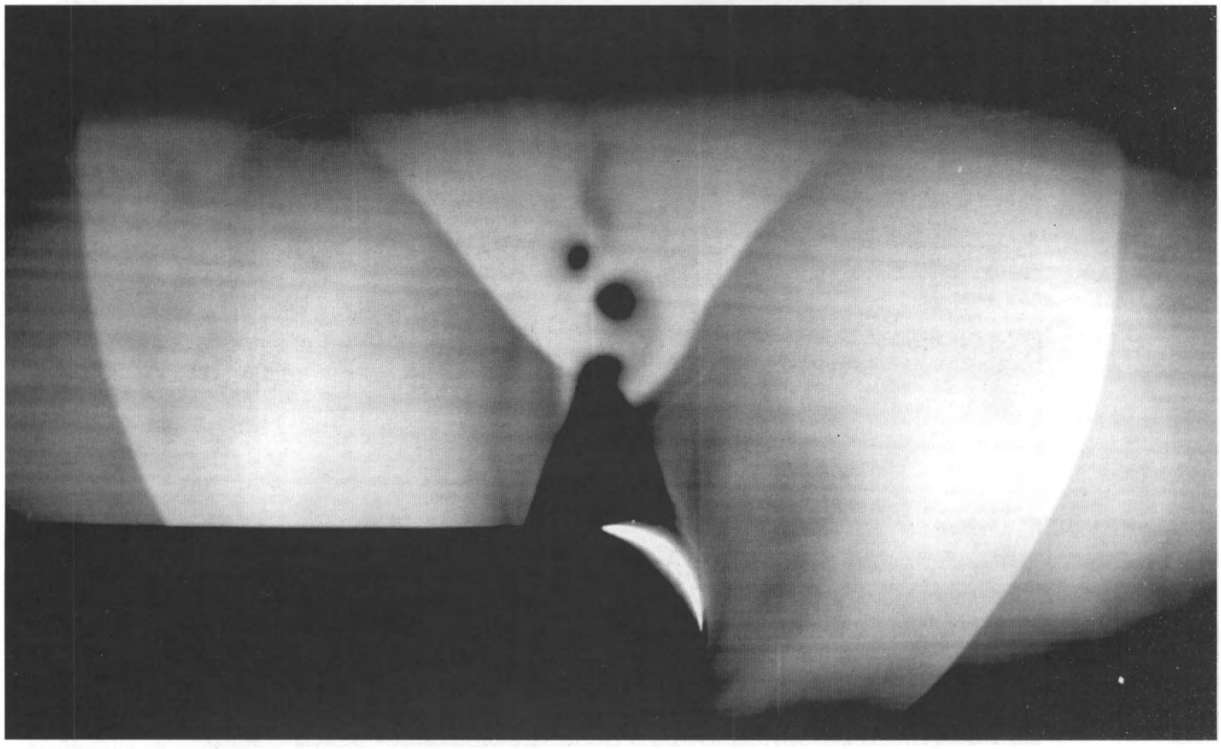
в)

63. Эллиптический конус (ЛН), M = 3: а) $\alpha = 5^\circ$; б) $\alpha = 12{,}5^\circ$; в) $\alpha = 17{,}5^\circ$. Дозвуковой тип отрыва, два симметричных вихря, вторичные вихри, внутренние и поперечные между вихрями скачки уплотнения (В.Н. Бражко).

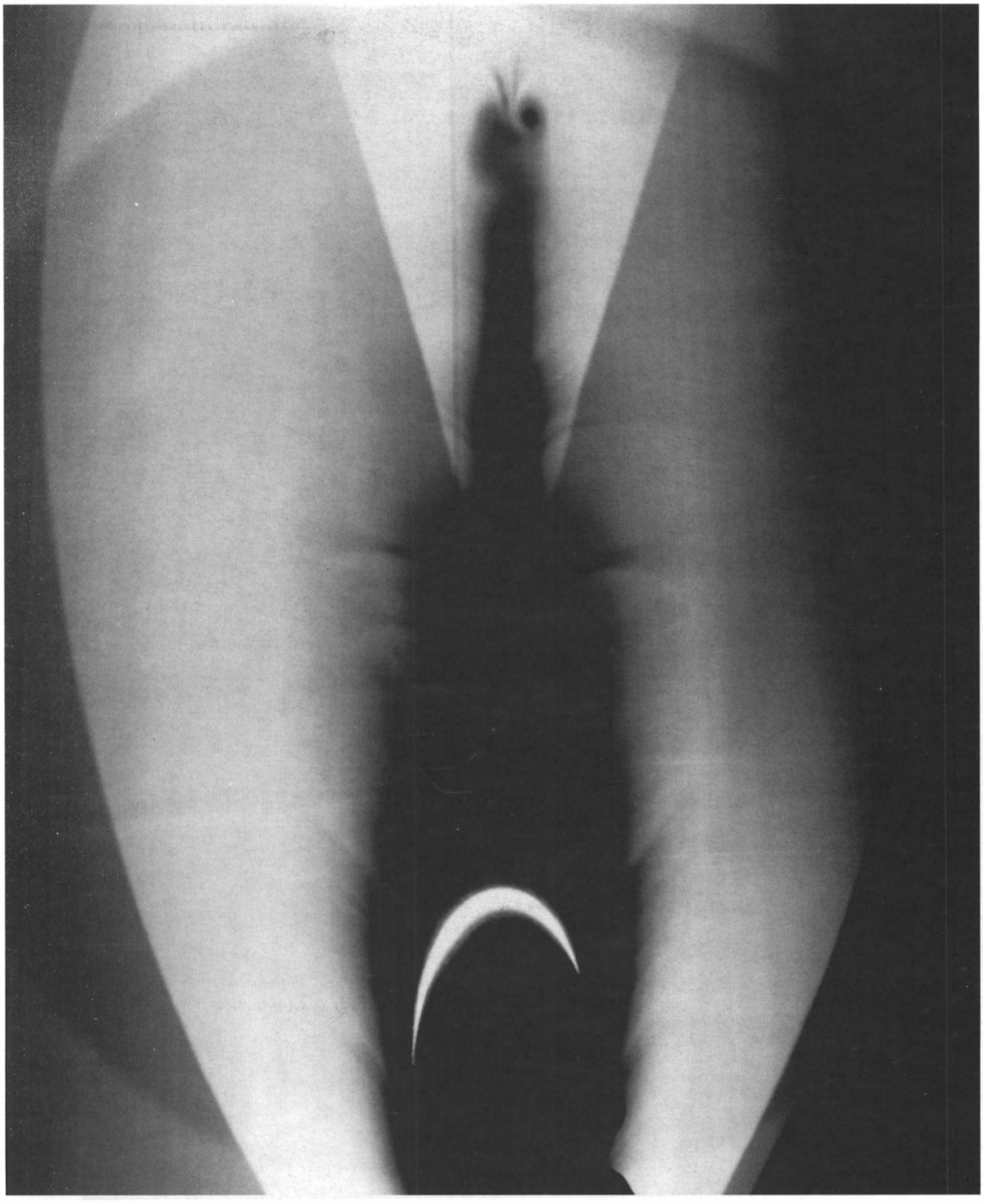
63. Elliptical cone (LK), M = 3: a) $\alpha = 5^\circ$; б) $\alpha = 12.5^\circ$; в) $\alpha = 17.5^\circ$. Subsonic type of separation, two symmetrical vortices, secondary vortices, internal and cross shocks between vortices (V.N. Brazhko).



а)



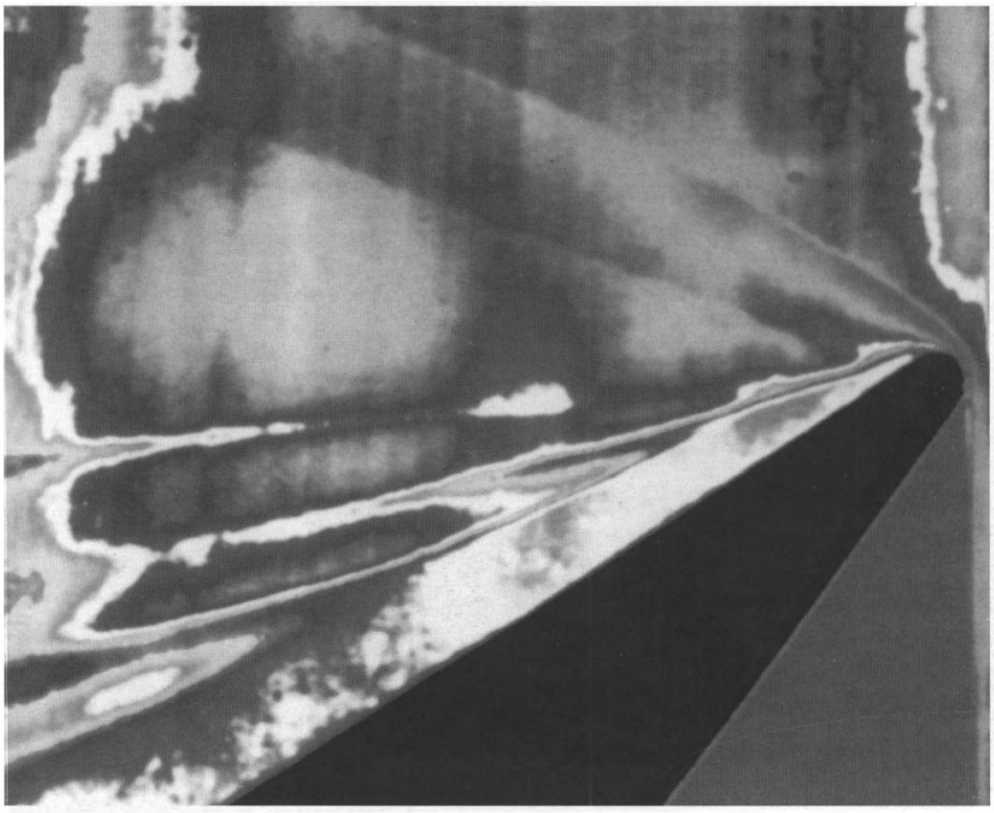
б)



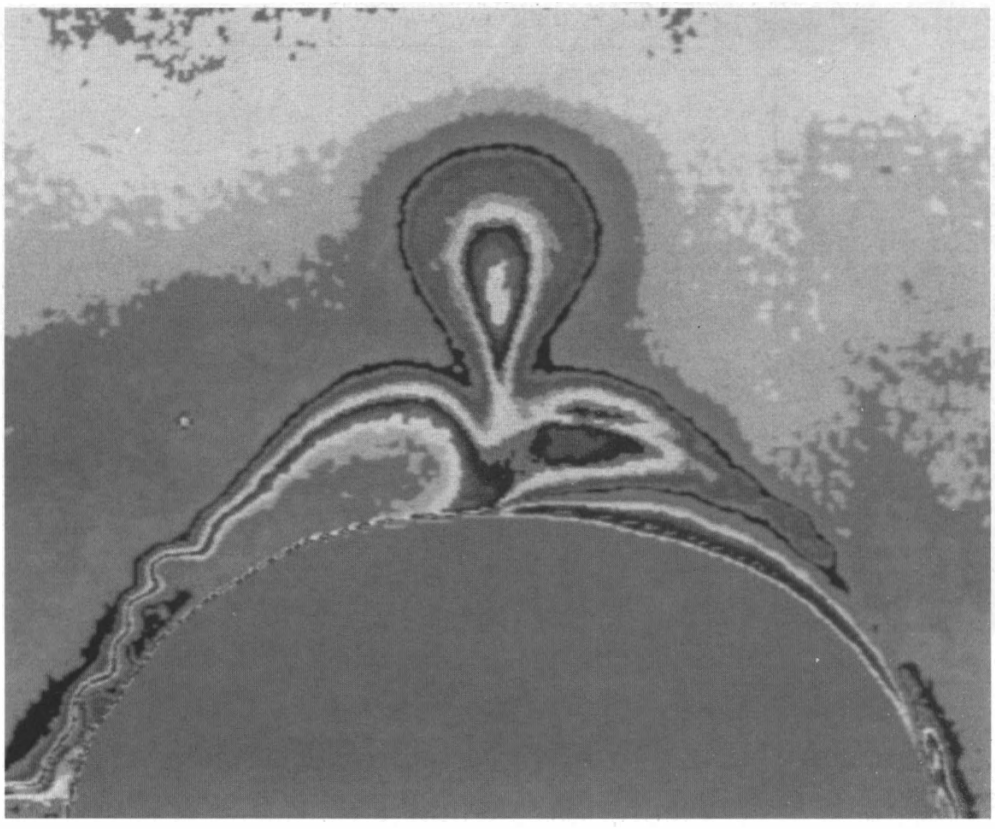
в)

64. Тело вращения: а), б) $\alpha = 30^\circ$, последовательные поперечные сечения, сверхзвуковой тип отрыва, образование ближнего следа; периодический по длине выход вихрей из него, хвостовые скачки; в) $\alpha = 50^\circ$, дальний след (Г.И. Майкапар, 1982).

64. Axisymmetric body: а), б) $\alpha = 30^\circ$, a series of cross sections; supersonic type of separation; formation of near wake; longitudinally periodic emission of vortices from it; tail shocks; в) $\alpha = 50^\circ$, far wake (G.I. Maikapar, 1982).



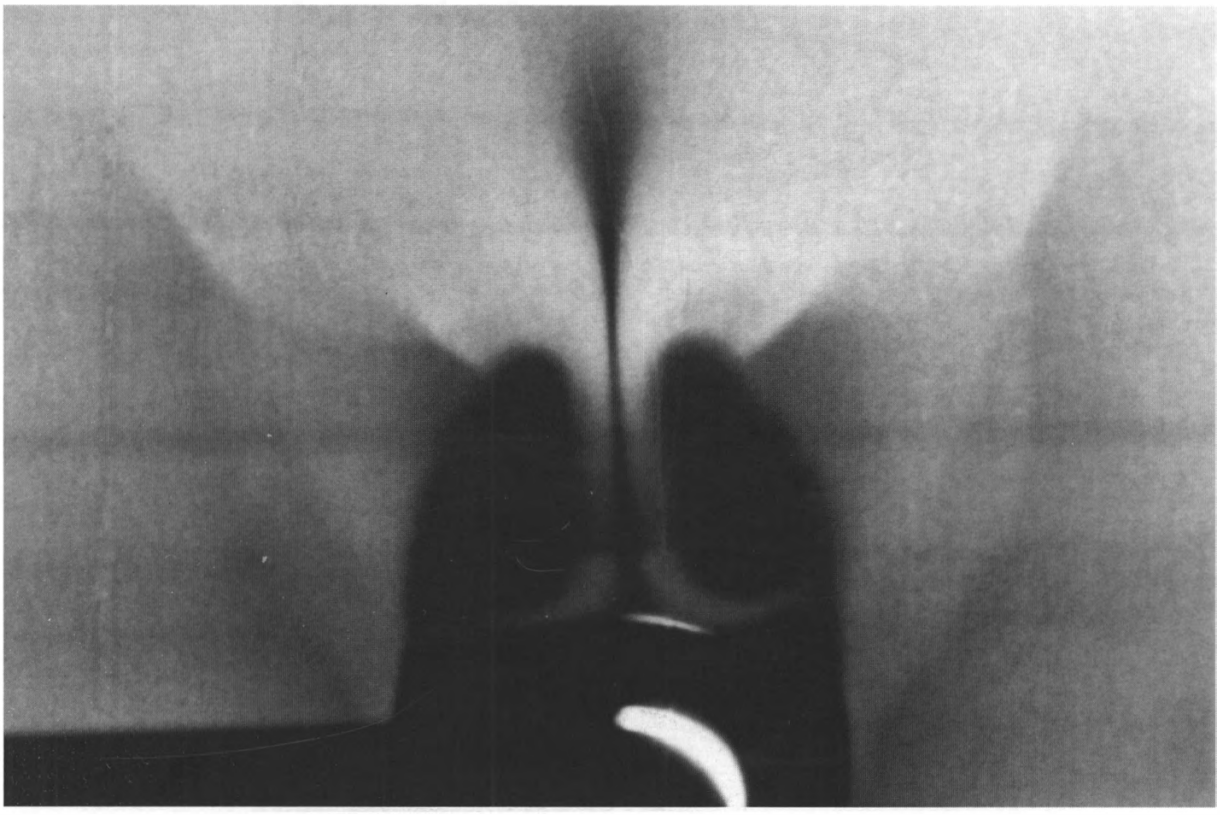
б)



а)

65. Конус, изображение плотности почернения фотопленки в псевдоцветах (ЛН), М = 5: а) продольное сечение; б) поперечное сечение (В.Н. Бражко, С.Д. Фонов).

65. Cone, pseudo-color picture of photo film density (LK), M = 5: a) longitudinal section; б) cross section (V.N. Brazhko, S.D. Fonov).



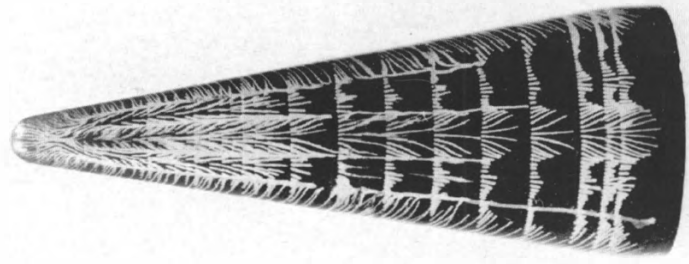
66. Тупоносое тело вращения (ЛН), M = 3, α = 20°, дозвуковой тип отрыва, вытянутые вихри, начало образования хвостовых скачков уплотнения. Поперечный скачок, энтропийный след и струя, направленная к поверхности в плоскости симметрии.

66. Blunted axisymmetrical body (LK), M = 3, α = 20°, subsonic type of separation, stretched vortices; beginnig of tail shock formation. Cross shock, entropy wake, jet to the surface in plane of symmetry.

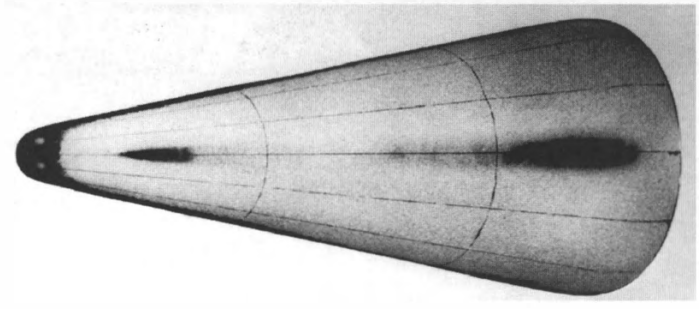
1)

а)

1)



2)



б)

67. а) Конус (ТК) $\theta_к = 10^\circ$, M = 3, Re = $1{,}3 \cdot 10^6$; $\alpha = 30^\circ$. Замкнутый отрыв; первичный и последующие отрывы и присоединения к конической поверхности.

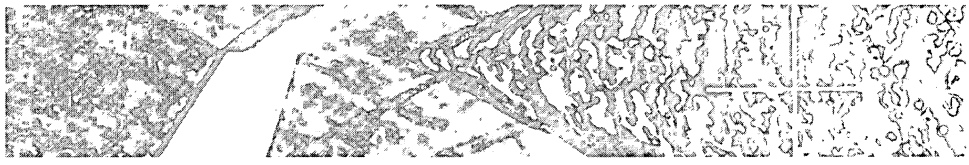
б) Конус $\theta_к = 10^\circ$, M = 5, Re = $4{,}3 \cdot 10^4$, $\alpha = 30^\circ$: 1) ТК; 2) ТИ. Открытый отрыв (В.Н. Бражко, 1990).

67. a) The cone (PP), $\theta_к = 10^\circ$, M = 3, Re = $1.3 \cdot 10^6$, $\alpha = 30^\circ$. Closed separation; initial and secondary separation and re-attachment.

б) The cone, $\theta_к = 10^\circ$, M = 5, Re = $4.3 \cdot 10^4$, $\alpha = 30^\circ$: 1) TSP; 2) PP. Opened separation (V.N. Brazhko, 1990).

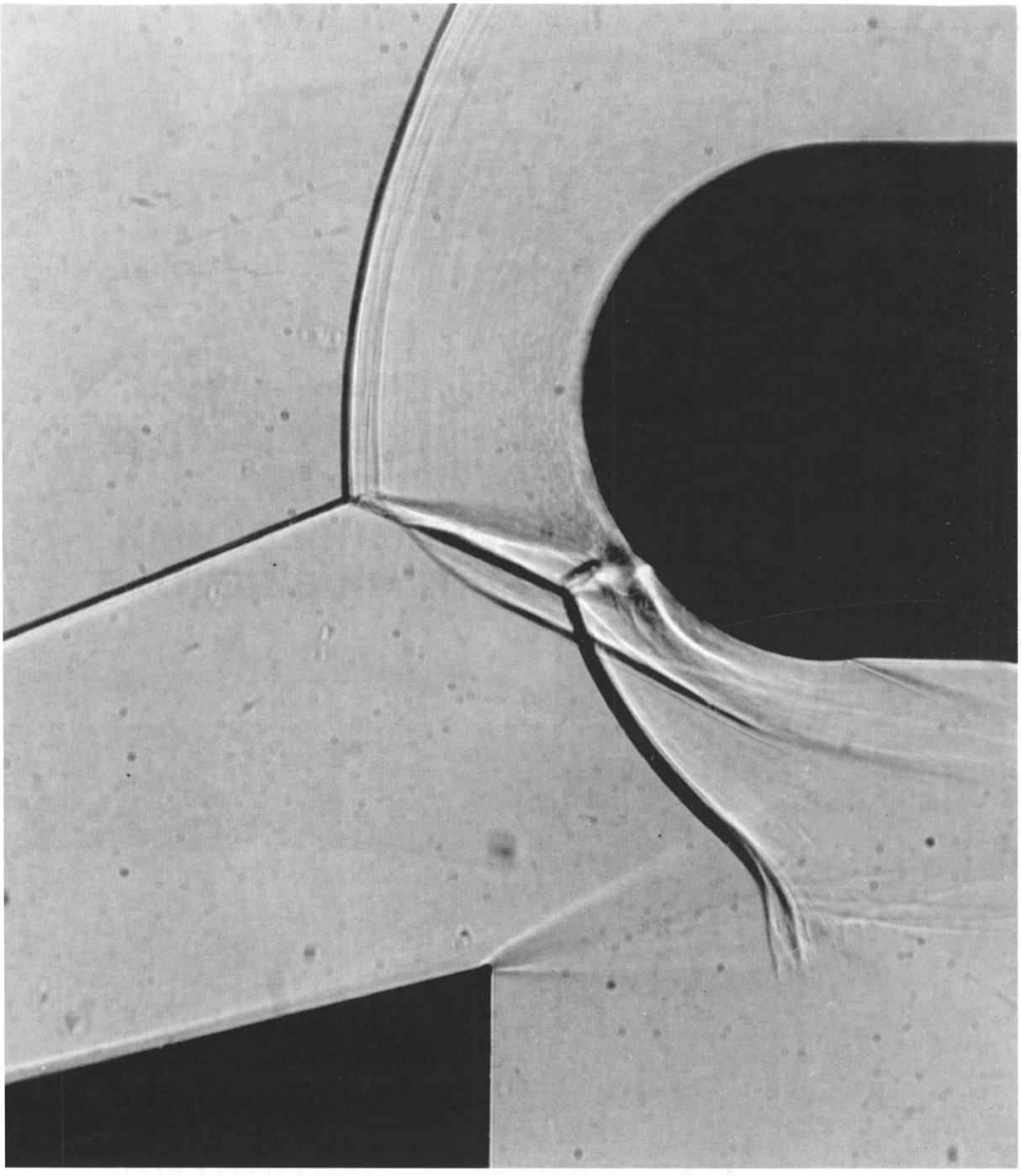
Часть 6

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ УДАРНЫХ ВОЛН МЕЖДУ СОБОЙ И С ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМИ ВОЗМУЩЕНИЯМИ В ПОТОКЕ

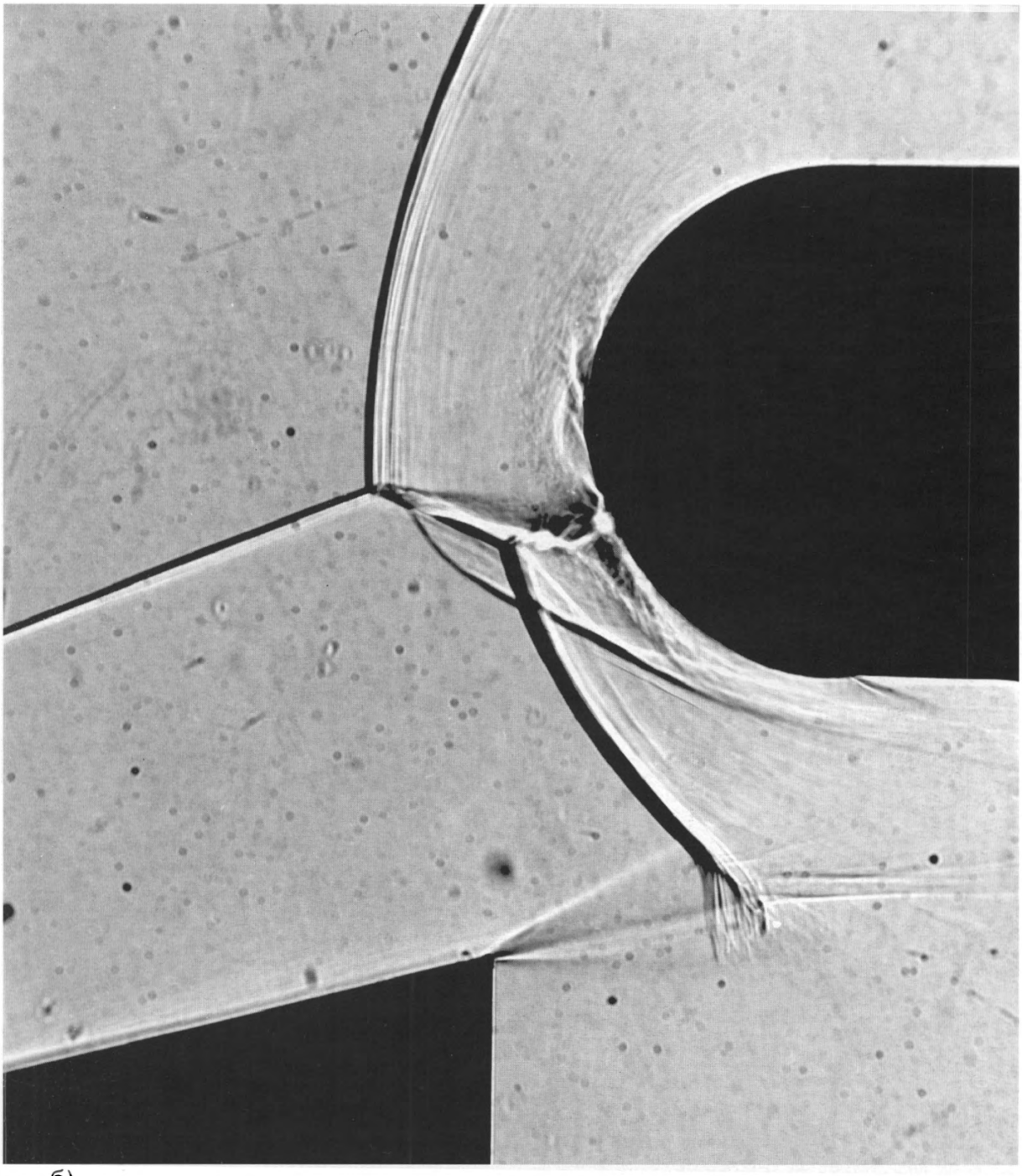


Part 6

INTERFERENCE OF SHOCK WAVES MUTUAL AND WITH VARIOUS GAS-DYNAMIC DISTURBANCES IN THE FLOW



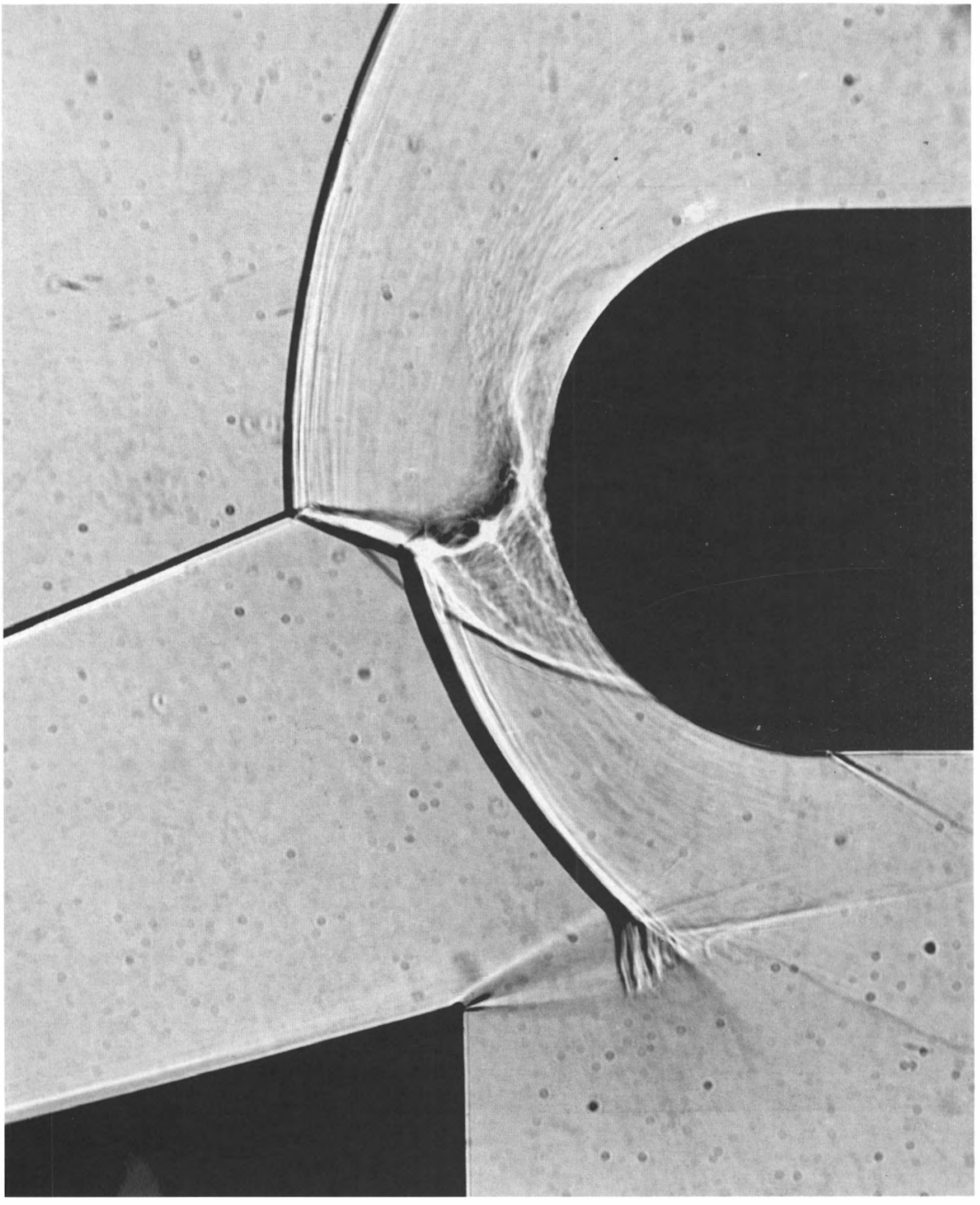
a)



б)

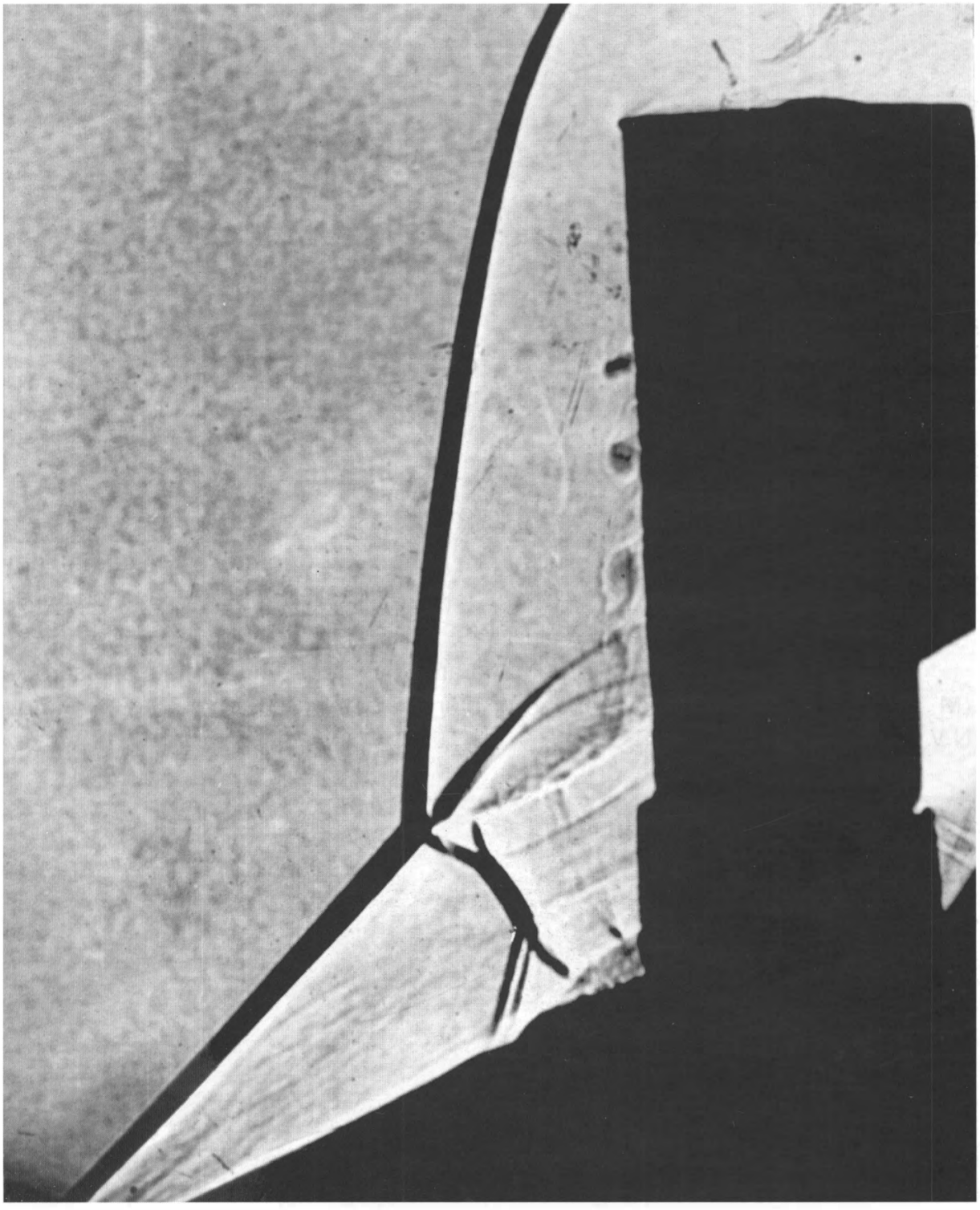
68. Интерференция плоского скачка уплотнения: а) тип III; б) тип IV;($\theta_к = 15^\circ$) с ударной волной перед цилиндром, M = 6, Re = $0{,}44 \cdot 10^6$ (В.Я. Боровой, В.П. Кулеш, И.В. Струминская, Л.В. Яковлева, 1994).

68. Interference of oblique shock: a) type III; б) type IV; ($\theta_к = 15^\circ$) with bow shock ahead of cylinder, M = 6, Re = $0.44 \cdot 10^6$ (V.Ya. Borovoy, V.P. Kulesh, I.V. Struminskaya, L.V. Yakovleva, 1994).



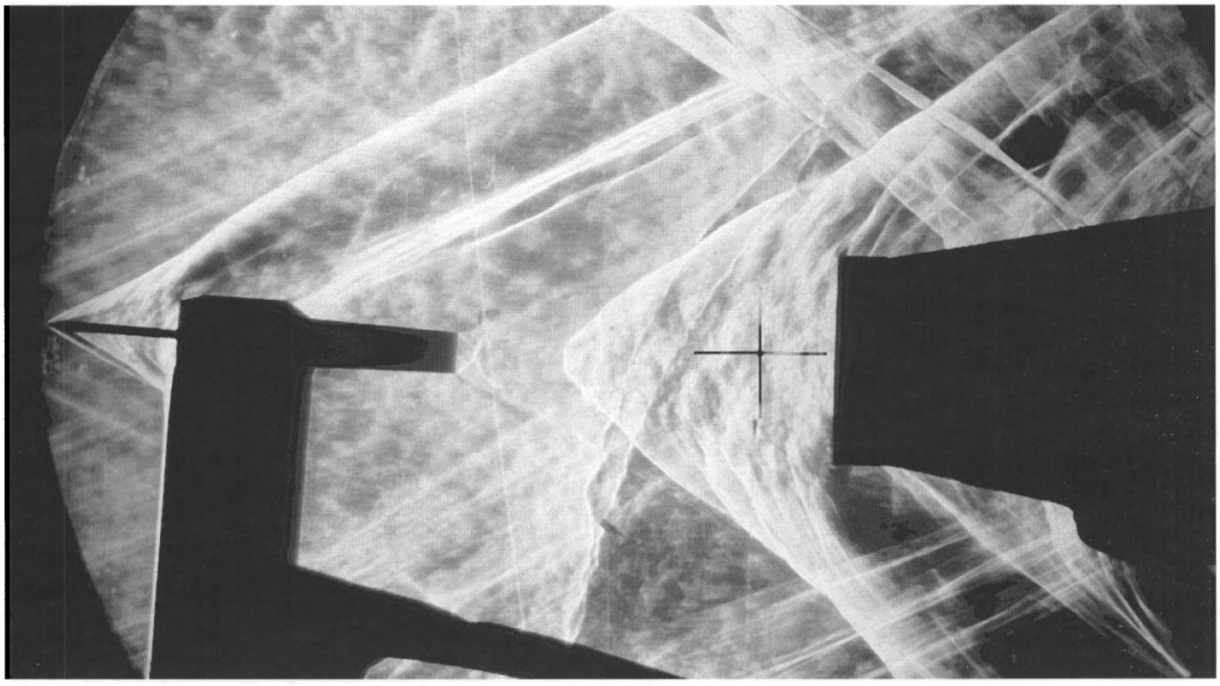
69. Интерференция плоского скачка уплотнения (тип IV) с ударной волной перед цилиндром, $\theta_к = 15^\circ$, M = 6, Re = $0{,}44 \cdot 10^6$ (В.Я. Боровой, В.П. Кулеш, И.В. Струминская, Л.В. Яковлева, 1994).

69. Interference of oblique shock (type IV) with bow shock ahead of cylinder, $\theta_к = 15^\circ$, M = 6, Re = $0.44 \cdot 10^6$ (V.Ya. Borovoy, V.P. Kulesh, I.V. Struminskaya, L.V. Yakovleva, 1994).



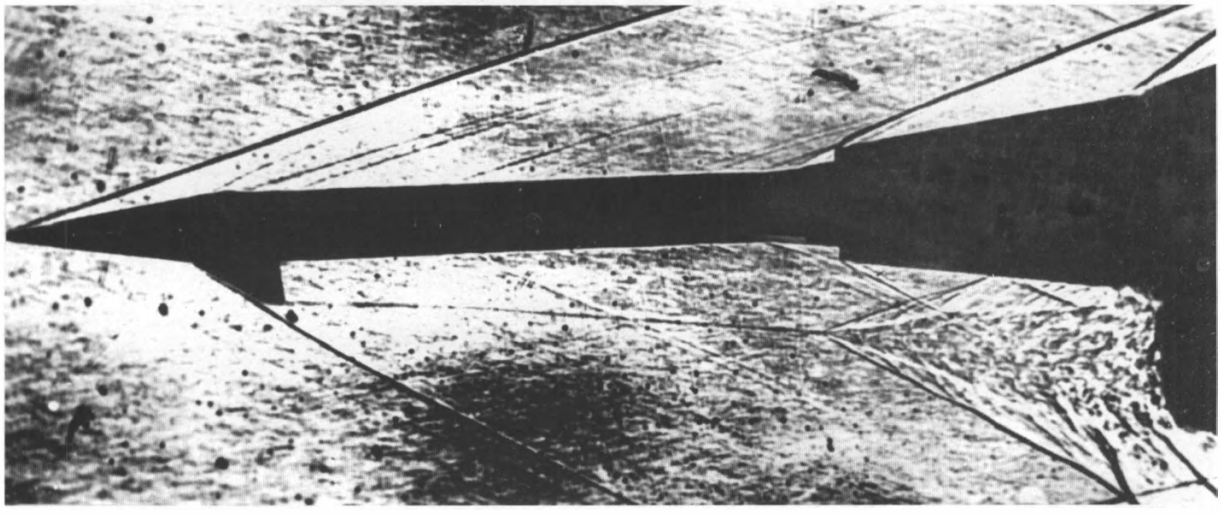
70. Интерференция плоского скачка уплотнения (тип IV) с ударной волной перед поперечным цилиндром, $\theta_к = 15^\circ$, M = 6, Re = $0{,}44 \cdot 10^6$. Видны вихри в струйке, распространяющейся вдоль поверхности цилиндра (М.П. Тетерин, 1967).

70. Interference of oblique shock (type IV) with bow wave ahead of cylinder, $\theta_к = 15^\circ$, M = 6, Re = $0.44 \cdot 10^6$. Vortices in a jet running along the cylinder (M.P. Teterin, 1967).



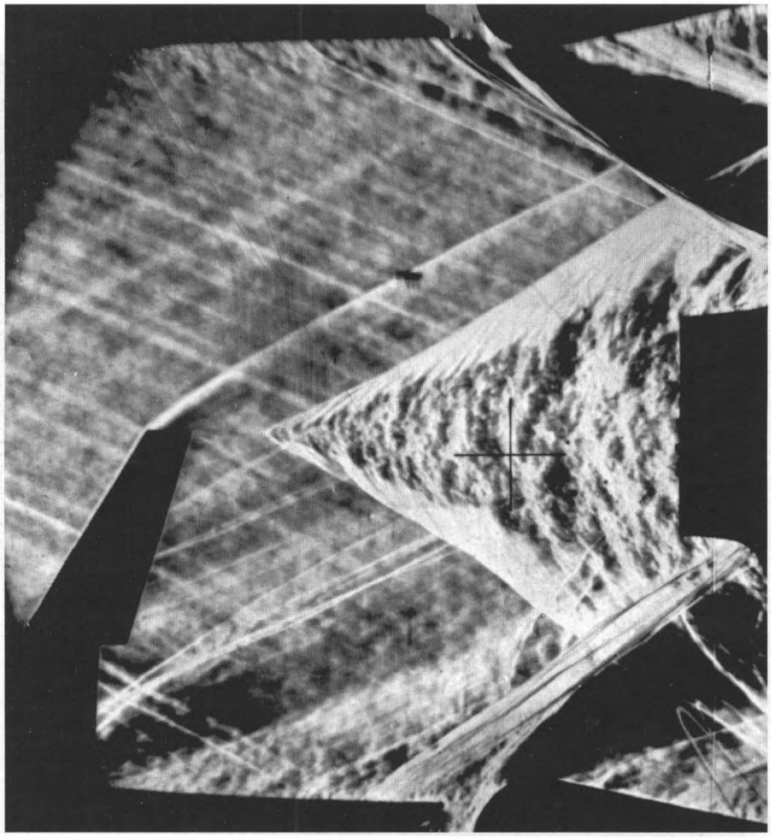
71. Образование развитой зоны рециркуляционного течения при взаимодействии низконапорной струи ($M_c = 1$) с головной ударной волной перед затупленным телом (ТФ), M = 2,5 (Г.Ф. Глотов, Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, 1994).

71. Developed recirculation zone generated by interference of low pressure jet ($M_c = 1$) with bow shock wave ahead of blunted body (SP), M = 2.5 (G.F. Glotov, N.V. Guryleva, M.A. Ivankin, 1994).

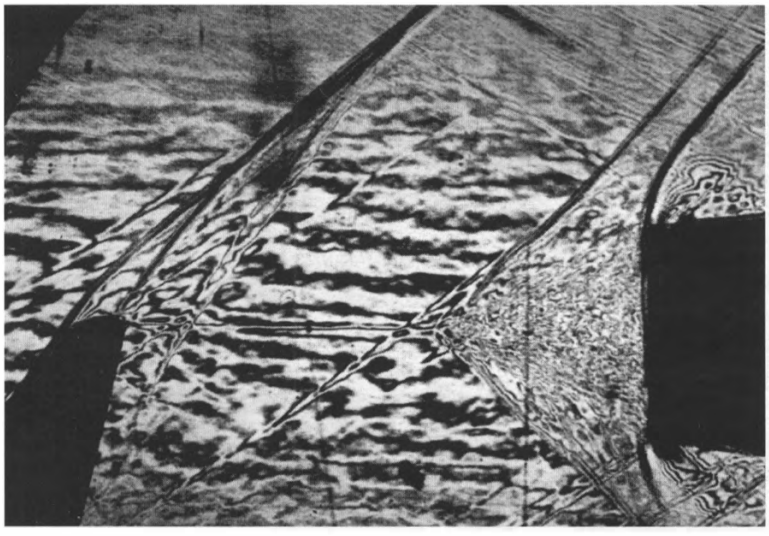


72. Интерференция вихревого шнура, образующегося за оперением ($\delta = 10^\circ$) в носовой части модели, с головной ударной волной перед затупленным телом (ТФ), M = 3, $\alpha = 0^\circ$. Разрушение головной ударной волны и деформация вихревого шнура с образованием рециркуляционной зоны с коническим скачком уплотнения перед ней (В.В. Затолока, А.В. Николаев, 1962, 1975).

72. Interference of vortex downstream of the flap ($\delta = 10^\circ$) in nose part of the model with bow shock wave in front of blunted body (SP), M = 3, $\alpha = 0^\circ$. Destruction of the bow wave and vortex burst by the bow wave; formation of recirculation zone with conical shock ahead of it (V.V. Zatoloka, A.V. Nikolayev, 1962, 1975).



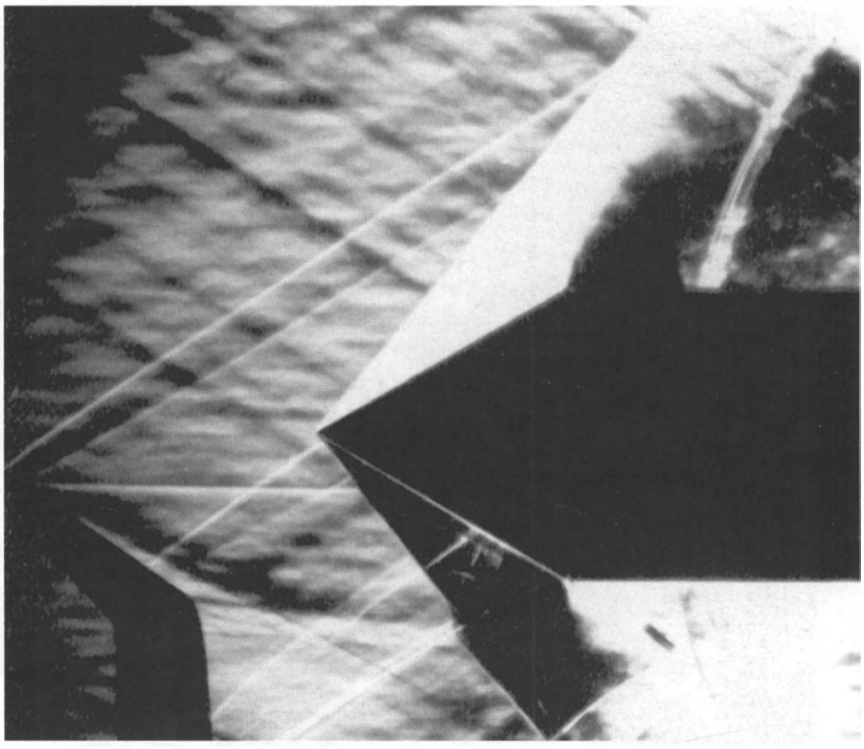
а)



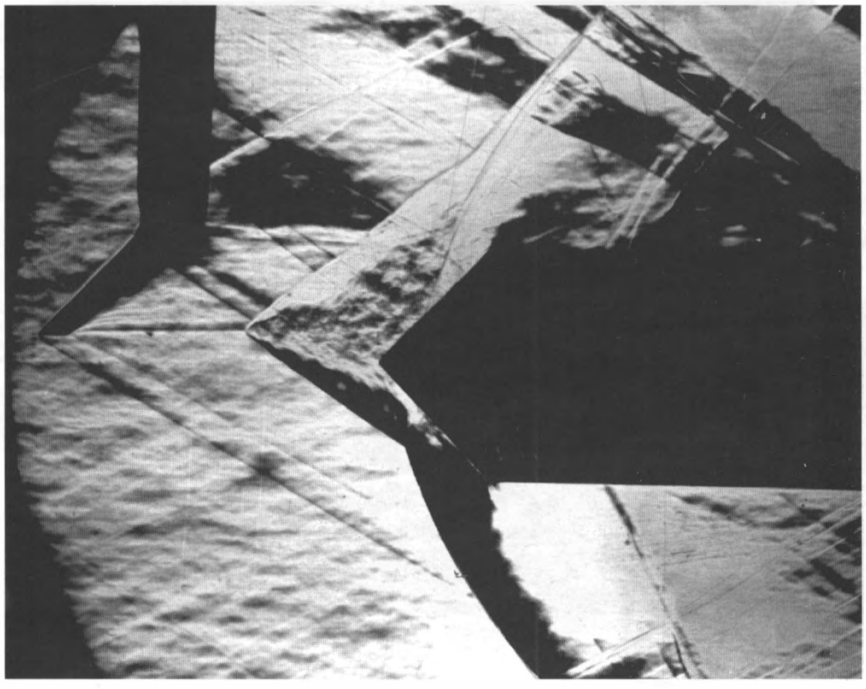
б)

73. Интерференция вихревого шнура, образующегося за крыльевым генератором, с выбитой ударной волной перед цилиндром с протоком: а) M = 2,5, $\delta = 10^\circ$ (А.К.Иванюшкин, Ю.В.Коротков, А.В.Николаев, 1989); б) такая же интерференция, M = 2,0, $\delta = 17^\circ$. Перед рециркуляционной зоной виден прямой скачок в вихревом шнуре, переходящий в конический скачок (А.К. Иванюшкин, Ю.В. Коротков, А.В. Николаев, В.А. Яковлев, 1989).

73. Interference of the vortex created by wing generator with wave driven out upstream of a ducted cylinder: a) M = 2.5, $\delta = 10^\circ$ (A.K.Ivanyushkin, Yu.V.Korotkov, A.V.Nikolayev, 1989); б) a similar flow, M = 2, $\delta = 17^\circ$. Ahead of the recirculation zone a normal shock wave in the vortex is seen, developing into conical shock (A.K. Ivanyushkin, Yu.V. Korotkov, A.V. Nikolayev, V.A. Yakovlev, 1989).



а)



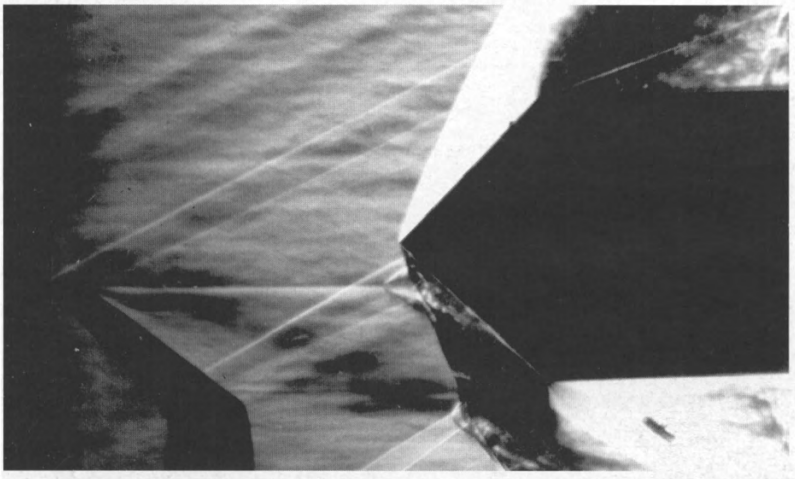
б)

74. Интерференция вихревого шнура ($\delta = 15^\circ$) со скачком уплотнения перед конусом: а) без их разрушения, $M = 2$, $\theta_к = 30^\circ$; б) с разрушением скачка, деформацией вихревого шнура и образованием рециркуляционной зоны, $M = 2{,}3$; $\theta_к = 45^\circ$ (Г.Ф. Глотов, 1986, 1989).

74. Vortex ($\delta = 15^\circ$) interference with conical shock: a) without destruction, $M = 2$, $\theta_к = 30^\circ$; б) with shock destruction, vortex deformation, and recirculation zone formation, $M = 2.3$, $\theta_к = 45^\circ$ (G.F. Glotov, 1986, 1989).

а)

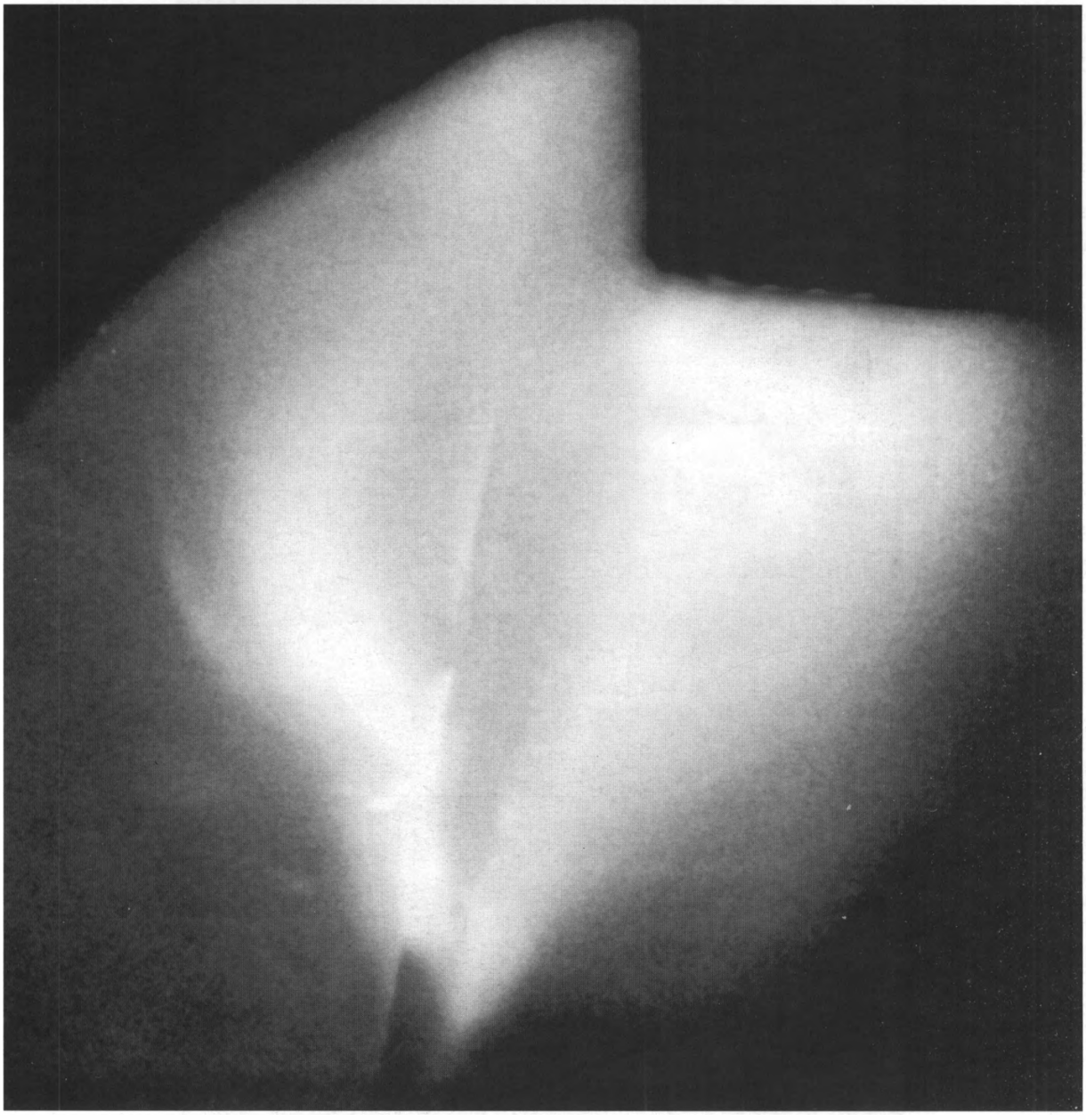
б)



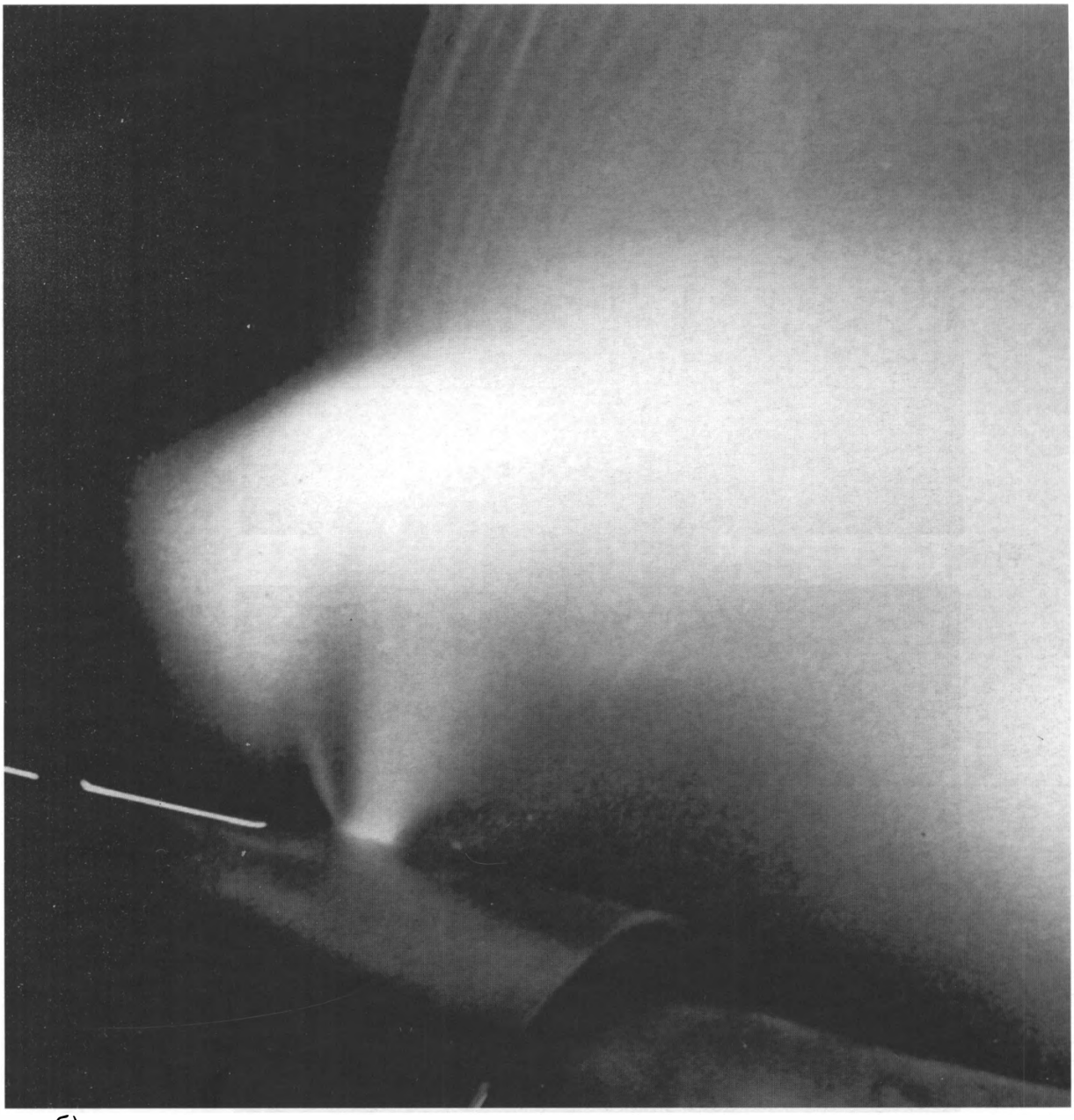
в)

75. Последовательные стадии взаиморазрушения конического скачка уплотнения ($\theta_к = 45^\circ$) и вихревого шнура ($\delta = 15^\circ$) при уменьшении числа M: а) начальная стадия интерференции с образованием прямого скачка в вихревом шнуре, M = 2,5; б) промежуточная стадия, M = 2,4; в) образование развитой рециркуляционной зоны, M = 2,3 (Г.Ф. Глотов, 1986, 1989).

75. Successive stages of conical shock ($\theta_к = 45^\circ$) destruction and vortex burst ($\delta = 15^\circ$) with decrease of M: a) initial interference stage, with normal shock formation in vortex, M = 2.5; б) intermediate stage, M = 2.4; в) developed recirculation zone, M = 2.3 (G.F. Glotov, 1986, 1989).



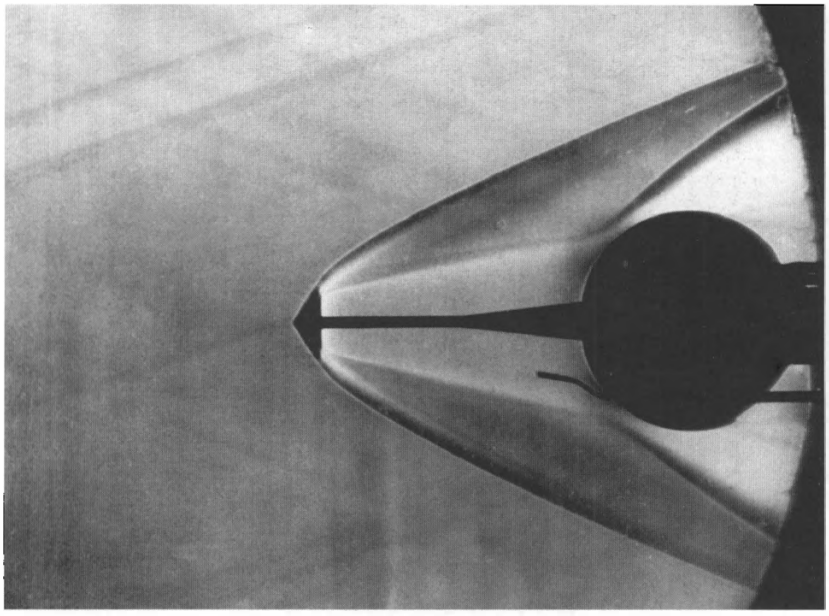
a)



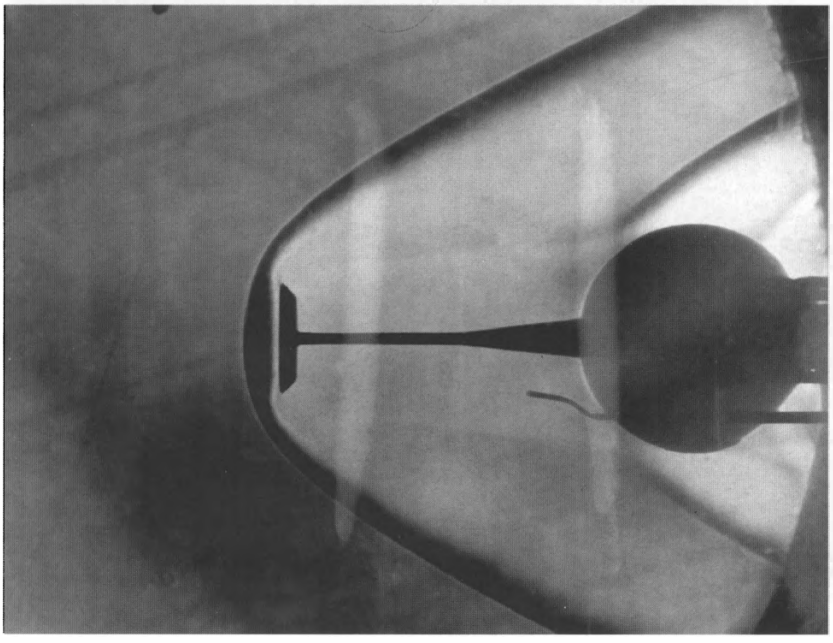
б)

76. Интерференция вихревых шнуров за конусом с ударной волной перед поперечной струей химически активного газа (фото самосвечения факела пламени), M = 4, $\alpha = 20^\circ$: а) течение с S-образной отрывной зоной при отсутствии взаимного влияния вихревых шнуров; б) то же при смыкании зон интерференции от обоих шнуров, возникающем при увеличении давления выдува струи (Г.Ф. Глотов, 1986).

76. Interference of vortices downstream of a cone with bow shock wave ahead of a transverse jet of chemically active gas (self-illumination of the flame), M = 4, $\alpha = 20^\circ$: a) flow with the S-like zone of separation without interference of vortices; б) the same with closed separation zones of both vortices, arising with jet pressure increasing (G.F. Glotov, 1986).



а)

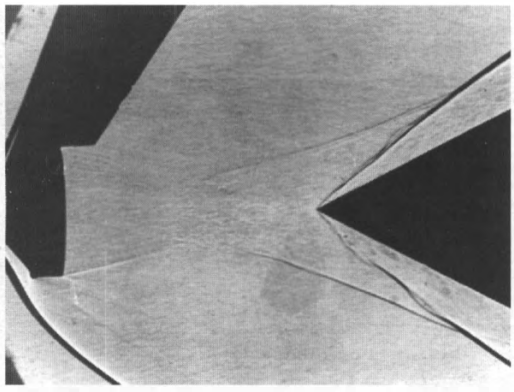


б)

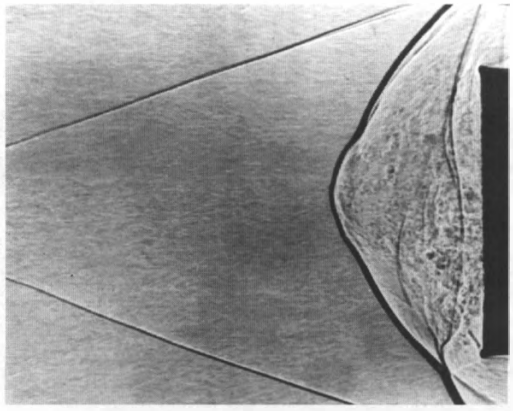
77. Интерференция следа за телом с головной ударной волной перед сферой при наличии тонкого цилиндра между телами, $M = 3$, $Re = 3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) конус $\theta_к = 60^\circ$, б) диск. Образование замкнутой отрывной зоны между телами (В.Т. Харитонов).

77. Wake interference with sphere bow shock wave in the presence of a slender joining cylinder, $M = 3$, $Re = 3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: a) cone, $\theta_к = 60^\circ$; б) disk. Formation of closed separation between bodies (V.T. Kharitonov).

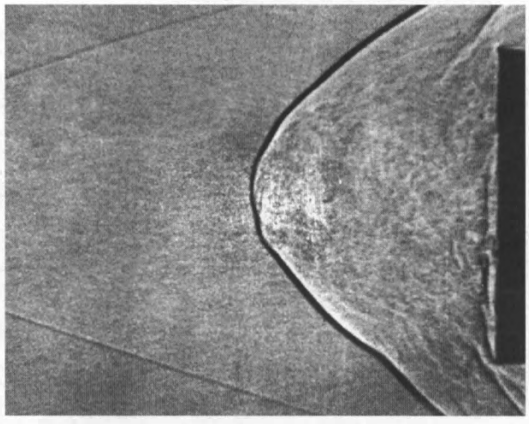
а)



б)

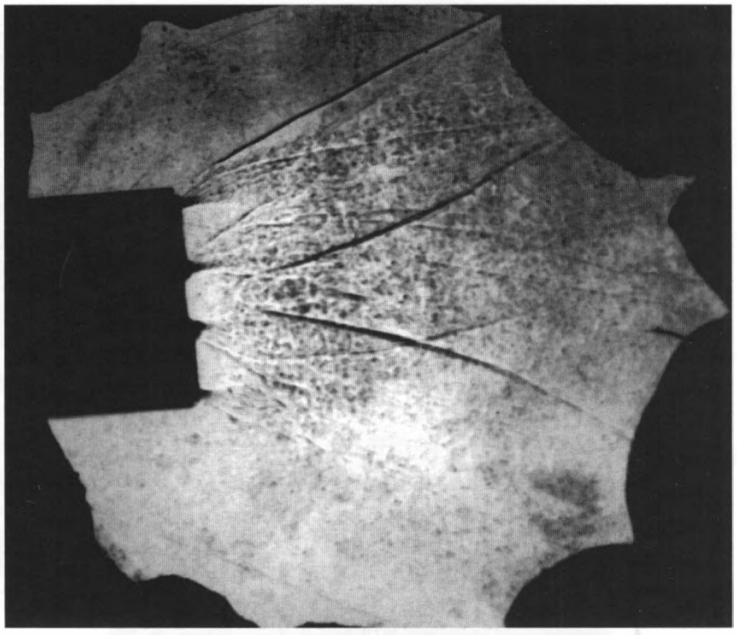


в)

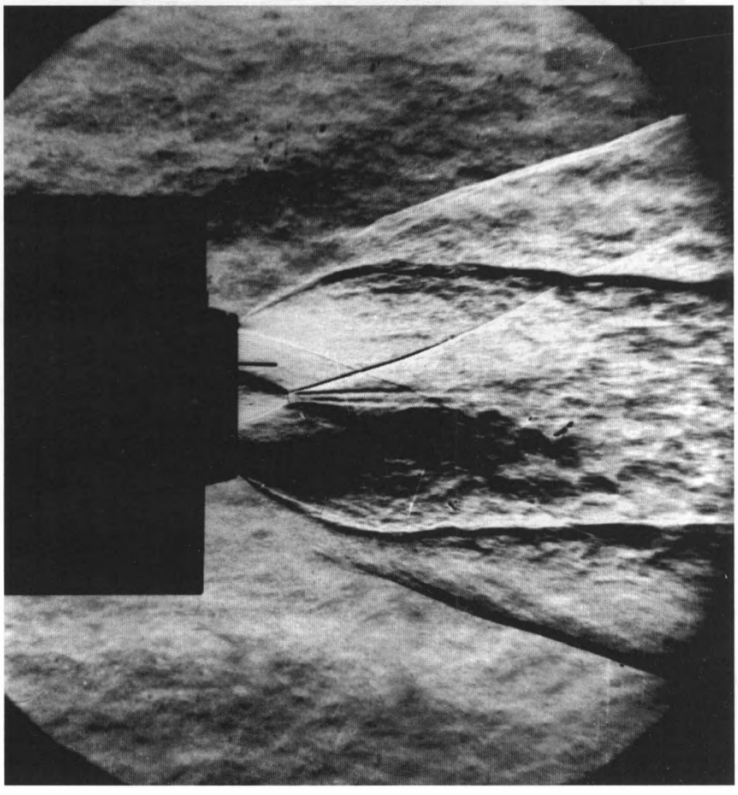


78. Взаимодействие следа за телом вращения с головной ударной волной перед телом, M = 3, $\alpha = 0^\circ$, $P_0 = 1{,}2 \cdot 10^7$ Па: а) перед клином $\theta_к = 27{,}5^\circ$, $L_1/R_2 = 2{,}4$; конический скачок уплотнения в следе остается почти без изменения; б) перед торцом цилиндра, $L_1/R_2 = 5{,}2$; пульсирующее течение: начало деформации головной ударной волны и образования рециркуляционной зоны за ней (нестационарный режим “выпучивания” ударной волны); в) образование развитой рециркуляционной зоны перед цилиндром (В.С. Хлебников).

78. Axisymmetric-body wake interference with bow shock wave, M = 3, $\alpha = 0^\circ$, $P_0 = 1.2 \cdot 10^7$ Pa: a) ahead of a wedge, $\theta_к = 27.5^\circ$, $L_1/R_2 = 2.4$, conical shock in wake remains almost unchanged; б) ahead of a cylinder, $L_1/R_2 = 5.2$, pulsating flow, beginning of the bow wave deformation and downstream recirculation zone formation (nonstationary shock wave “protrusion”); в) developed recirculation zone ahead of a cylinder (V.S. Khlebnikov).



а)

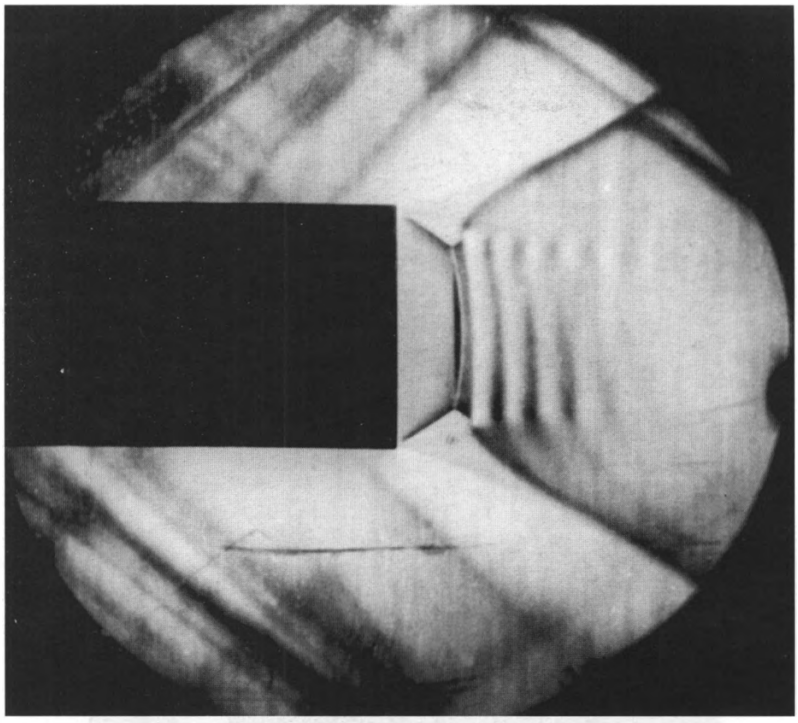


б)

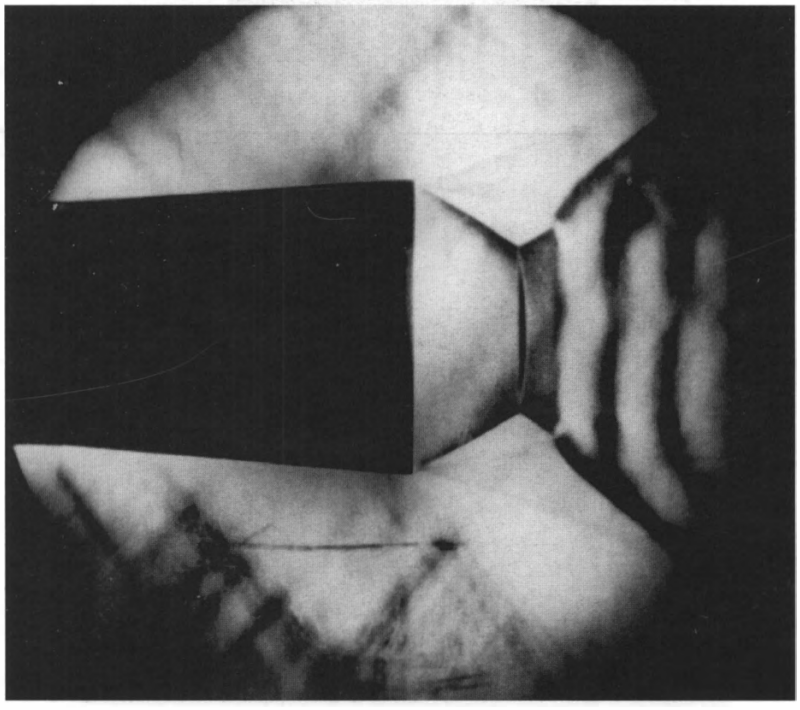
79. Взаимодействие недорасширенных струй, истекающих из торца тела вращения, со сверхзвуковым спутным потоком: а) три сверхзвуковые струи, M = 2,5; б) одна струя, M_c = 3, n = 20, M = 4 (Р.М. Бондаренко).

79. Underexpanded jets flowing from the bottom of axisymmetric body interaction with supersonic stream: a) three supersonic jets, M = 2.5; б) one jet, M_c = 3, n = 20, M = 4 (R.M. Bondarenko).

а)



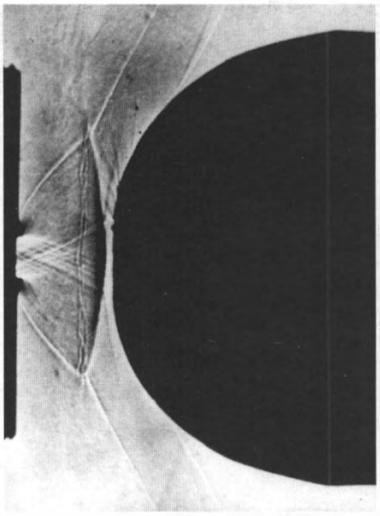
б)



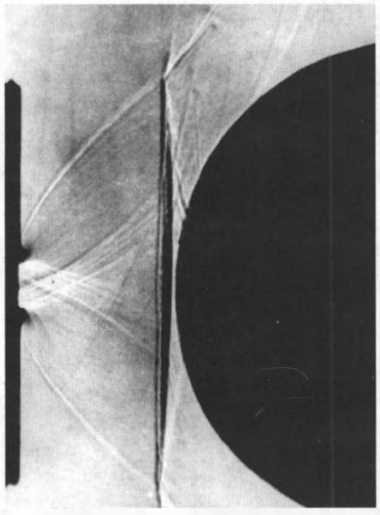
80. Взаимодействие перерасширенной струи со сверхзвуковым спутным потоком: а) $M_c = 2{,}64$, $n = 0{,}19$, $M = 1{,}71$; б) $M_c = 3{,}03$; $n = 0{,}13$, $M = 1{,}36$. Локальная дозвуковая зона за центральным скачком уплотнения в струе и кольцевая перерасширенная струйка между потоками с серией волн сжатия и расширения (В.Т. Жданов).

80. Interference of overexpanded jet with supersonic stream: a) $M_c = 2.64$; $n = 0.19$; $M = 1.71$; б) $M_c = 3.03$, $n = 0.13$, $M = 1.36$; local subsonic zone downstream of central shock in jet; ring-shaped overexpanded jet between flows, with series of compression and expansion waves (V.T. Zhdanov).

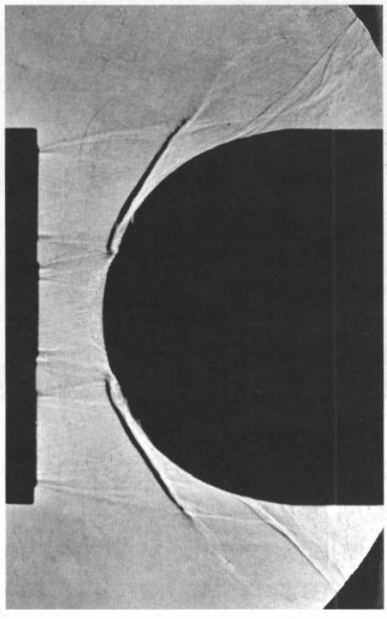
а)



б)

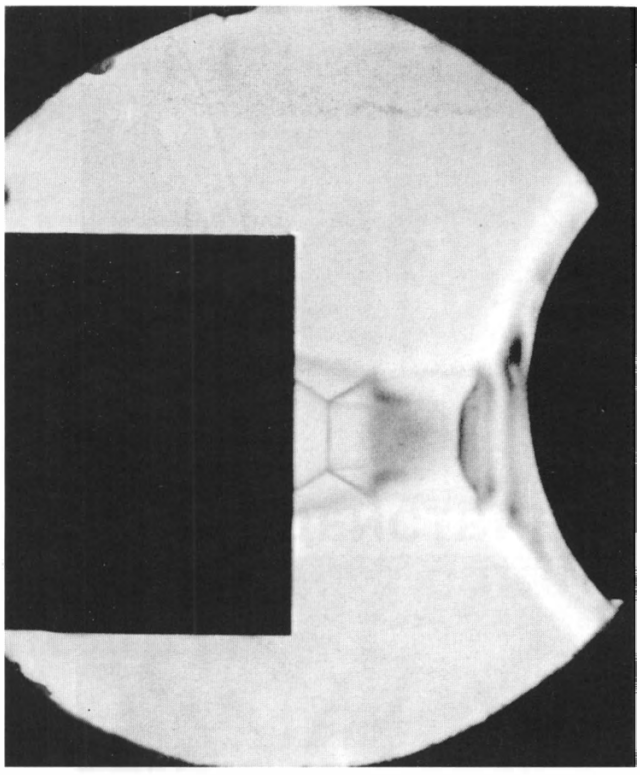


в)



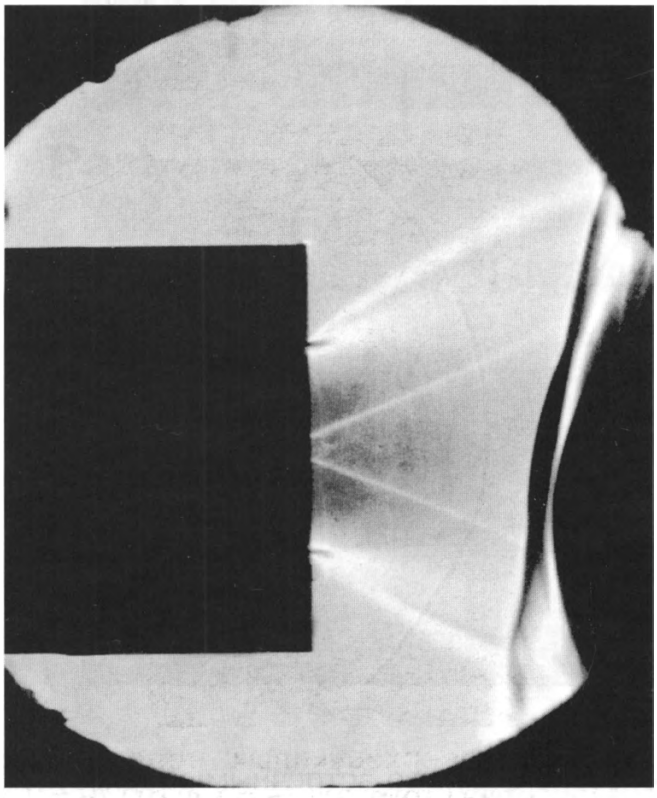
81. Взаимодействие сверхзвуковых недорасширенных струй со сферической преградой; одна струя: а) L/R = 1,4; б) L/R = 2,11; в) четыре струи, L/R = 2,6 (Ю.Н. Нестеров).

81. Interference of supersonic underexpanded jets with sphere; one jet: а) L/R = 1.4; б) L/R = 2.11; в) four jets, L/R = 2.6 (Yu.N. Nesterov).



82. Взаимодействие пороховой струи со сферической преградой, $M_c = 3$, $n < 1$ (К.П. Петров).

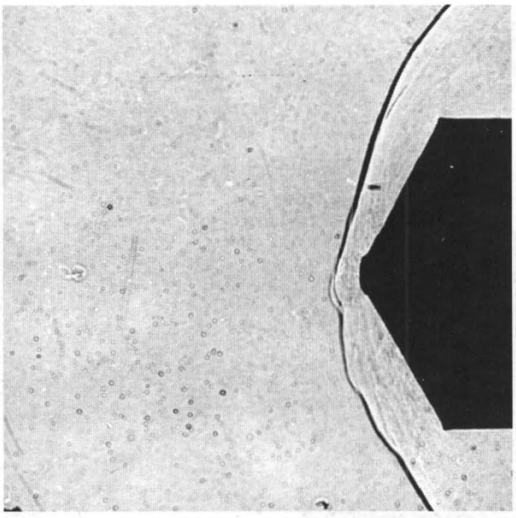
82. Interference of the gun powder jet with a sphere, $M_c = 3$, $n < 1$ (K.P. Petrov).



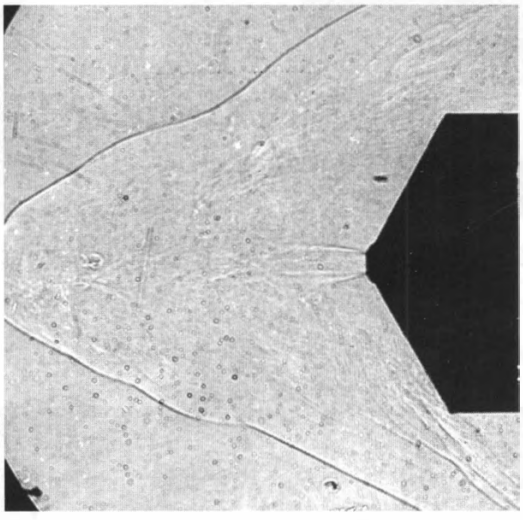
83. То же, $M_c = 3$, $n >> 1$ (К.П. Петров).

83. The same, $M_c = 3$, $n >> 1$ (K.P. Petrov).

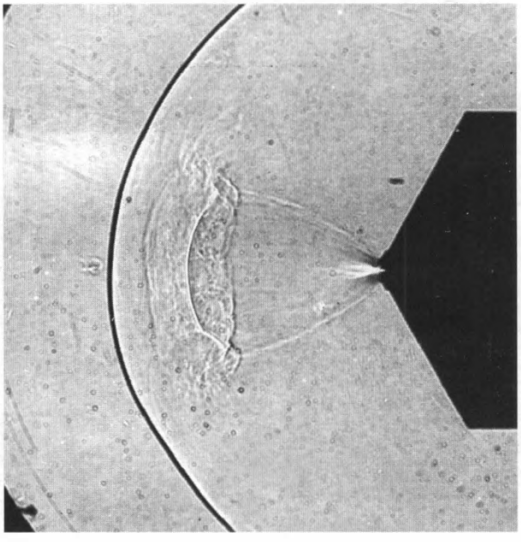
а)



б)



в)

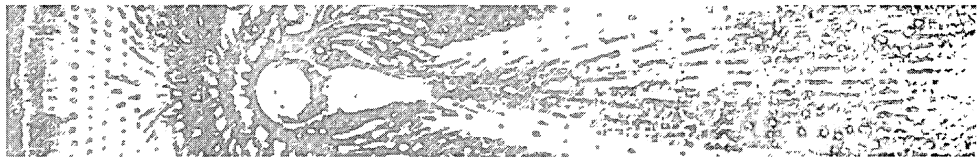


84. Взаимодействие струи со встречным сверхзвуковым потоком, M = 4: а) $P_{0c} / P_{0\infty} = 1$; б) 50; в) 500 (К.П. Петров).

84. Jet interference with supersonic counter-stream, M = 4: a) $P_{0c} / P_{0\infty} = 1$; б) 50; в) 500 (K.P. Petrov).

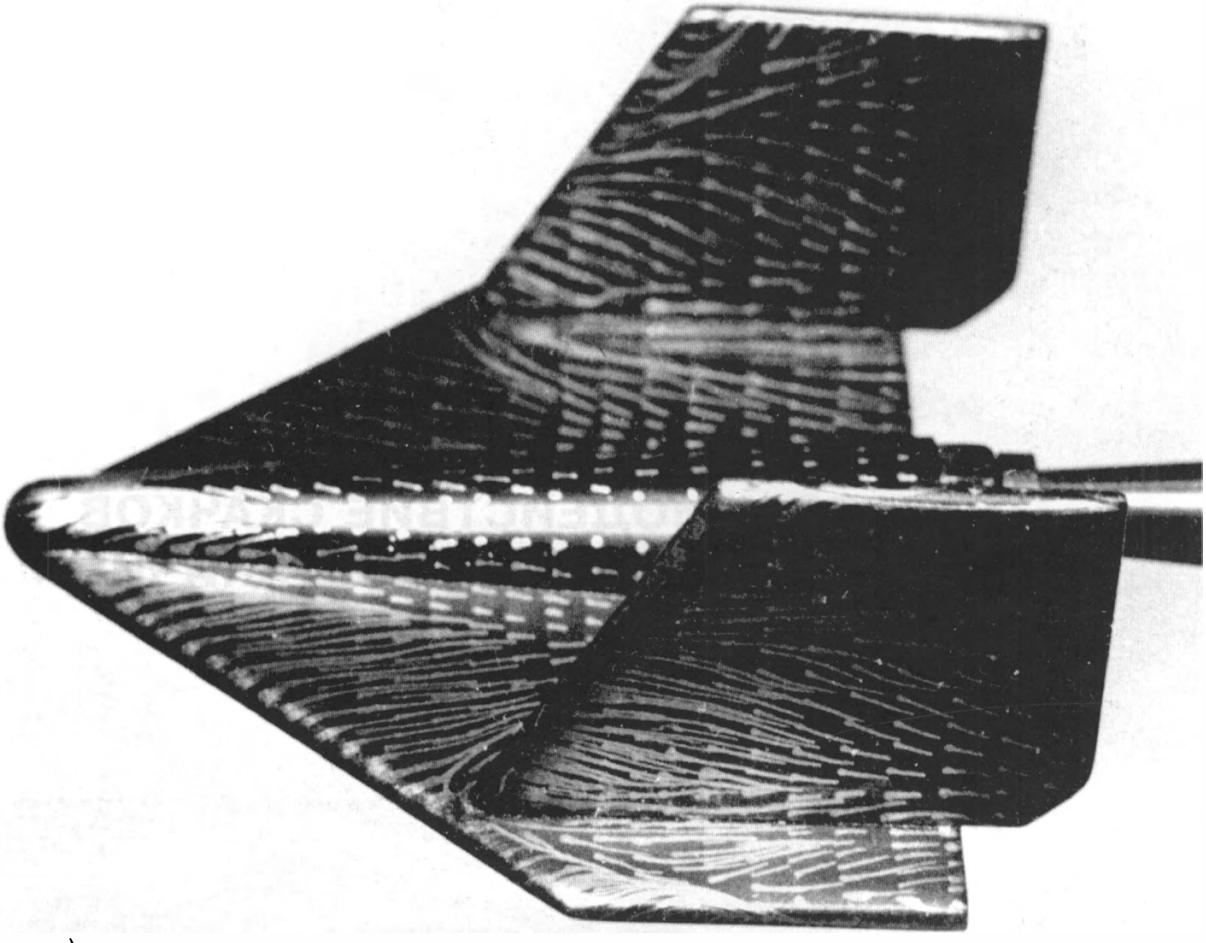
Часть 7

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

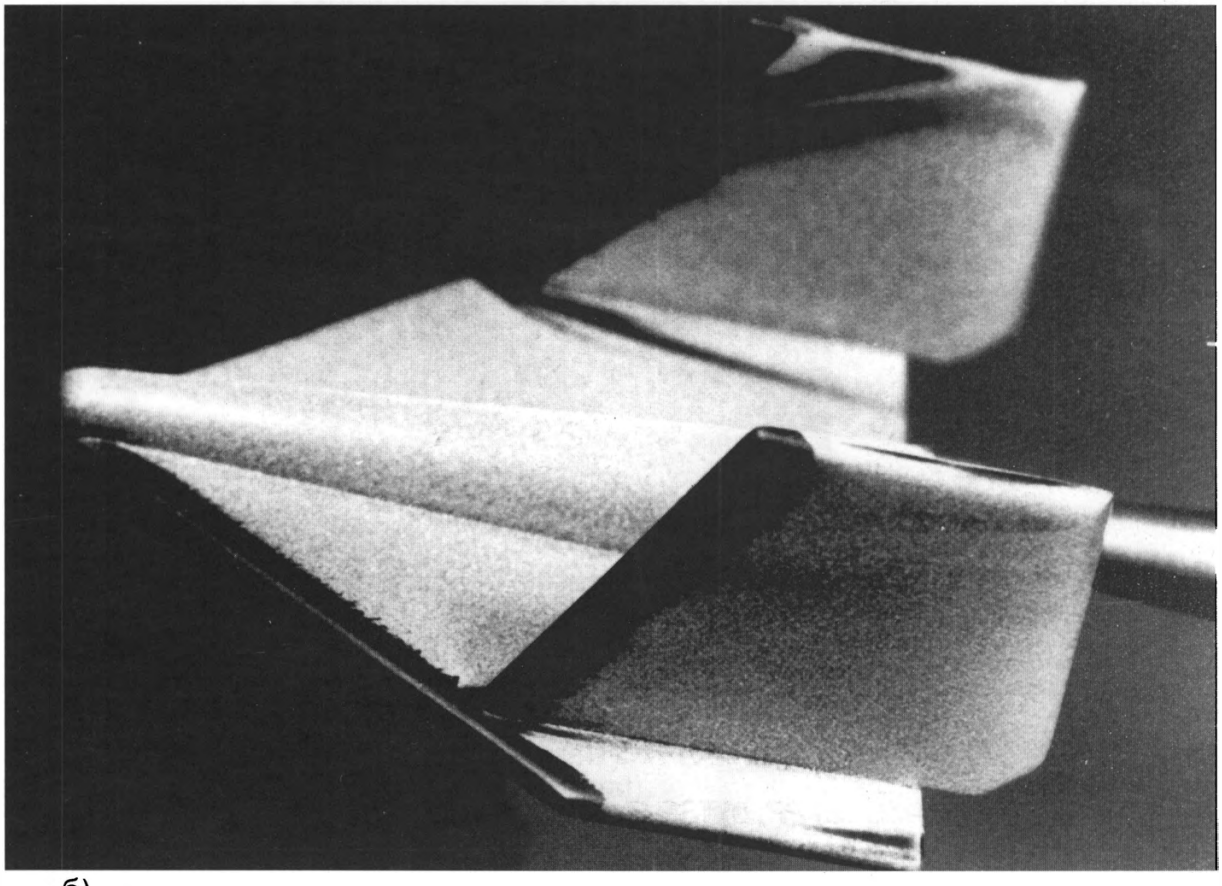


Part 7

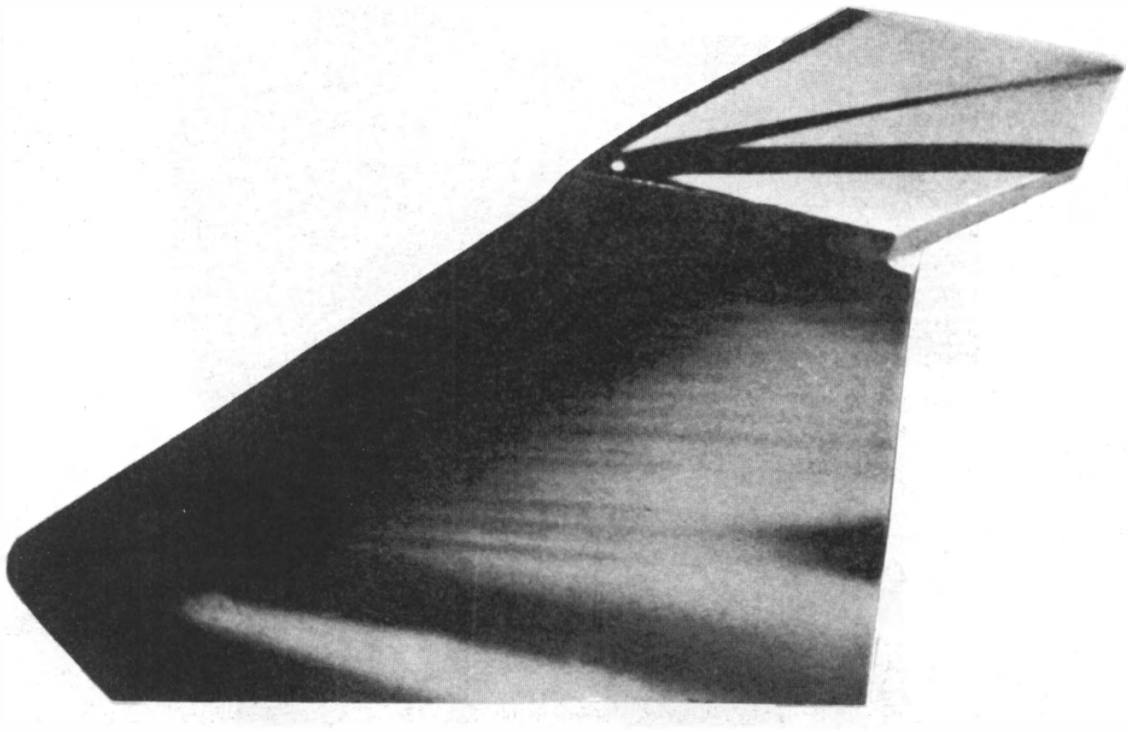
SHOCK WAVE/BOUNDARY LAYER INTERACTION



а)



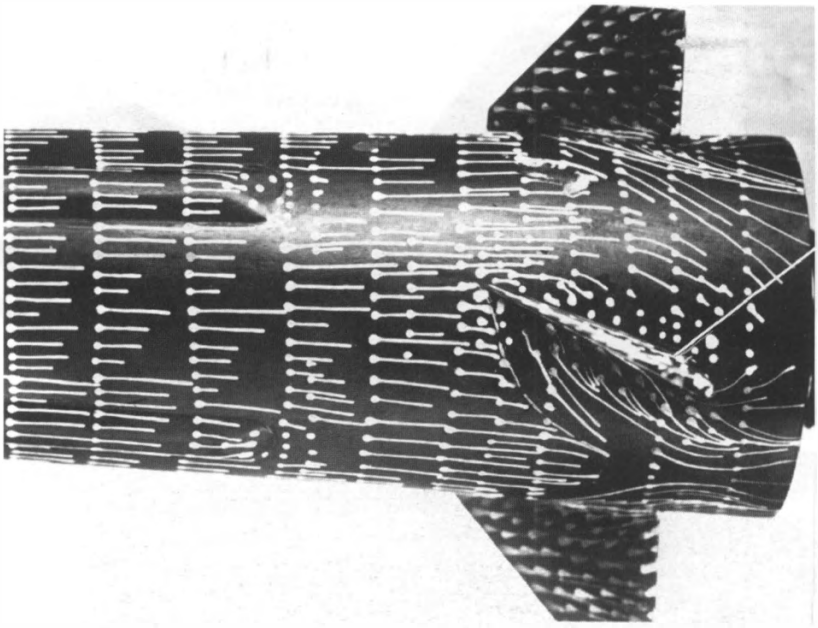
б)



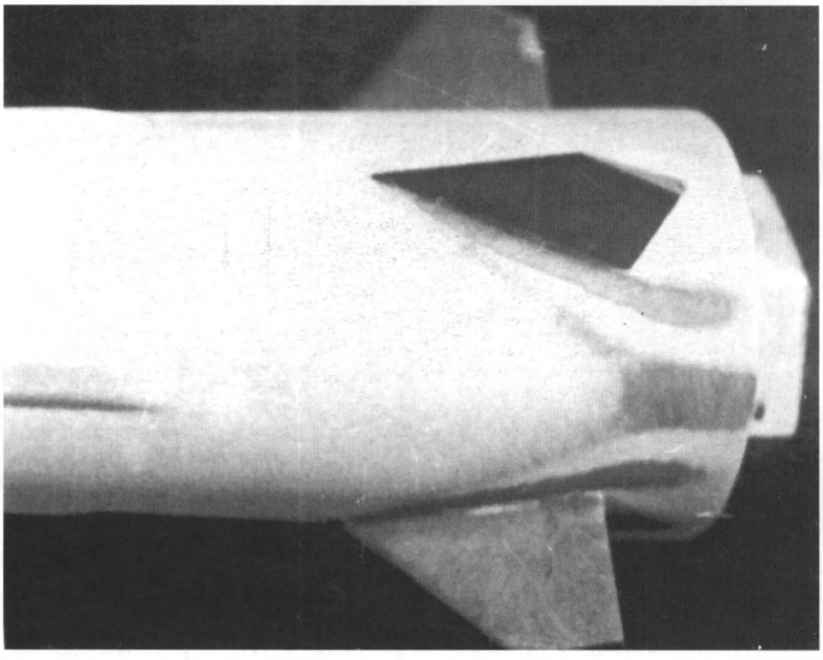
в)

85. Концевые кили на крыле, ламинарное течение, M = 5, Re ≈ 3,6·10^6, α = 30°: а) ТК; взаимодействие головной волны с килем, отрыв и присоединение потока на крыле; б) ТИ; увеличение теплового потока на киле в области взаимодействия с головной волной, на крыле – в области присоединения; в) ТИ; присоединение потока к внешней поверхности киля, пики теплового потока (В.Я. Боровой, Т.В. Кубышина, 1993).

85. Fins on wing tips, laminar flow, M = 5, Re ≈ 3.6·10^6, α = 30°: a) PP; interference of bow shock with fin; flow separation and re-attachment on the wing; б) TSP; greater heat flux on the fin in region of interference with bow wave, and on the wing, in re-attacment zone; в) TSP; flow re-attachment to the outer fin surface; peaks of heat flux rate (V.Ya. Borovoy, T.V. Kubyshina, 1993).



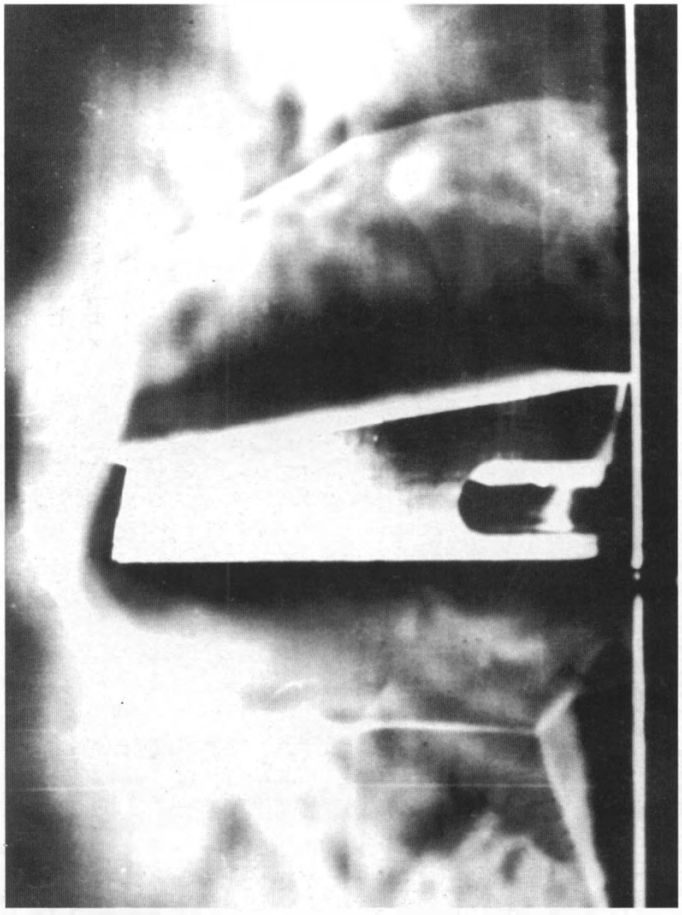
а)



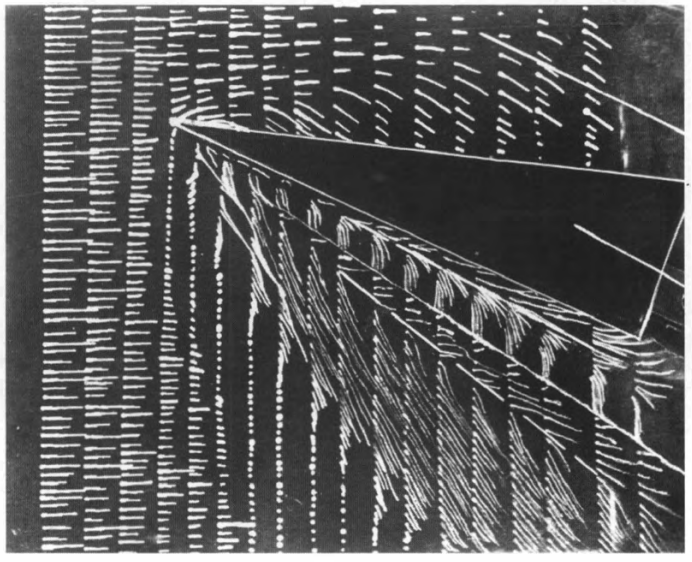
б)

86. Оперение на цилиндрической части ЛА, турбулентное течение, M = 5, Re ≈ 3,6·10^6, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 20^\circ$: а) ТК; линии отрыва и присоединения на цилиндре; б) ТИ; $\tau = 8$ с, зоны усиления теплового потока на цилиндре (В.Я. Боровой, Е.В. Севастьянова).

86. Fins on cylindrical part of vehicle, turbulent flow, M = 5, Re ≈ 3.6·10^6, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 20^\circ$: a) PP; lines of separation and reattachment on the cylinder; б) TSP; zones of increased heat flux (V.Ya. Borovoy, E.V. Sevastyanova,1972).



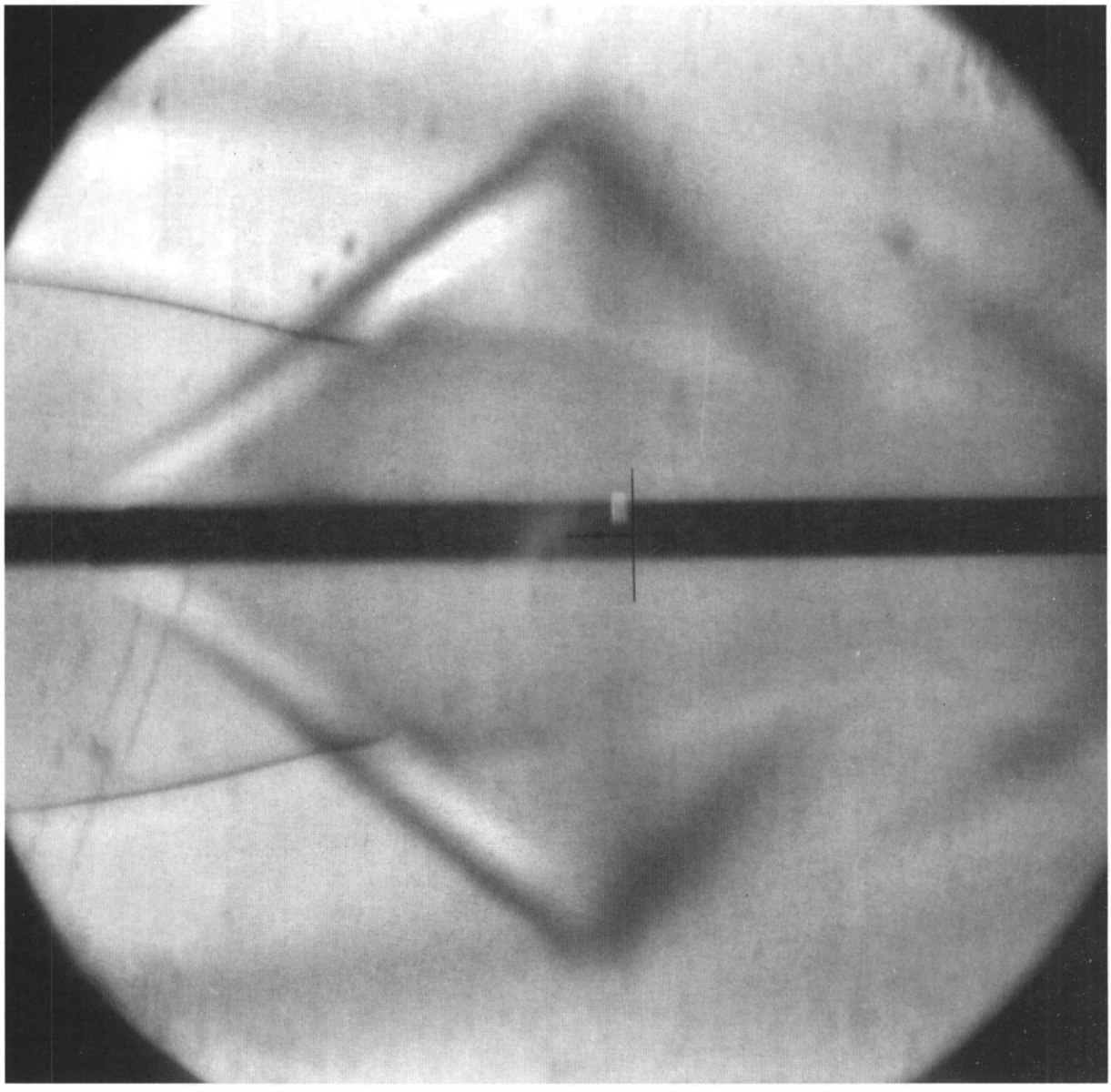
а)



б)

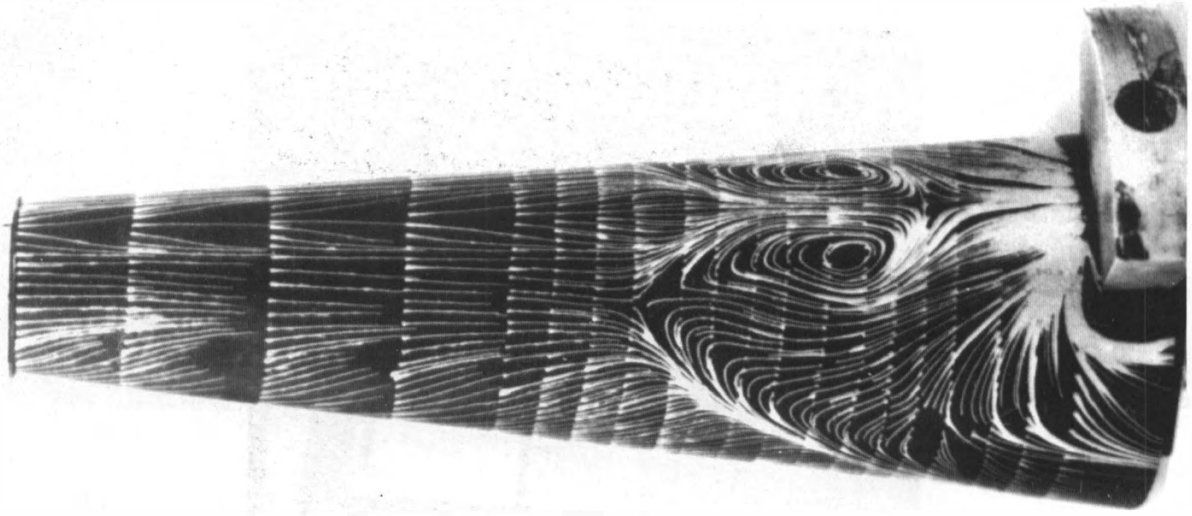
87. Обтекание киля на пластине, $\theta_к = 9^\circ$, M = 5, Re = $1{,}4 \cdot 10^6$, $\alpha = 16^\circ$: а) ТФ; головная ударная волна перед килем, отрывная зона на пластине и λ-скачок за волной; б) ТК; линии отрыва и присоединения на плоскости перед килем (В.Я. Боровой, Е.В. Севастьянова, 1972).

87. Fin on the plate, $\theta_к = 9^\circ$, M = 5, Re = $1.4 \cdot 10^6$, $\alpha = 16^\circ$: a) SP; bow shock wave ahead of the fin; region of separation on the plate; and λ-shock; б) PP; lines of separation and re-attachment on the plate (V.Ya. Borovoy, E.V. Sevastianova, 1972).

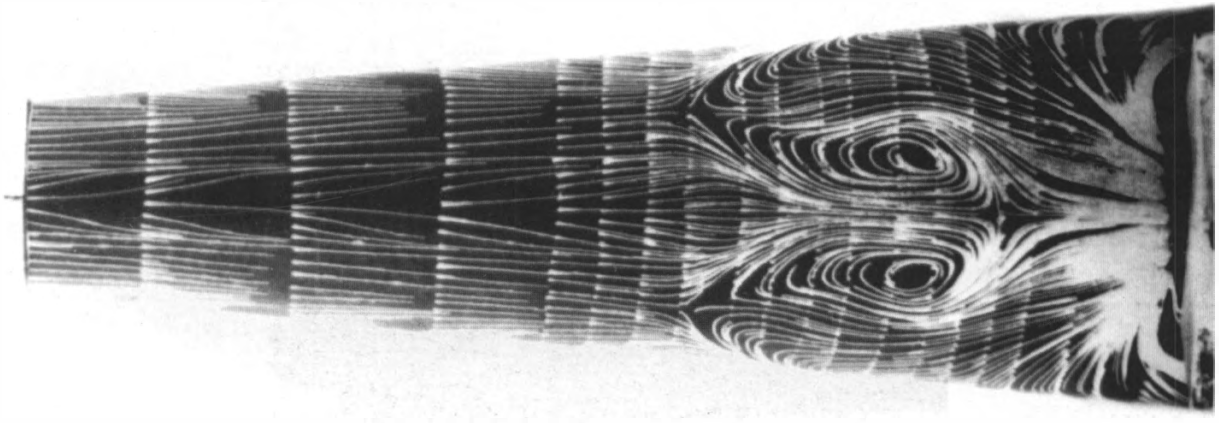


88. Взаимодействие центрального скачка уплотнения в недорасширенной струе с турбулентным пограничным слоем на цилиндрическом теле, $M_c = 1$, $n = 3$. Кольцевая отрывная зона вокруг тела и конический скачок “отрыва” перед ней (Г.Ф. Глотов, 1989).

88. Interference of central shock in underexpanded jet with turbulent boundary layer on a cylinder, $M_c = 1$, $n = 3$. Ring-shaped separation zone around the body, and conical shock of “separation” upstream of the zone (G.F. Glotov, 1989).



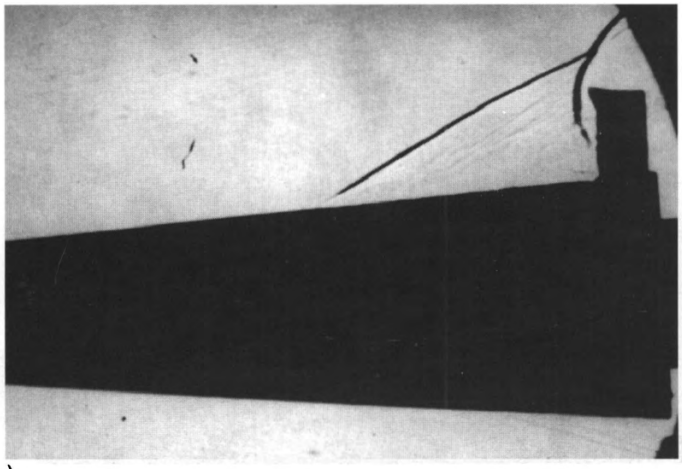
а)



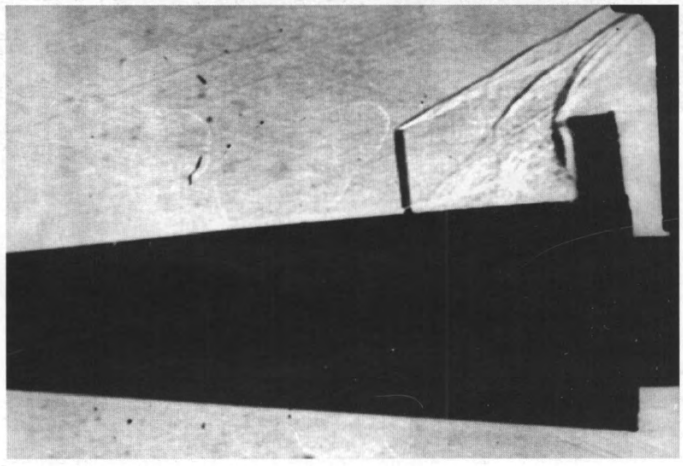
б)

89. Пристенное течение перед сегментальным уступом на конусе (ТК), M = 3, $\alpha = 10^\circ$, $\omega = 60^\circ$, h = 20 мм: а) вид сбоку; б) подветренная сторона. Образование пространственной отрывной зоны с двумя вихревыми зонами (Ю.Ф. Коронцвит).

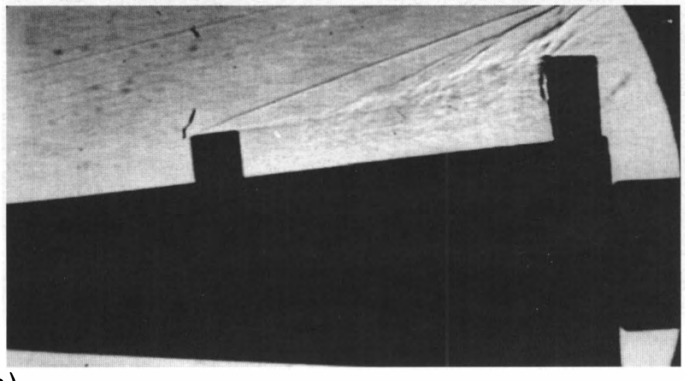
89. Limiting streamlines in front of a segmental step on a cone (PP), M = 3, $\alpha = 10^\circ$, $\omega = 60^\circ$, h = 20 mm: a) side view; б) lee side. Formation of spatial separation with two vortical regions (Yu.F. Korontsvit).



а)



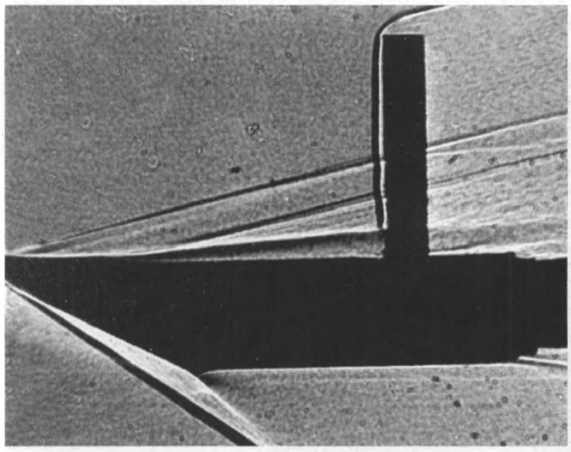
б)



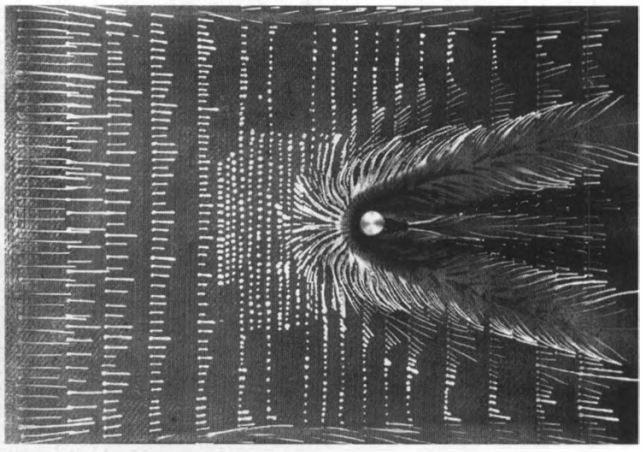
в)

90. Изменение течения перед сегментальным уступом на конусе при установке перед ним тонкого препятствия, M = 4, $\alpha = 0^\circ$: а) исходное течение с пространственным отрывом; б) игла перед уступом, d = 2 мм, высота уступа h = 20 мм, уменьшение длины отрывной зоны; в) интерцептор – клин $\theta_к = 8{,}5^\circ$, h = 10 мм; увеличение длины отрывной зоны (Ю.Ф. Коронцвит).

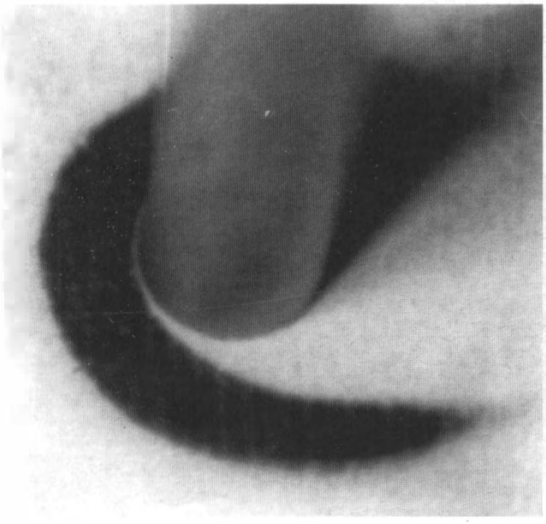
90. Change in flow ahead of segmental step on a cone from a slender obstacle, M = 4, $\alpha = 0^\circ$: a) initial flow with spatial separation; б) spike in front of the step, d = 2 mm, step height h = 20 mm, decrease in length of separation zone; в) wedge interceptor, $\theta_к = 8.5^\circ$, h = 10 mm, increased length of separation zone (Yu.F. Korontsvit).

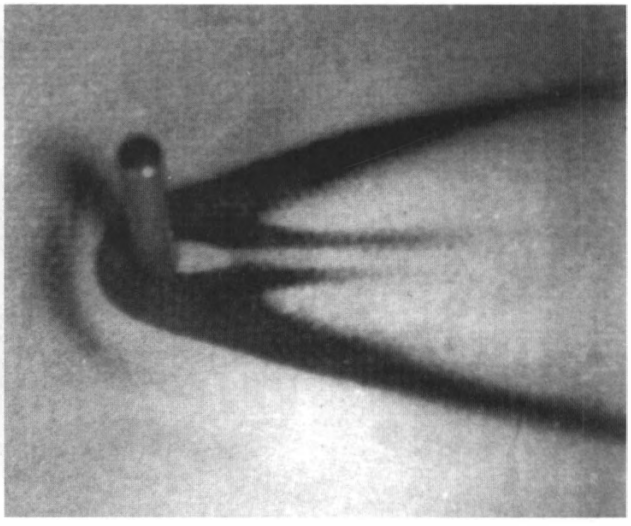


а)



б)

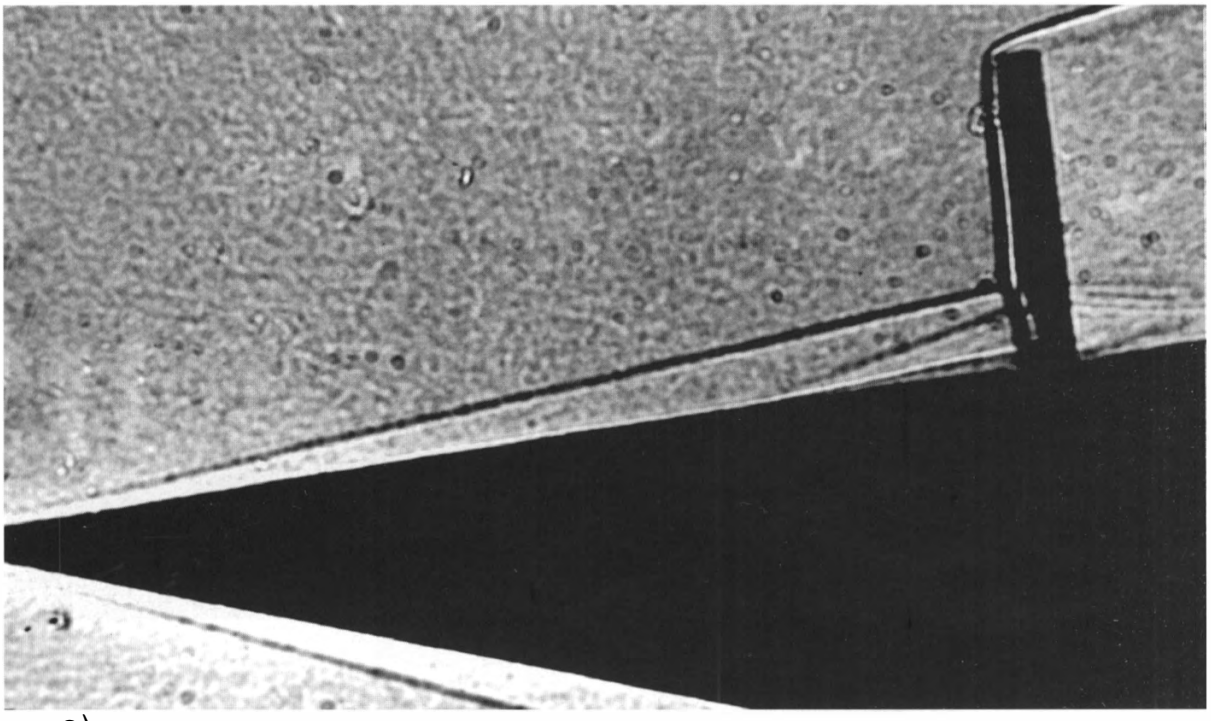




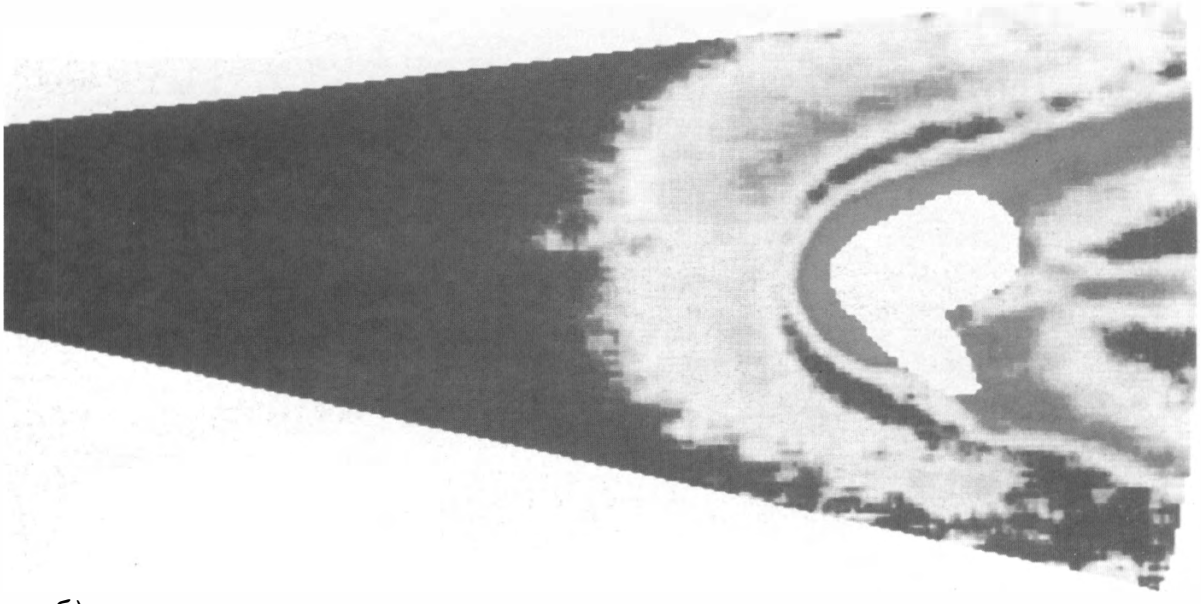
в)

91. Ламинарный отрыв потока перед цилиндром на пластине, M = 5, Re = 1,4·10^6: а) ТФ; б) ТК; присоединение потока перед и за цилиндром; в) ТИ; пик теплового потока перед цилиндром, увеличение теплообмена в области присоединения (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1972).

91. Laminar separation ahead of a cylinder on the plate, M = 5, Re = 1.4·10^6: a) SP; б) PP; flow attachment upstream and downstream of the cylinder; в) TSP; heat flux peak ahead of the cylinder; heat flux intensification within the re-attachment zone (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1972).



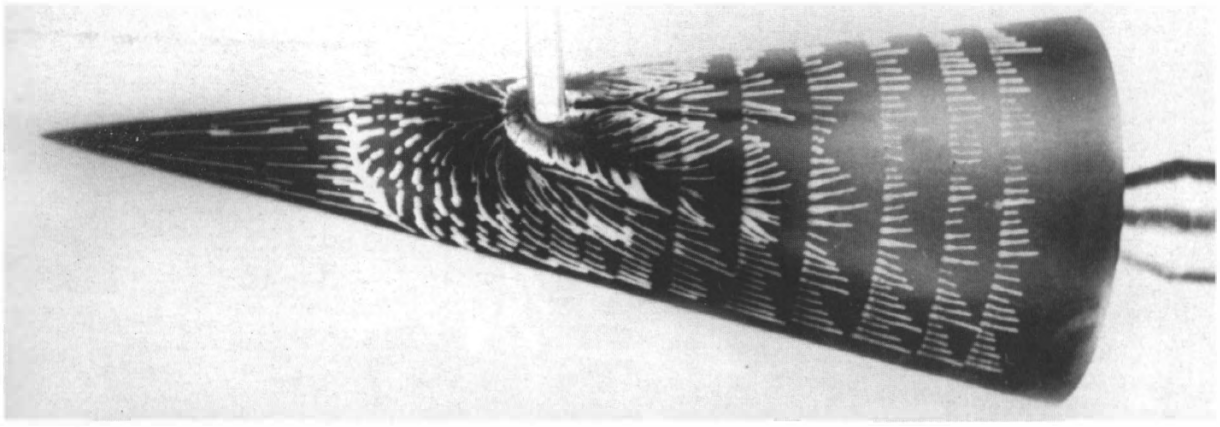
а)



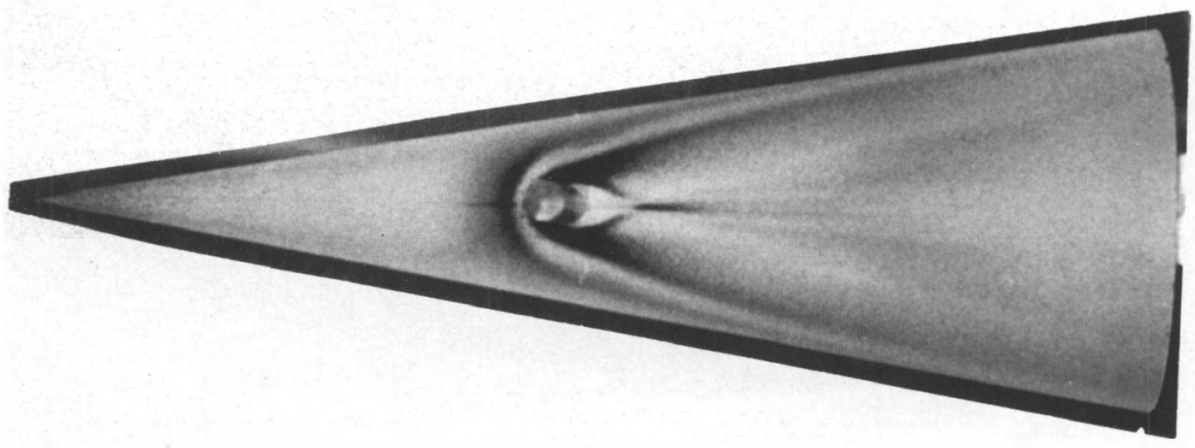
б)

92. Ламинарный отрыв потока перед цилиндром на конусе, M = 6, Re = 1,4·10^6: а) ТФ; отрыв и присоединение перед и за цилиндром (В.Я.Боровой, М.В.Рыжкова, 1972); б) поле температуры на поверхности конуса ($\theta_к$ = 10°) с поперечным цилиндром (d = 5 мм, h = 10 мм), люминесцентный преобразователь температуры, M = 7, α = 0° (В.Я. Боровой, С.Д. Фонов, 1994).

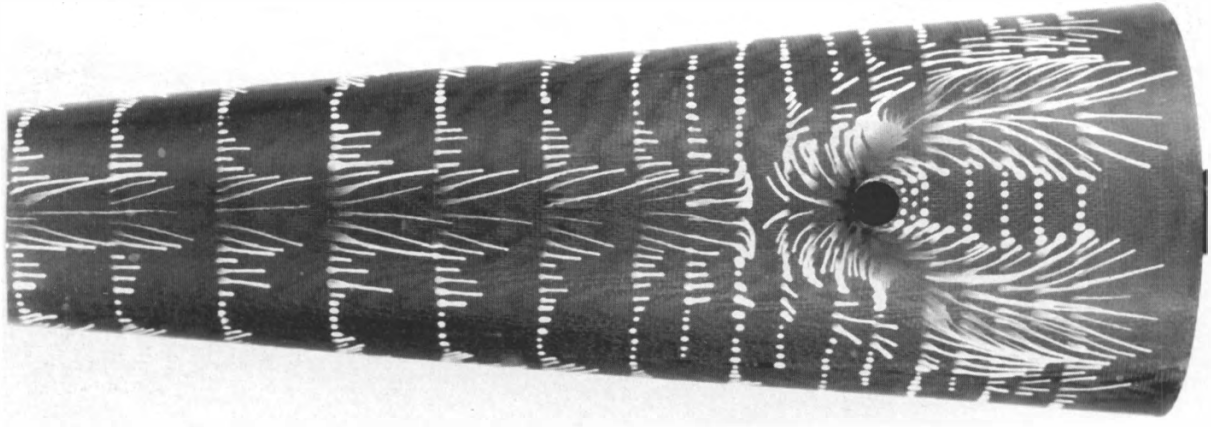
92. Laminar separation over a cone ahead of the cylinder at M = 5, Re = 1.4·10^6: a) SP; separation and re-attachment upstream and downstrean of the cylinder (V.Ya.Borovoy, M.V.Ryzhkova, 1972); б) temperature field over the cone ($\theta_к$ = 10°) with a transverse cylinder (d = 5 mm, h = 10 mm), M = 7, α = 0°, luminescent temperature transducer. (V.Ya. Borovoy, S.D. Fonov, 1994).



а)



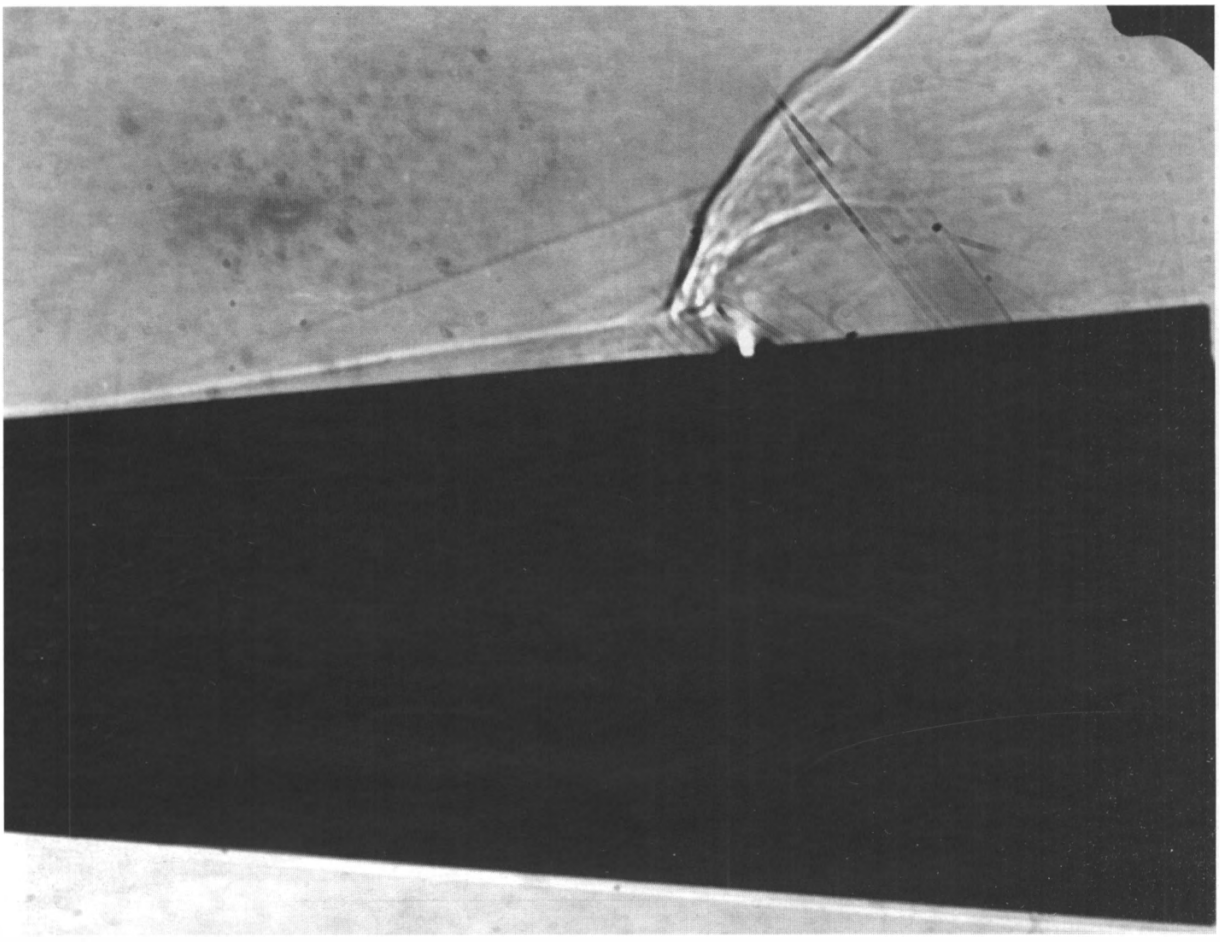
б)



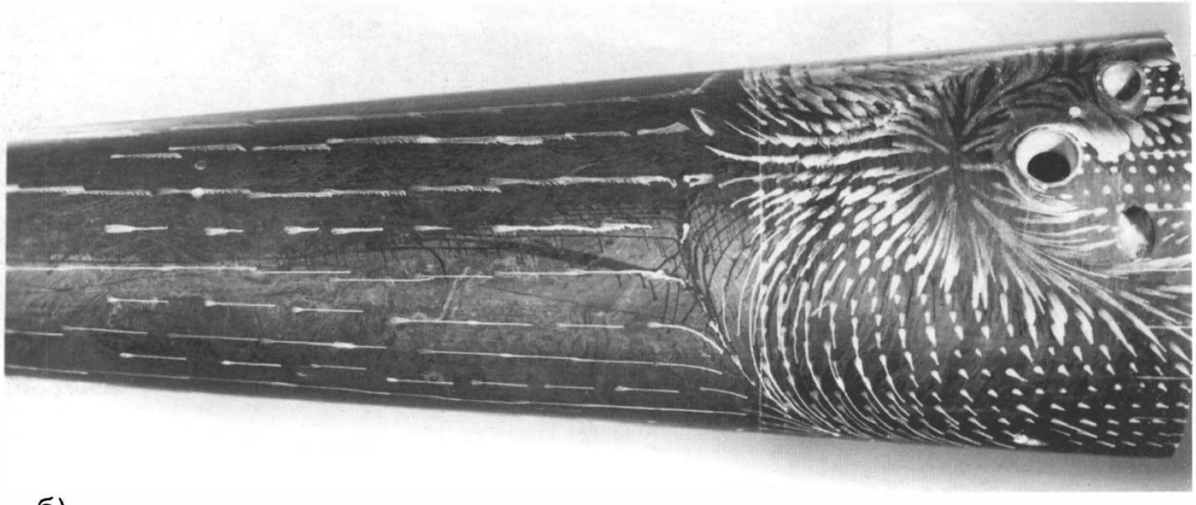
в)

93. Ламинарный отрыв потока от поверхности конуса $\theta_к = 10^\circ$ перед цилиндром, M = 5, Re = $5 \cdot 10^5$, $\alpha = 0^\circ$: а) ТК; б) ТИ; в) $\alpha = 20^\circ$, ТК (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1972).

93. Laminar separation upstream of a cylinder on a cone ($\theta_к = 10^\circ$), M = 5, Re = $5 \cdot 10^5$, $\alpha = 0^\circ$: a) PP; б) TSP; в) $\alpha = 20^\circ$, PP (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1972).



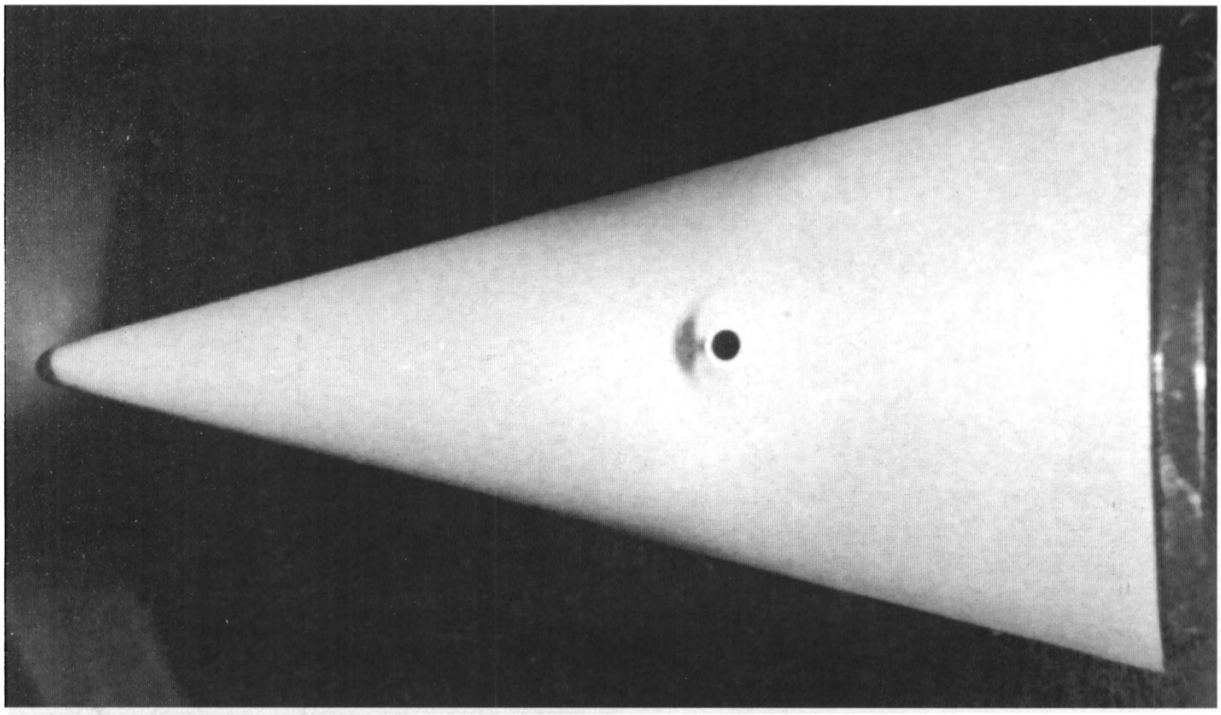
а)



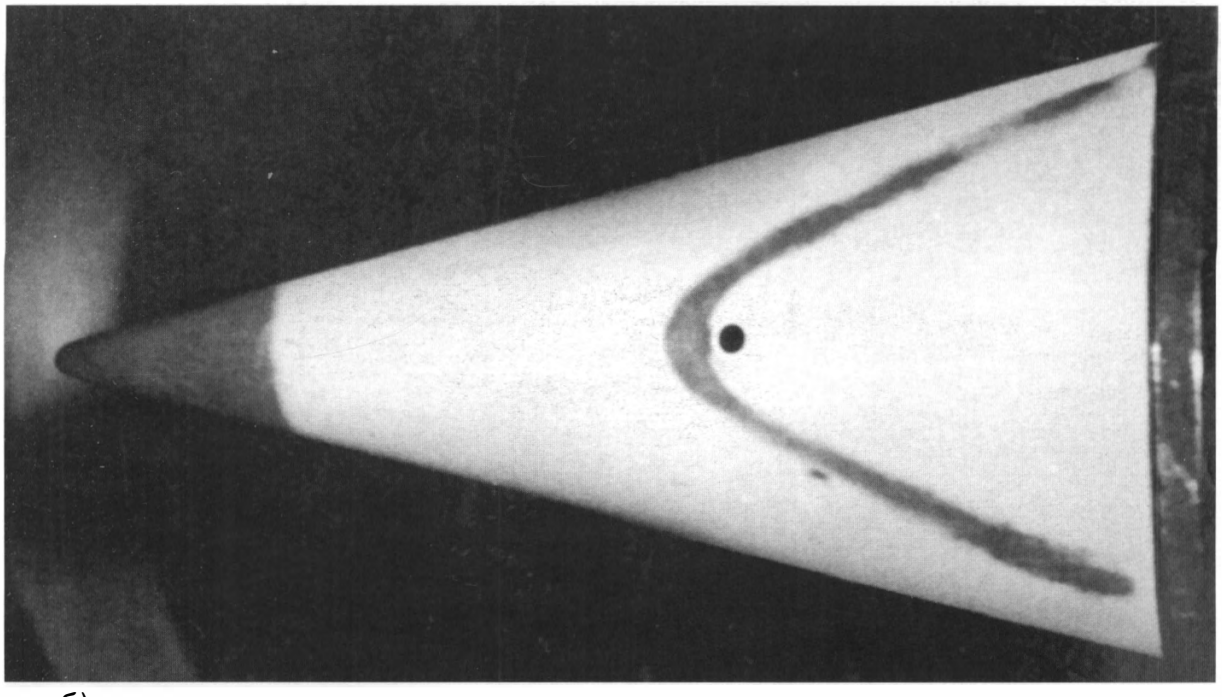
б)

94. Ламинарный отрыв потока от поверхности конуса $\theta_к$=5° перед поперечной струей газа, M = 7, Re = 6,5·10^6, α = 0°: а) ТФ; б) ТК (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1974).

94. Laminar separation from a cone ($\theta_к$ = 5°), in front of a cross jet, M = 7, Re = 6.5·10^6, α = 0°: a) SP; б) PP (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1974).



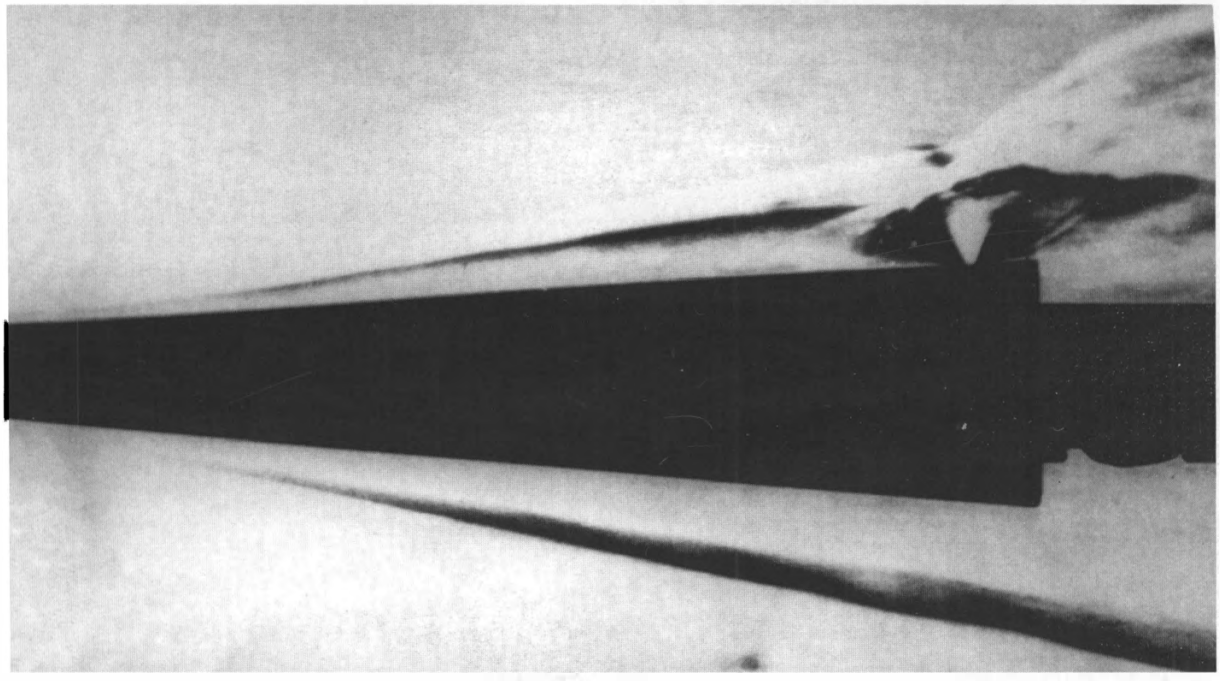
а)



б)

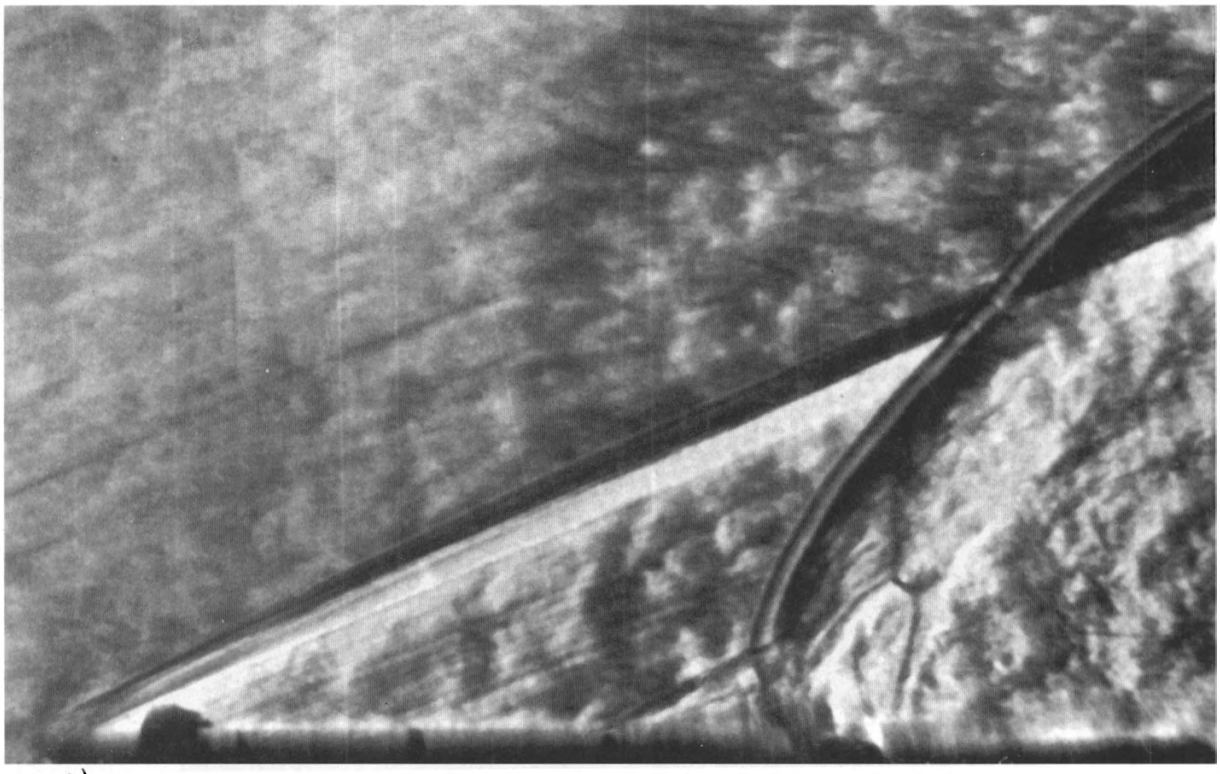
95. То же, ТИ, $\theta_к = 15^\circ$, $M = 6$, $P_{0c}/P_{0\infty} = 23$: а) $\tau = 0{,}35$ с; б) $\tau = 3{,}6$ с. Пики теплового потока (В.Я. Боровой, М.В. Рыжкова, 1977).

95. The same, TSP, $\theta_к = 15^\circ$, $M = 6$, $P_{0c}/P_{0\infty} = 23$: a) $\tau = 0.35$ sec; б) $\tau = 3.6$ sec. Heat flux peaks (V.Ya. Borovoy, M.V. Ryzhkova, 1977).

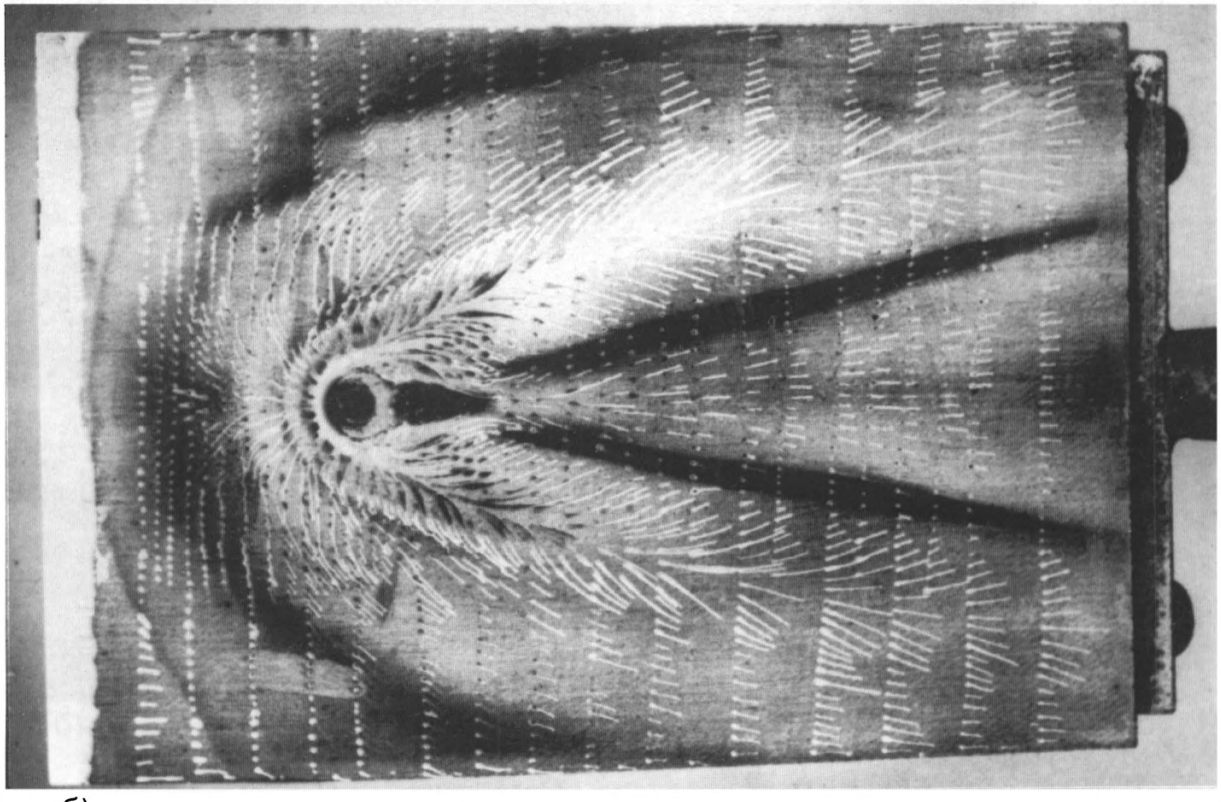


96. Ламинарный отрыв потока от поверхности конуса ($\theta_к = 5^\circ$) перед струей, $M = 13{,}6$, $P_{0c}/P_{0\infty} = 1500$, ТФ (А.С. Королев).

96. Laminar separation ahead the jet, on the cone ($\theta_к = 5^\circ$), $M = 13.6$, $P_{0c}/P_{0\infty} = 1500$, SP (A.S. Korolyov).



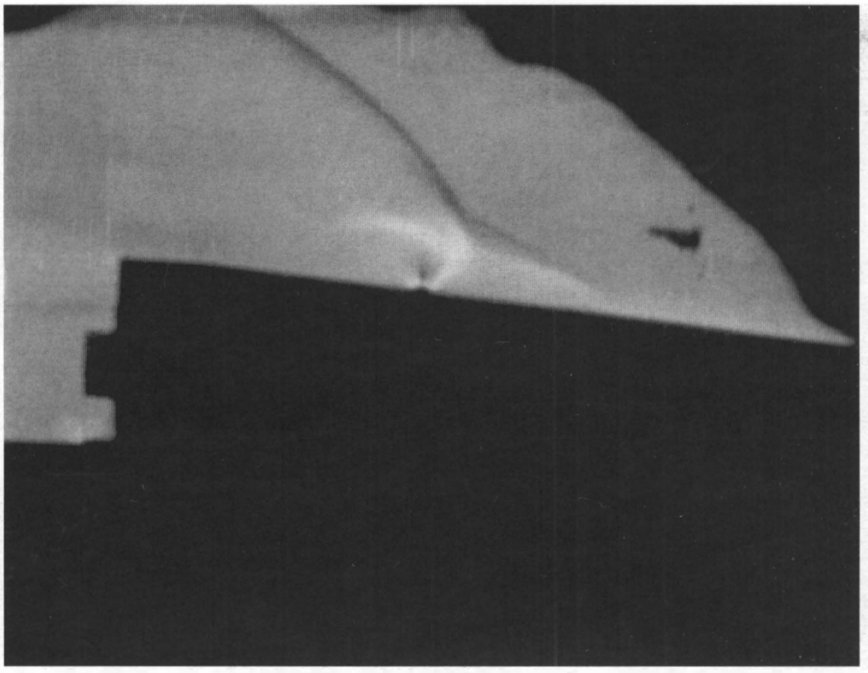
а)



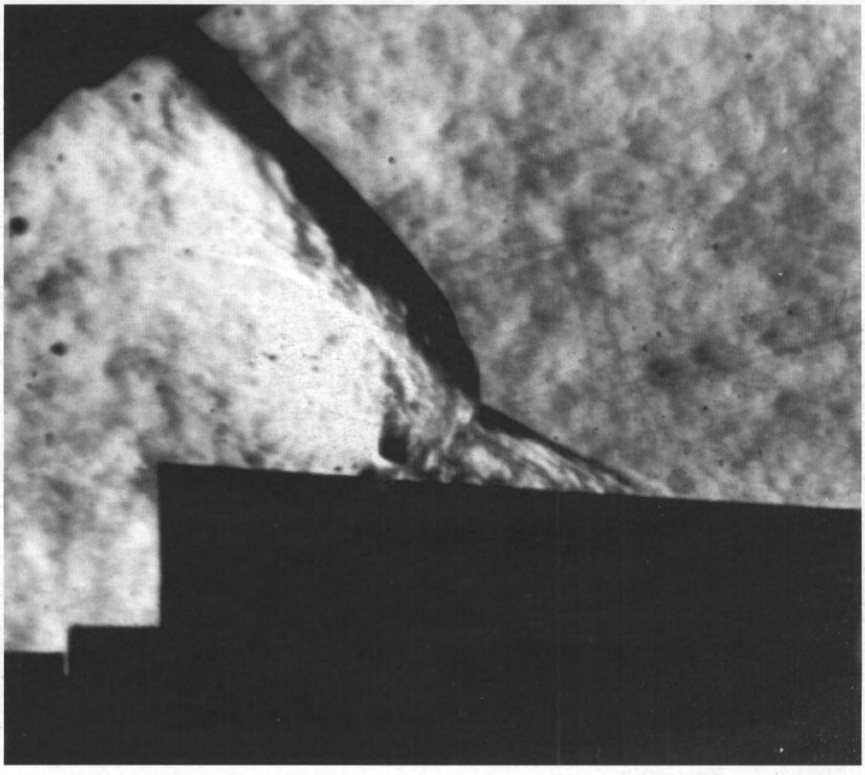
б)

97. Турбулентный отрыв на пластине перед струей, M = 2,5, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) ТФ (Г.Ф. Глотов); б) ТК (В.Я. Боровой).

97. Turbulent separation from plate ahead of a jet, M = 2.5, Re = $1 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) SP (G.F. Glotov); б) PP (V.Ya. Borovoy).



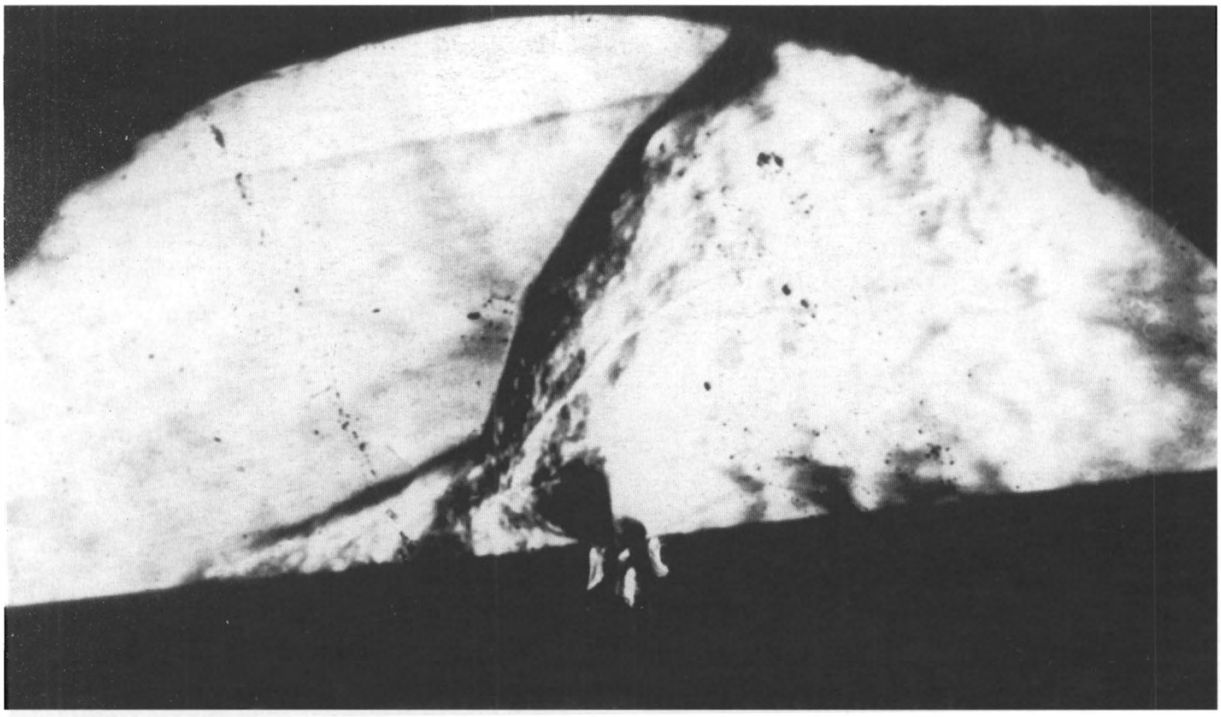
а)



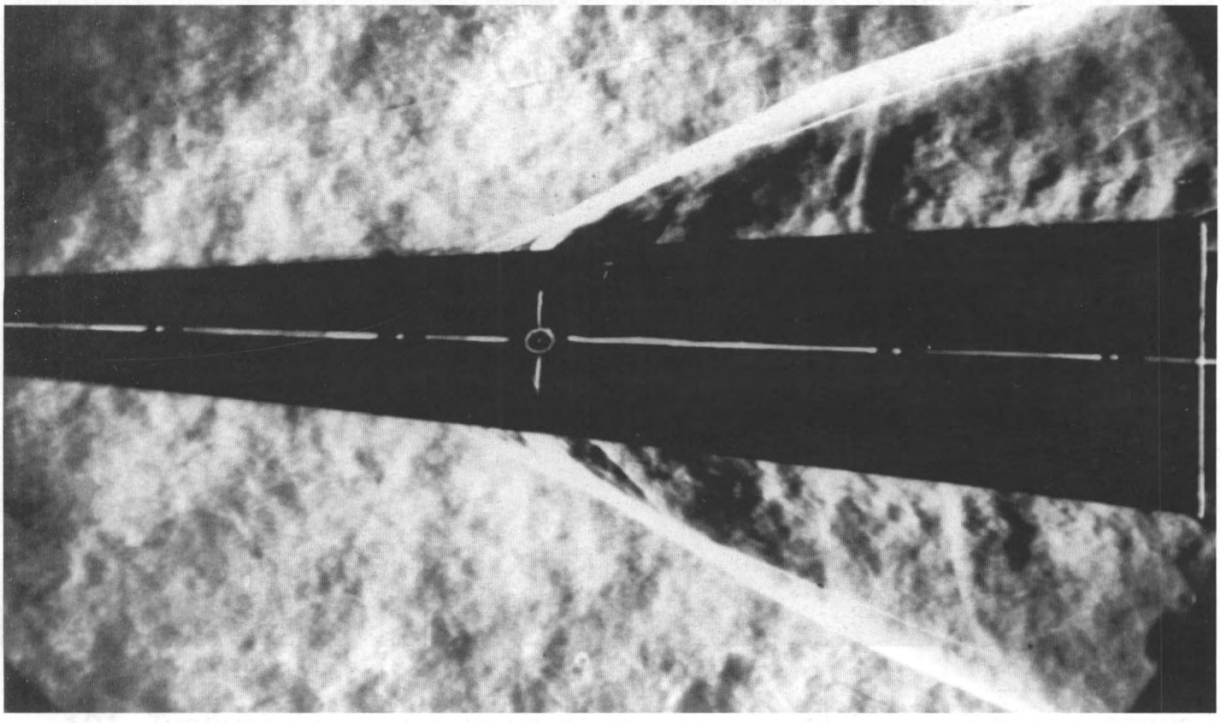
б)

98. Турбулентный отрыв на конусе ($\theta_к = 5^\circ$) перед струей, M = 4, Re = $2 \cdot 10^7$: а) ЦПФ (Л.А. Поздоровкин); б) ТФ (Г.Ф. Глотов).

98. Turbulent separation over a cone ($\theta_к = 5^\circ$) upstream of a jet, M = 4, Re = $2 \cdot 10^7$: а) CSF (L.A. Pozdorovkin); б) SP (G.F. Glotov).



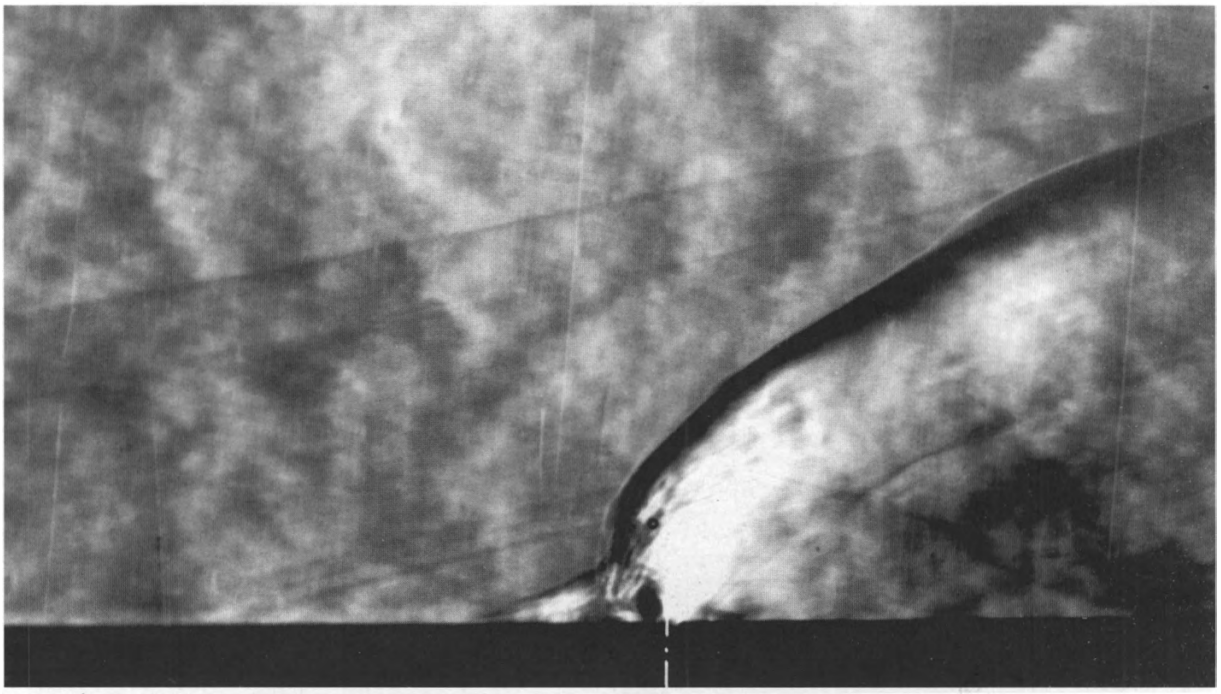
а)



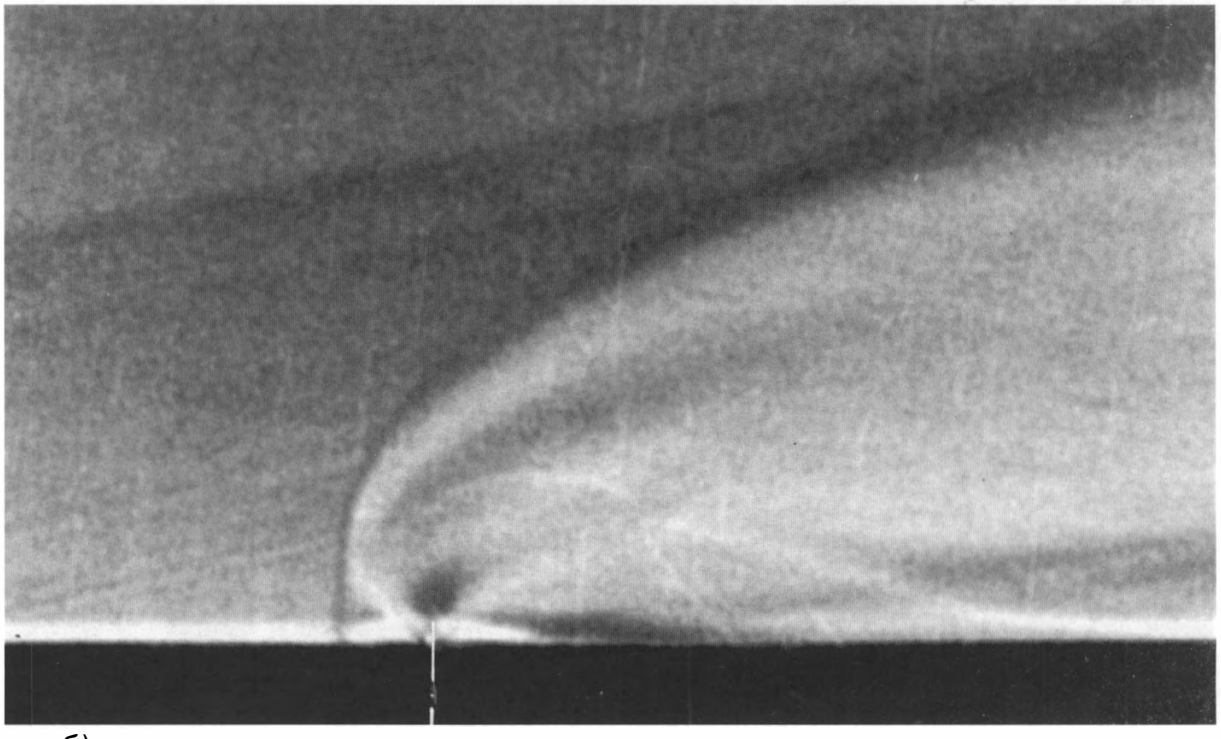
б)

99. Интерференция поперечной струи со сверхзвуковым потоком, $\alpha = 0^\circ$: а) M = 6, вид сбоку (Г.Ф. Глотов); б) M = 4, вид в плане (Г.Ф. Глотов, М.И. Фейман).

99. Transverse jet interference with supersonic flow, $\alpha = 0^\circ$: a) M = 6, side view (G.F. Glotov); б) M = 4, plan view (G.F. Glotov, M.I. Feyman).



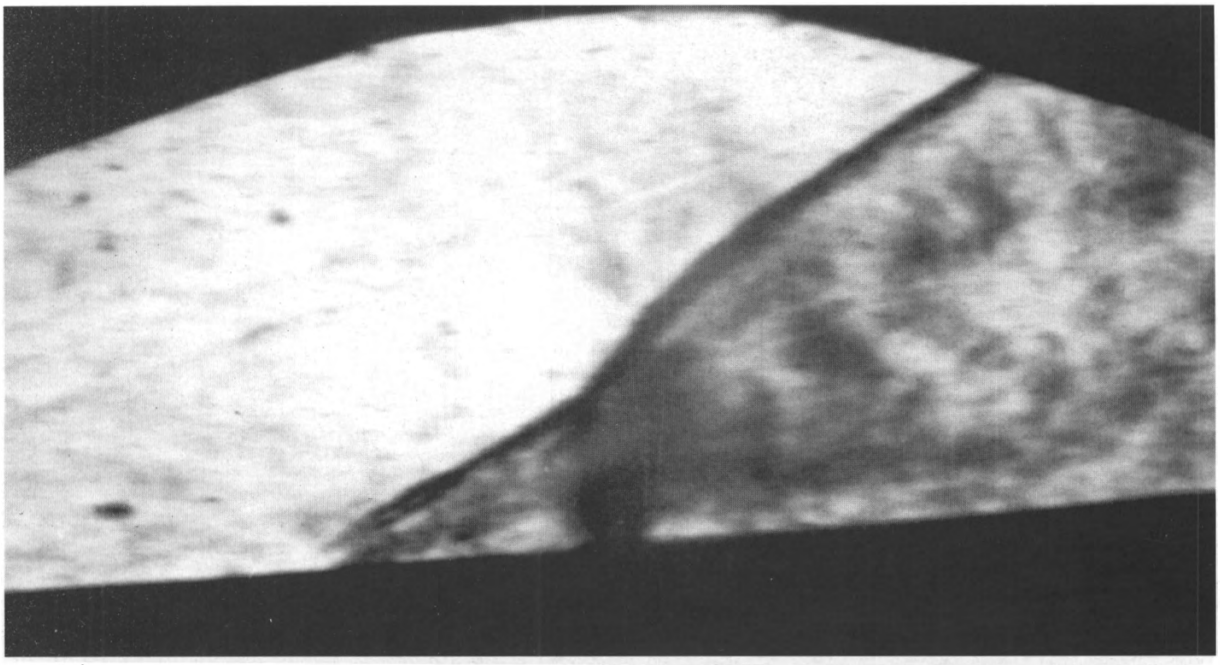
а)



б)

100. Управление турбулентной отрывной зоной за счет установки тонкой иглы перед поперечной струей, M = 2,5, Re = $3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: а) исходная струя; б) фиксация отрыва на игле и уменьшение длины передней отрывной зоны (Г.Ф. Глотов, Ю.Ф. Коронцвит, 1983).

100. Control of turbulent separation by means of a thin spike ahead of a jet, M = 2.5, Re = $3 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$: a) initial jet, б) separation fixation at the spike; separation zone contraction (G.F. Glotov, Yu.F. Korontsvit, 1983).

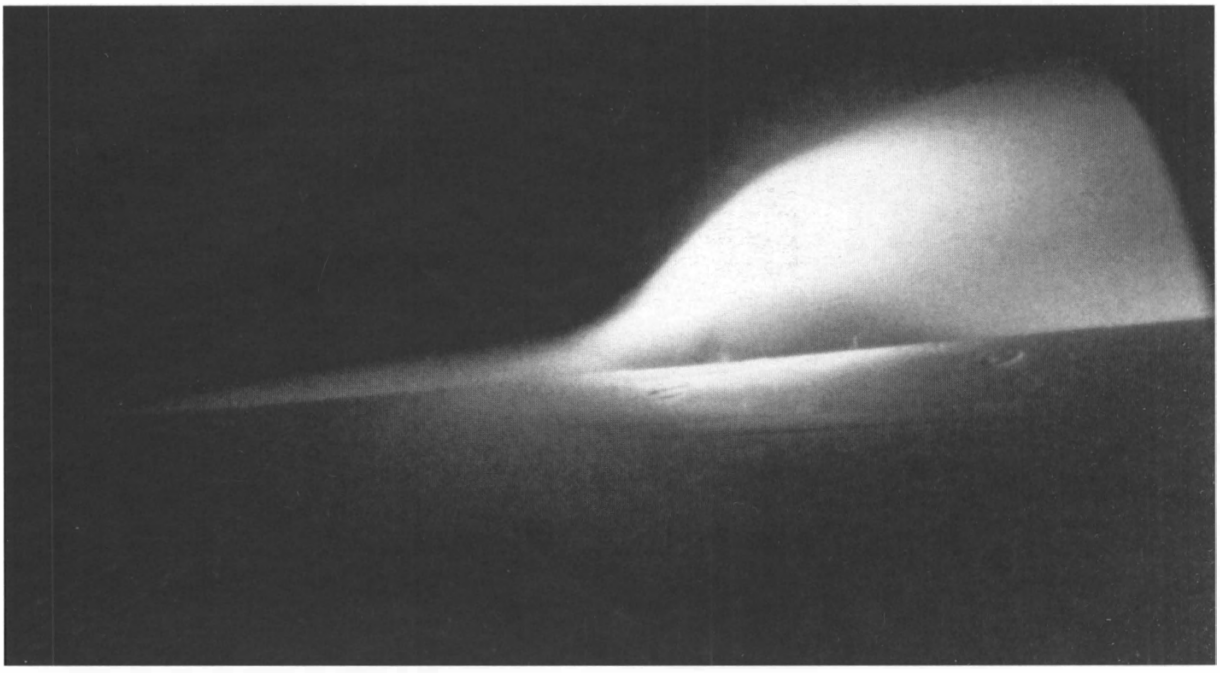


а)

б)

101. Турбулентный отрыв на конической поверхности перед струей химически активного газа, M = 4, Re = $2 \cdot 10^7$, $\alpha = 0^\circ$: а) скачок отрыва и головная ударная волна перед струей; б) самосветящийся факел пламени, усиление интенсивности свечения в передней отрывной зоне и на лобовой части поперечной струи (Г.Ф. Глотов, М.И. Фейман).

101. Turbulent separation over a cone ahead of a chemically active jet, M = 4, Re = $2 \cdot 10^7$, $\alpha = 0^\circ$: a) separation shock and bow shock in front of the jet; б) self-illuminating flame, increase of luminosity intensity in the front separation zone and frontal part of the cross jet (G.F. Glotov, M.I. Feyman).

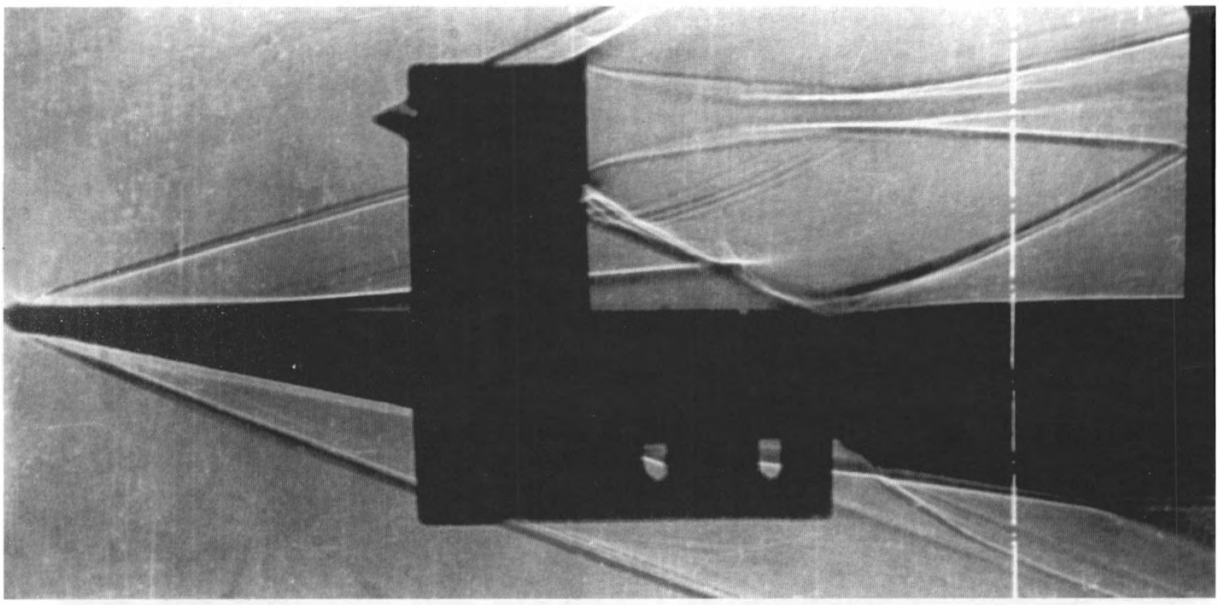


а)

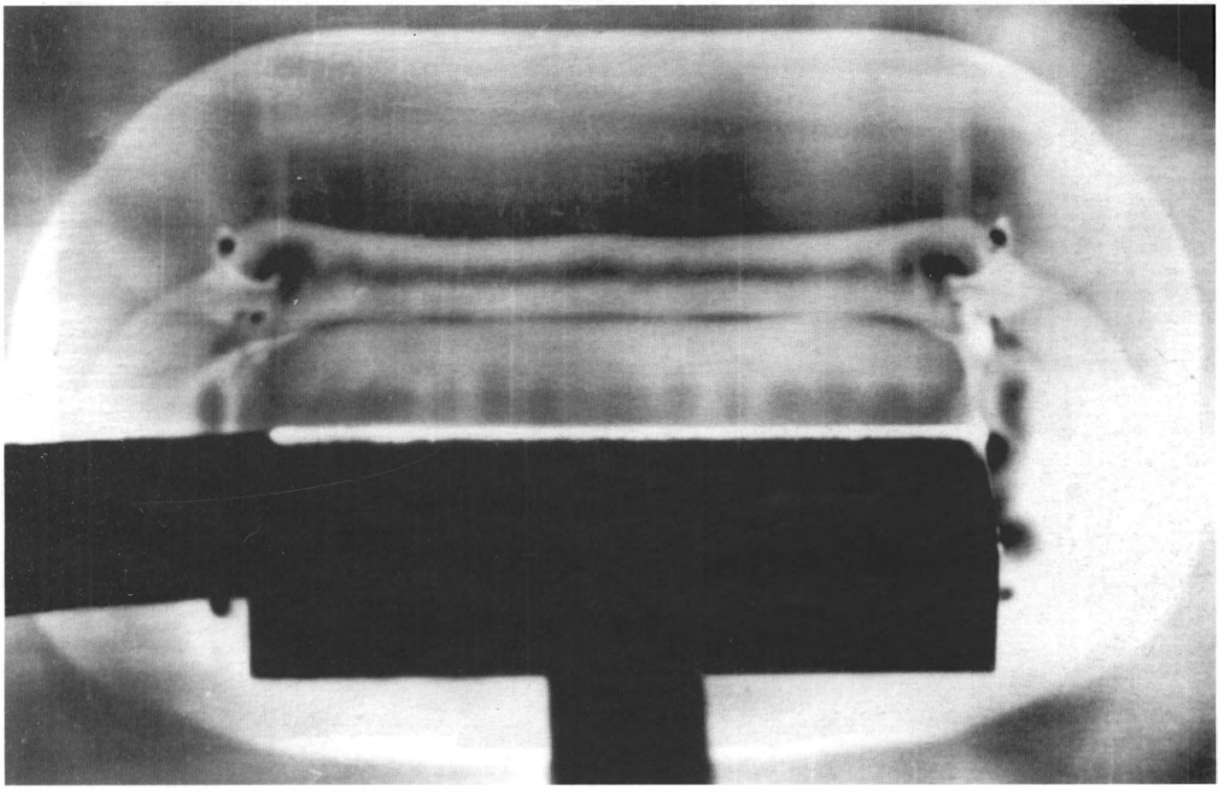
б)

102. Интерференция поперечной струи химически активного газа со сверхзвуковым потоком, M = 10, $\alpha = 0^\circ$, самосветящийся факел: а) исходное течение на конической поверхности, ламинарный отрыв; б) турбулентный отрыв при установке на поверхности турбулизаторов (Г.Ф. Глотов, М.И. Фейман).

102. Chemically active gas cross jet interference with supersonic stream, M = 10, $\alpha = 0^\circ$, self-illuminating flame: a) initial flow over the cone, laminar separation; б) turbulent flow, induced turbulence (G.F. Glotov, M.I. Feyman).



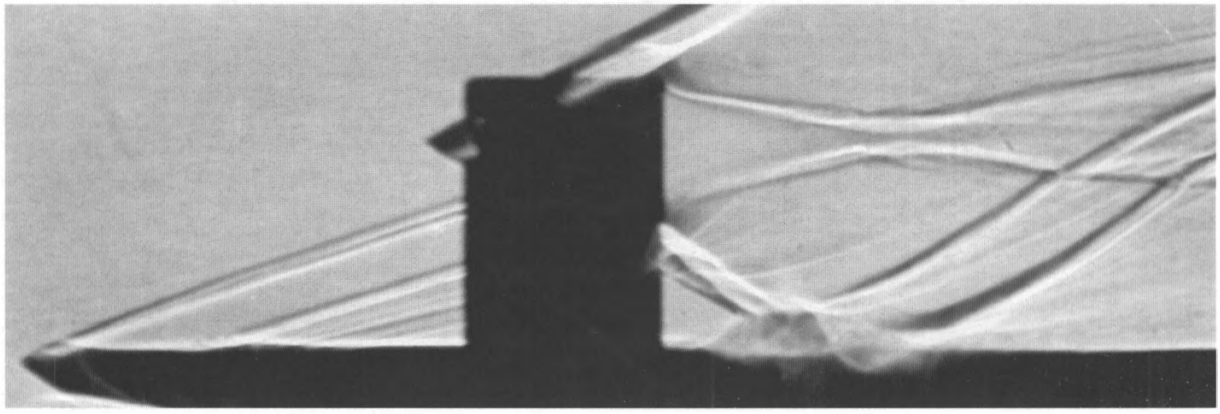
а)



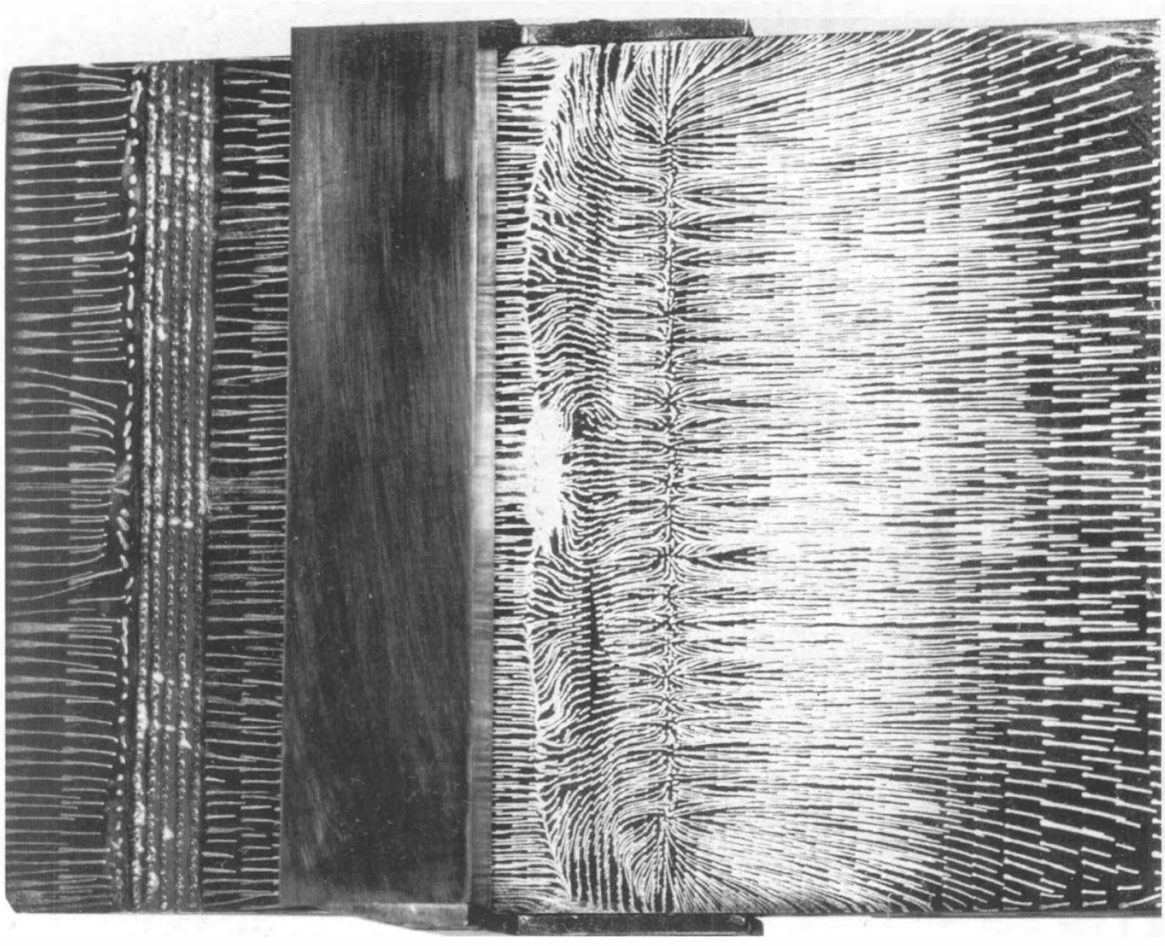
б)

103. Турбулентный отрыв на пластине под падающим скачком уплотнения от клина $\theta_к = 15^\circ$, $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^6$: а) вид сбоку; б) ЛН, поперечное сечение. В пристеночном слое образуются регулярные продольные вихри, изображенные черными овалами (В.Н. Бражко, 1979).

103 Turbulent separation induced by impinging shock from the wedge ($\theta_к = 15^\circ$), $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^6$: a) side view; б) LK, cross section. In the wall layer regular longitudinal vortices are seen as black spots (V.N. Brazhko, 1979).



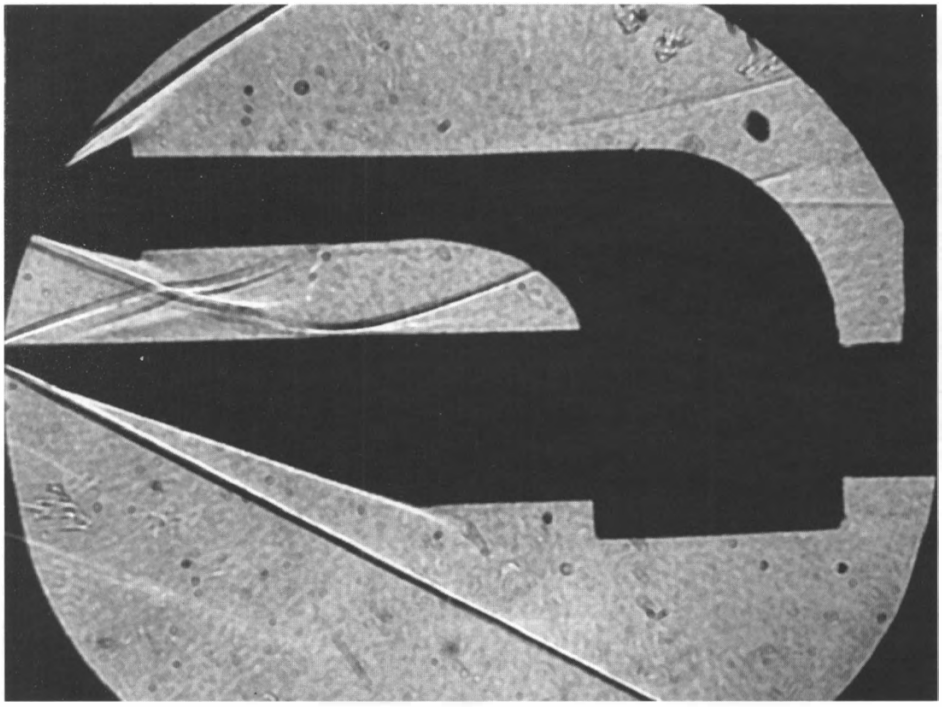
а)



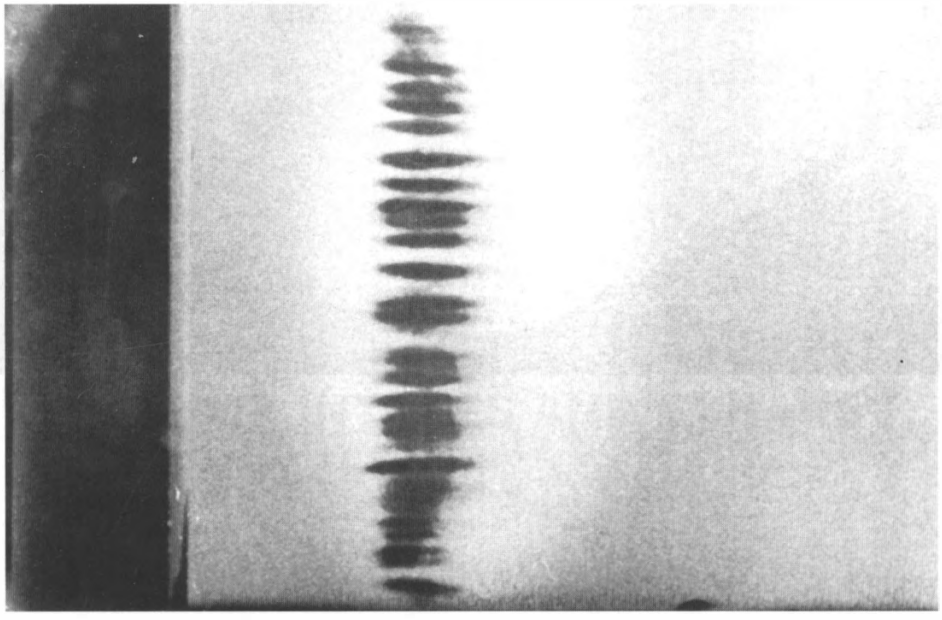
б)

104. Турбулентный отрыв на пластине под падающим скачком уплотнения от клина $\theta_к = 15^\circ$, $M = 4$, $Re = 2 \cdot 10^6$: а) ТФ, вид сбоку; б) ТК, предельные линии тока; периодичность течения в области присоединения пограничного слоя, вызванная регулярными продольными вихрями. Турбулизатор песочного типа, расположенный вблизи передней кромки (В.Н. Бражко, 1979).

104. Turbulent separation induced by an impinging shock from a wedge, $\theta_к = 15^\circ$, $M = 4$, $Re = 1 \cdot 10^6$: a) SP, side view; б) PP, limitimg streamlines, periodical flow in the boundary layer re-attachment region, induced by regular longitudinal vortices. Sand turbulizer near the leading edge (V.N. Brazhko, 1979).



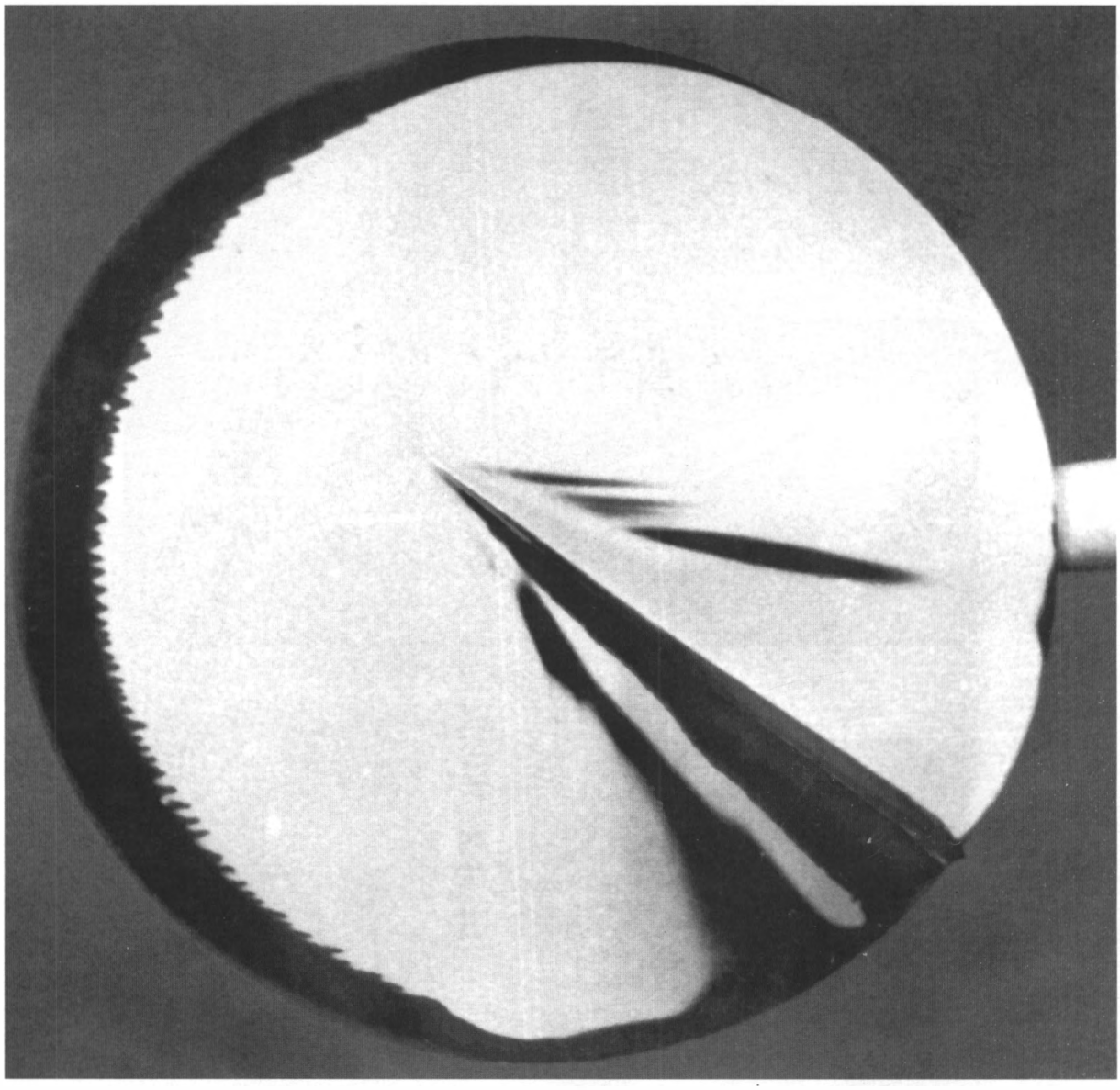
а)



б)

105. Отрыв под скачком на пластине, M = 6, Re = $4{,}5 \cdot 10^5$, $\alpha = 0^\circ$: а) ТФ, вид сбоку; б) ТИ, регулярные локальные зоны увеличения теплового потока в области присоединения, соответствующие продольным вихрям (В.Н. Бражко, 1979).

105. Flow separation from a plate, induced by impinging shock, M = 6, Re = $4.5 \cdot 10^5$, $\alpha = 0^\circ$: a) SP, side view; б) TSP, regular zones of increased heating rate in re-attachment region, corresponding to longitudinal vortices (V.N. Brazhko, 1979).

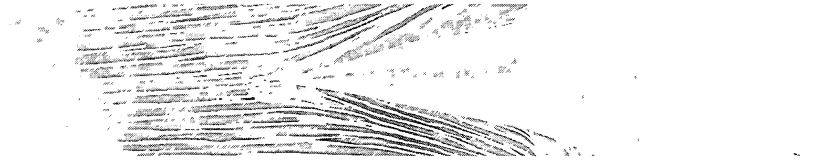


106. Киль на пластине (ТИ), M = 5, Λ = 11°, α = 45°. Сплошная зона увеличения теплового потока на пластине (наветренная сторона киля), периодические локальные зоны (подветренная сторона) (В.Н. Бражко, 1981).

106. Fin on a flat plate (TSP), M = 5, Λ = 15°, α = 45°. Gretaer heat flux in upwind zone and in periodical local leeside zones (V.N. Brazhko, 1979).

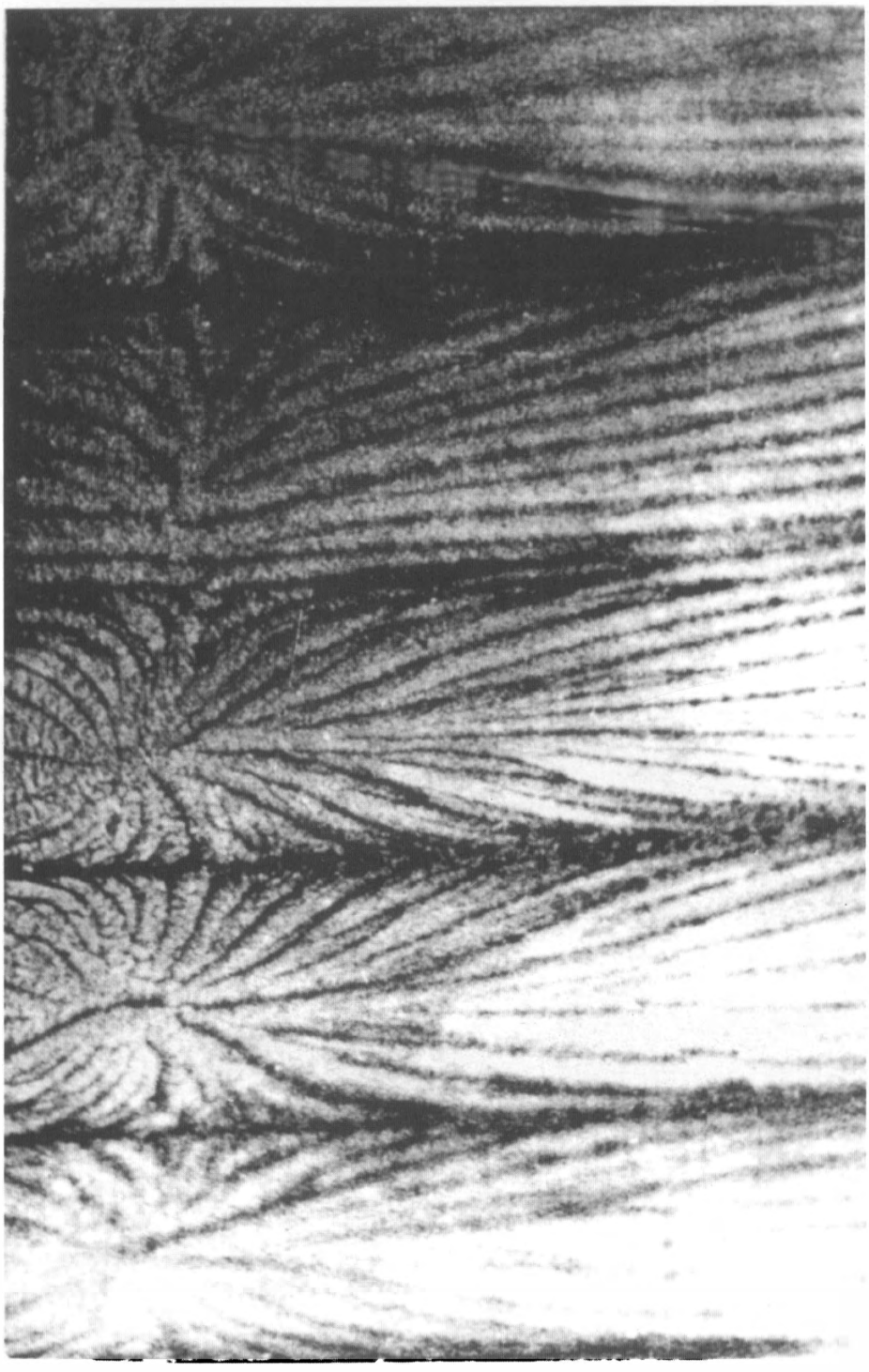
Часть 8

ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ И СОПЛА



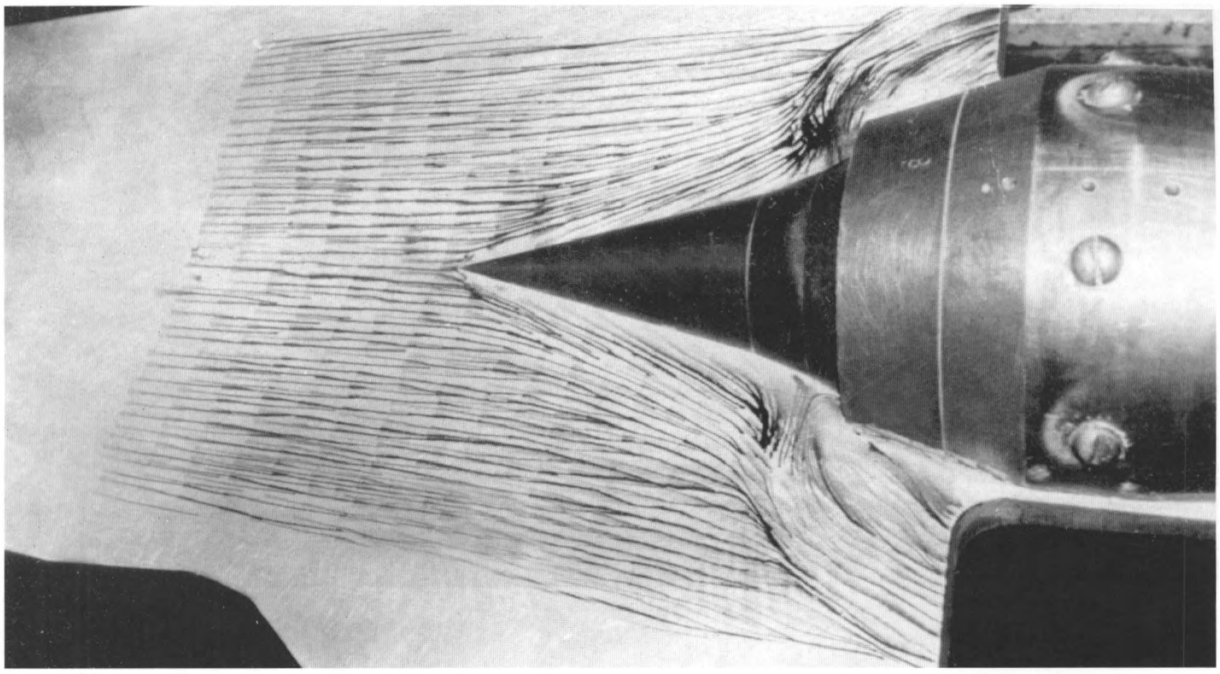
Part 8

AIR INTAKES AND EXHAUST NOZZLES

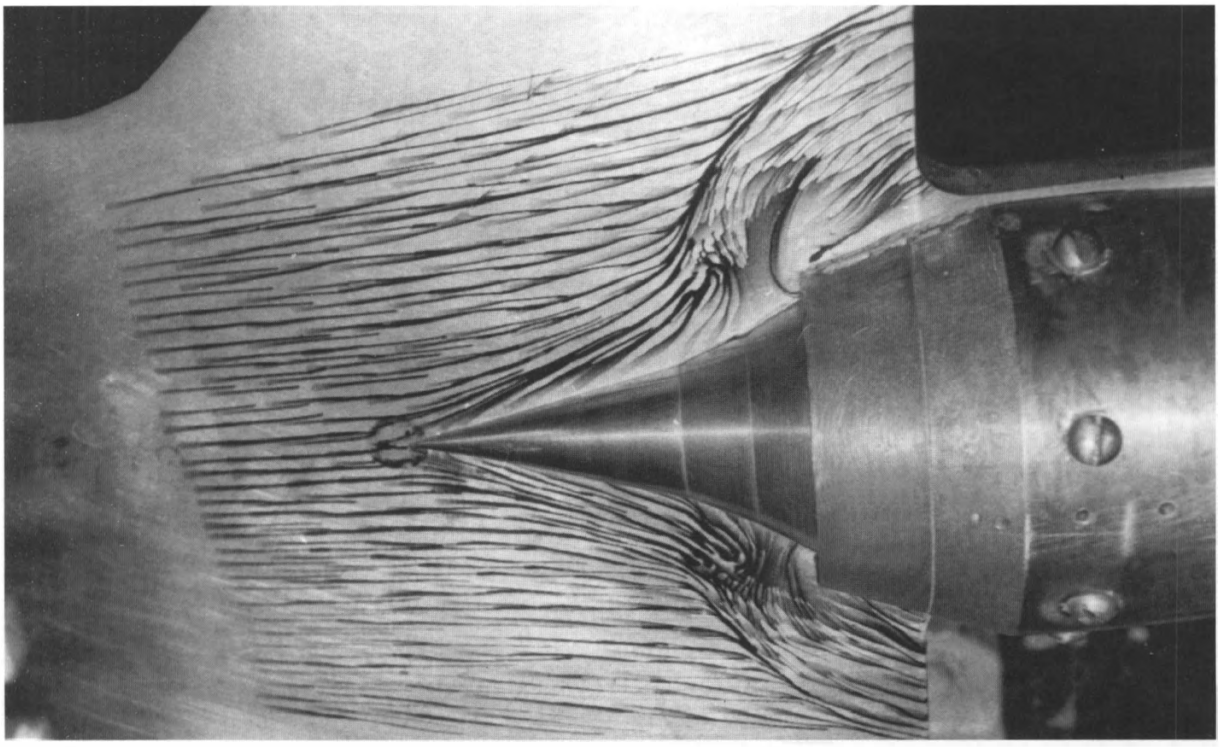


107. Предельные линии тока на стенках сопла с внезапным расширением канала, $M_c = 1{,}0$, $(D_k/D_c)^2 = 2{,}5$; метод абляции в высокотемпературном потоке, трехмерное переодическое течение в области присоединения струи на стенке канала, предельные линии стекания и растекания на торце канала, трехмерное периодическое течение в окружном направлении в зоне отрыва рециркуляционного течения от стенки (Г.Ф. Глотов, Э.К. Мороз, 1977).

107. Limiting streamlines on walls of an exhaust nozzle with sudden expansion, $M_c = 1.0$, $(D_k/D_c)^2 = 2.5$; ablation in high temperature flow; periodical flow in the region of jet attachment to the wall; limiting converging and diverging lines, periodical flow in the recirculation flow separation zone (G.F. Glotov, E.K. Moroz, 1977).



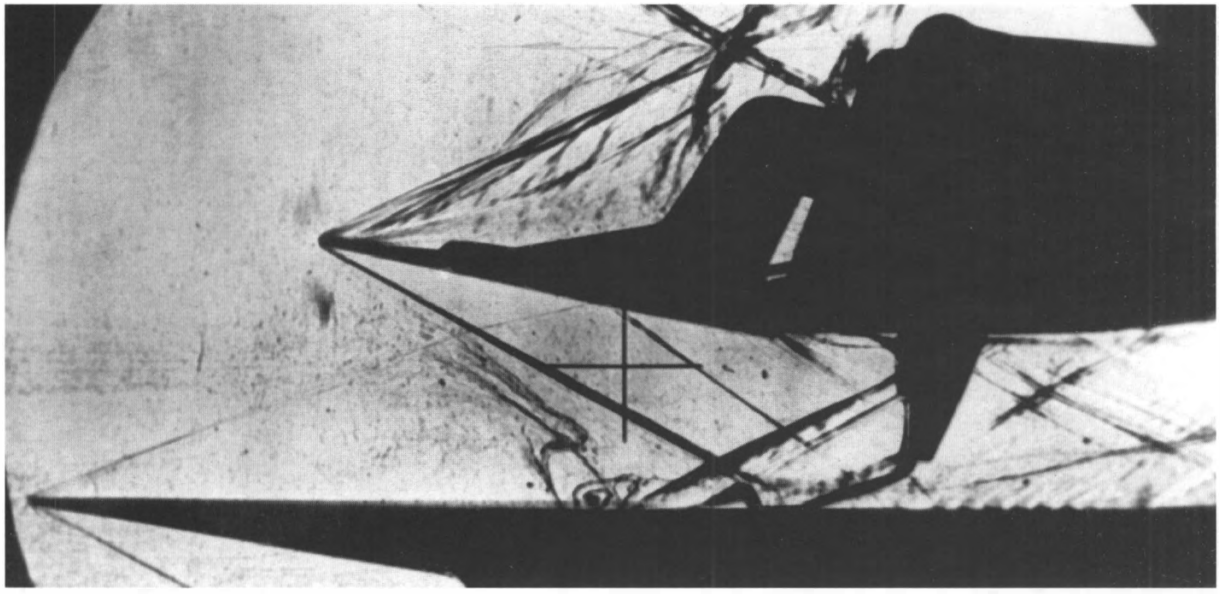
а)



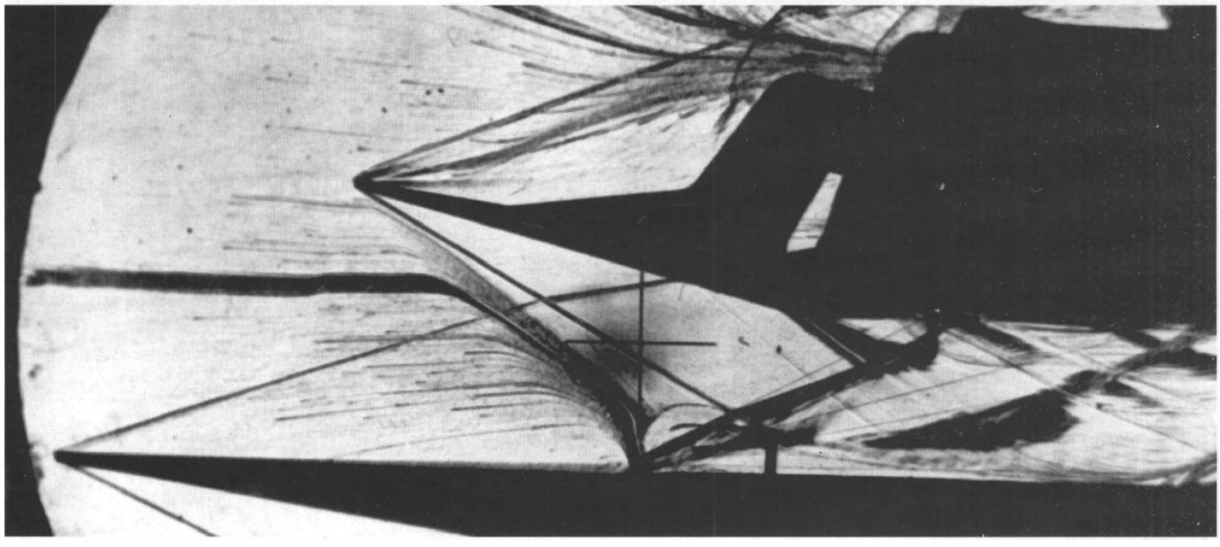
б)

108. Полукруглый воздухозаборник внешнего сжатия, установленный на пластине, саже-масляные линии, M = 4, $\alpha = 0^\circ$: а), б) картины течения с увеличением дросселирования канала; при большей степени дросселирования в зоне, примыкающей к пластине, образуется выбитая ударная волна перед обечайкой и отрыв пограничного слоя на пластине перед ней (В.П. Старухин).

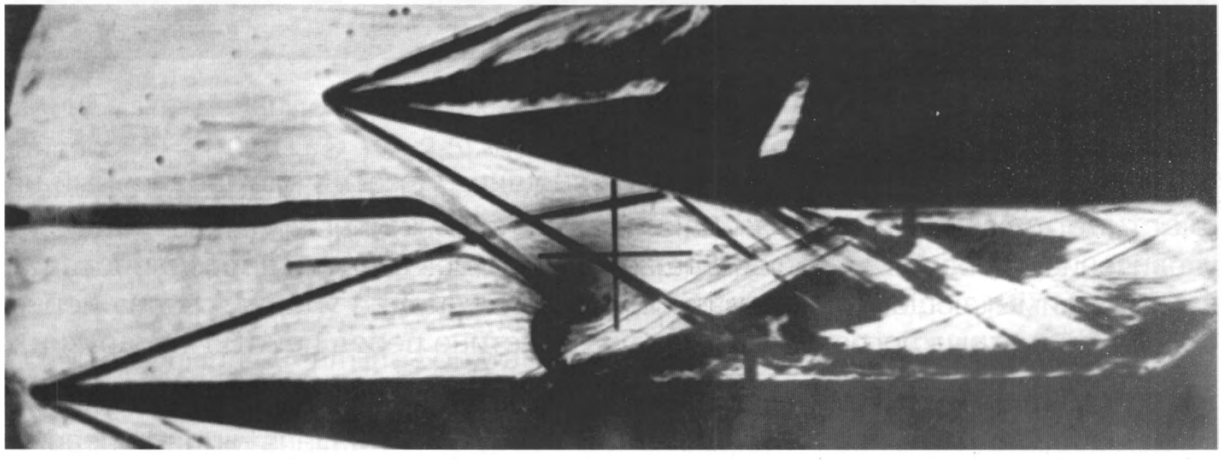
108. Semicircular air-intake on a flat plate, M = 4, $\alpha = 0^\circ$: a) limiting streamlines; b) increased throttling. Near the plate a driven out shock wave is formed ahead of the lip; boundary layer separates here (V.P. Starukhin).



а)



б)



в)

г)

109. Течение в простейшем плоском воздухозаборнике при изменении степени дросселирования (угла установки обечайки $\theta_к$), высота горла H = 40 мм, относительная ширина B/H = 4,4, скачки уплотнения, предельные линии тока на боковой стенке:

а) M = 3,25, $\theta_к$ = 13,5°. Отрывные зоны на пластине и боковых стенках под косым скачком уплотнения от обечайки. Скачок перед отрывной зоной на пластине; зарождение вихря в углу, направленного против часовой стрелки, вследствие взаимодействия косого скачка с пограничным слоем на пластине.

б) M = 3,25, $\theta_к$ = 15°. То же.

в) M = 3,25, $\theta_к$ = 15°. То же, вихрь в углу направлен по часовой стрелке.

г) M =2,16, $\theta_к$ = 6,2°. Увеличение размеров пространственной отрывной зоны на боковых повехностях, образование в ней крупномасштабных парных вихрей (А.М. Павленко, 1965).

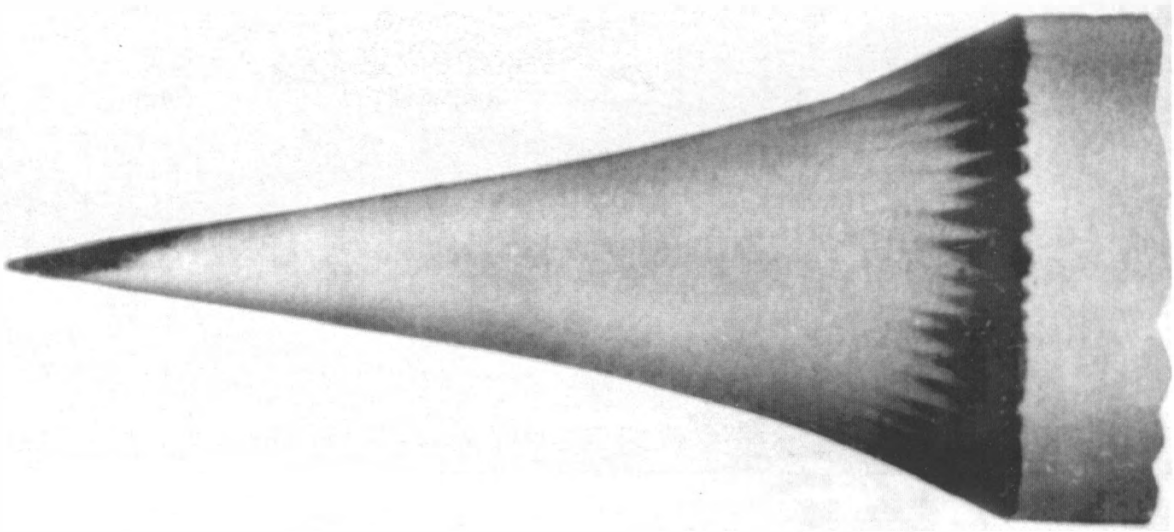
109. Air flow change in simple 2D air-intake with throttling (SP), throat height H = 40 mm, relative width B/H = 4.4, cowl angle ($\theta_к$) limiting streamlines on side wall.

а) M = 3.25, $\theta_к$ = 13.5°. Separation zones on the plate and side wall, induced by oblique shock wave from the cowl. Shock wave ahead of separation zone on the plate, counter-clockwise vortex generation in the corner due to oblique shock wave interaction with plate boundary layer.

б) M = 3.25, $\theta_к$ = 15°. The same.

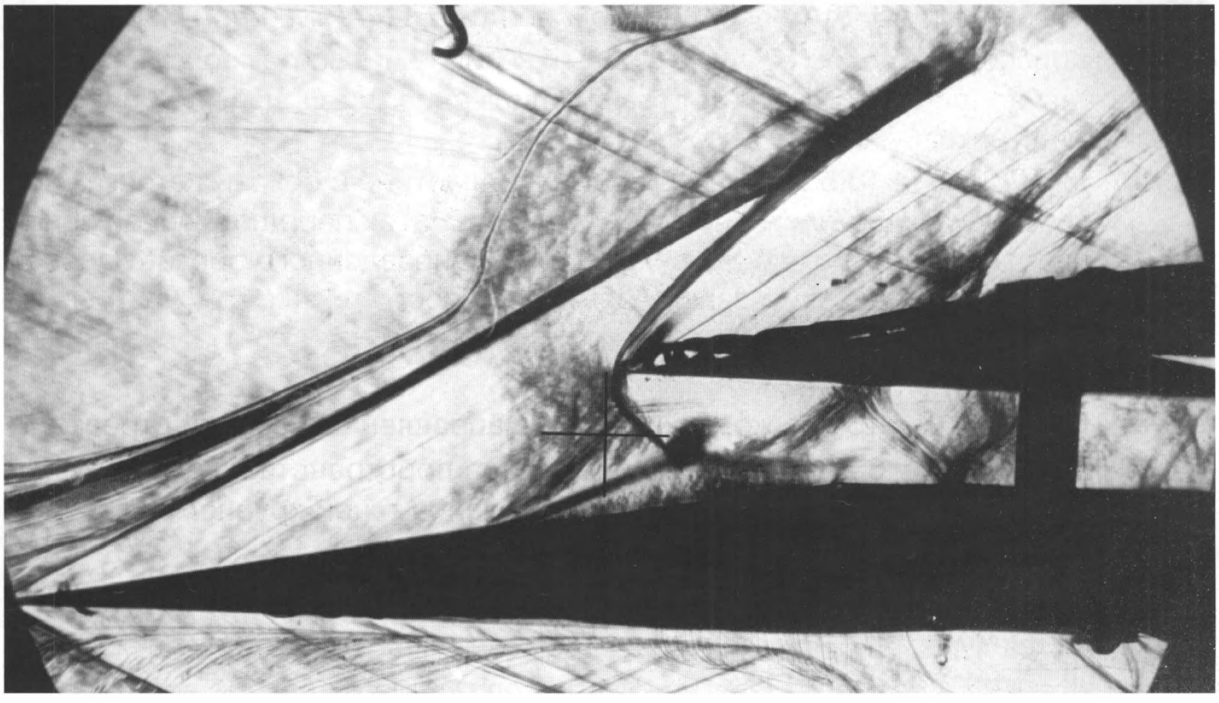
в) M = 3.25, $\theta_к$ = 15°. The same; vortex in the corner is directed clockwise.

г) M = 2.16, $\theta_к$ = 6.2°. Spatial separation zone on the side wall gets larger; a pair of large-scale vortices appears (A.M. Pavlenko, 1965).



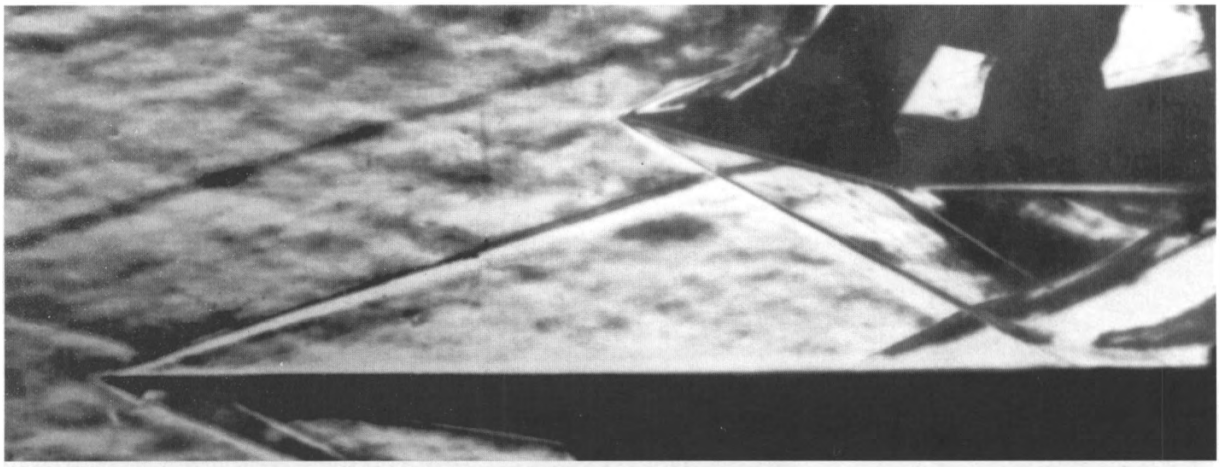
110. Периодические продольные вихри в пристеночном слое на изэнтропической части поверхности конуса воздухозаборника (ТИ), $\theta_к = 10^\circ$, $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$. Локальные зоны увеличения теплового потока под вихрями на вогнутой поверхности (В.Н. Бражко, Н.Н. Шкирин, 1980).

110. Periodical longitudinal vortices in shear layer of the air-intake cone (TSP); $\theta_к = 10^\circ$, $M = 5$, $Re = 1 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$. Small-size zones of greater heat flux under vortices on the concave surface (V.N. Brazhko, N.N. Shkirin, 1980).

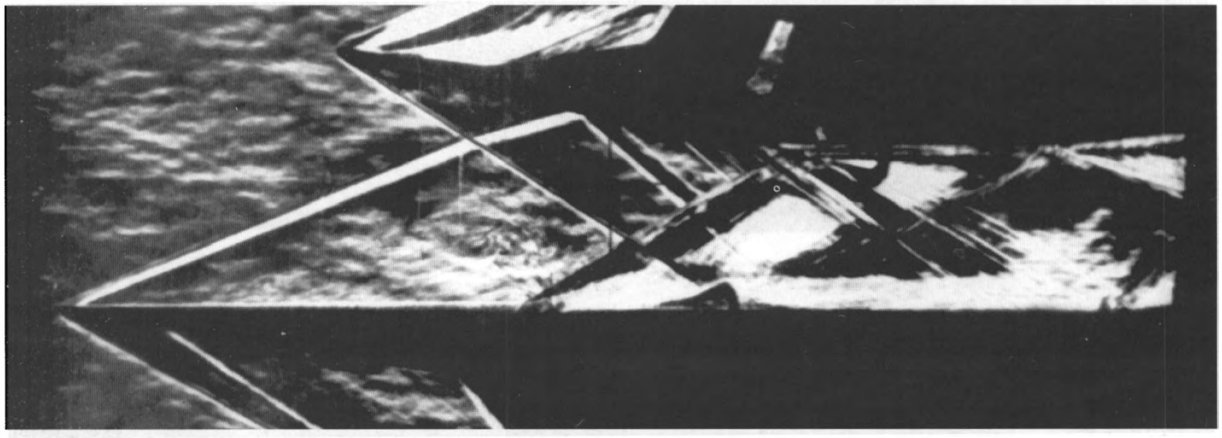


111. Течение в плоском воздухозаборнике ($H = 20$ мм, $B/H = 8{,}75$), $M = 2{,}58$, угол установки обечайки $\delta = 2^\circ$, угол клина $\theta_к = 10{,}8^\circ$. Развитая отрывная зона на клине и выбитая ударная волна в малой области перед передней кромкой обечайки (А.К. Трифонов).

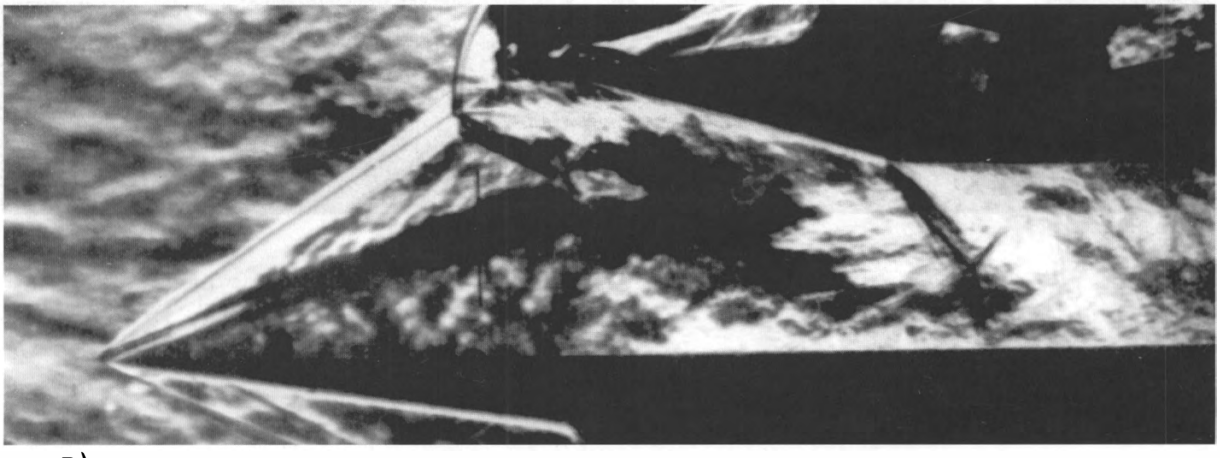
111. Air flow in the 2D air-intake ($H = 20$ mm, $B/H = 8.75$); $M = 2.58$, cowl angle $\delta = 2^\circ$, wedge angle $\theta_к = 10.8^\circ$. Developed zone of separation on the wedge and driven out bow wave in local region ahead of the cowl lip (A.K. Trifonov).



а)



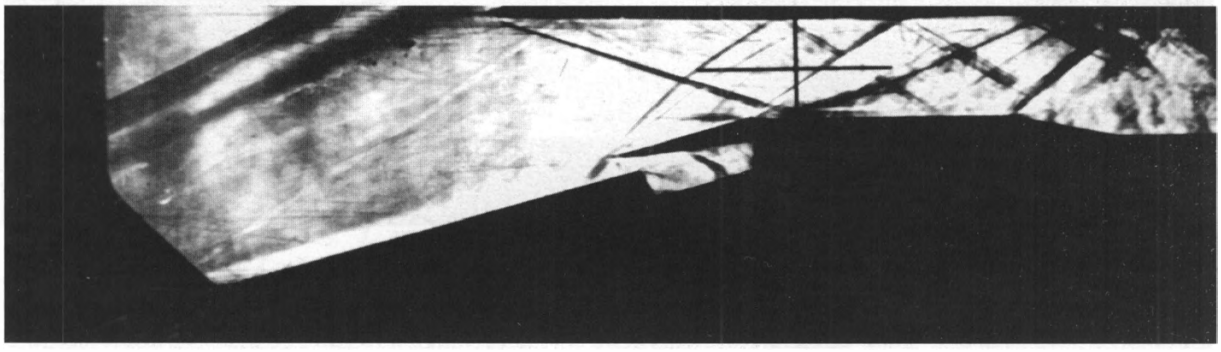
б)



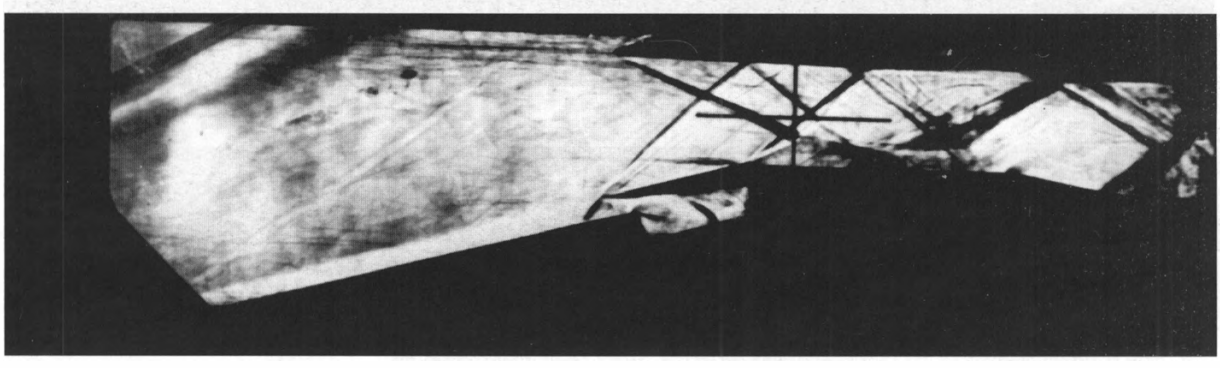
в)

112. Течение в плоском воздухозаборнике ($\theta_к = 15^\circ$, $\delta = 0^\circ$ – пластина) при увеличении степени дросселирования, M = 3,18: а) отрытый канал; б) задросселированный канал, отрывная зона на пластине сдвинулась вверх по потоку; в) дальнейшее дросселирование, отрывная зона увеличилась и зафиксировалась на носке пластины, локальная выбитая ударная волна перед передней кромкой обечайки (А.М. Павленко, 1965).

112. Change of flow in 2D air-intake ($\theta_к = 15^\circ$, $\delta = 0^\circ$, a flat plate) throttling, M = 3.18: a) opened channel; б) throttled channel, separation region on the plate moved upstream; в) more throttling; separation zone with increased and fixed at the plate edge; local bow wave ahead of the cowl lip (A.M. Pavlenko, 1965).



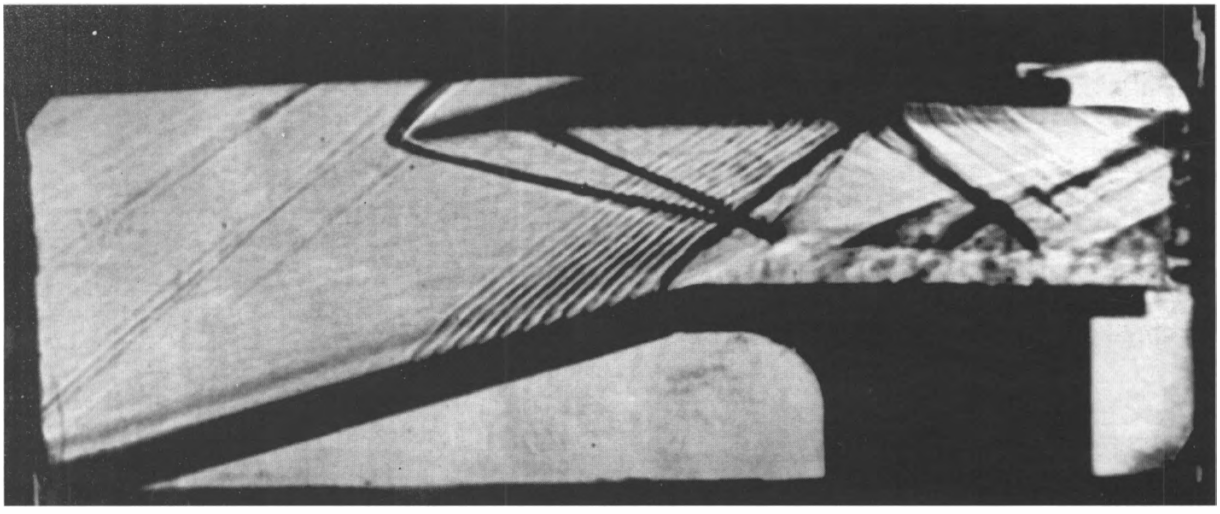
а)



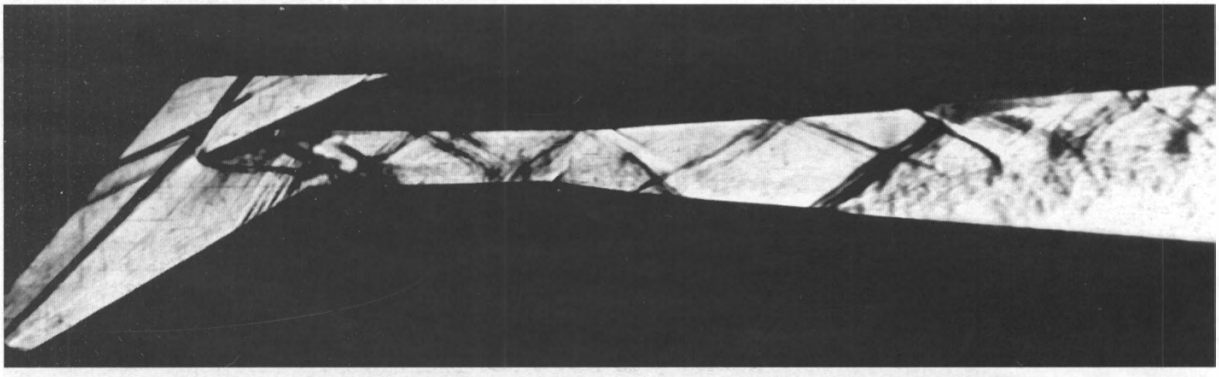
б)

113. Воздухозаборник со щелевым отсосом на клине и различными положениями обечайки относительно угла на клине, $\theta_к = 10^\circ$, M = 4,5: а) выдвинутая обечайка, малая отрывная зона за углом на клине; б) носок обечайки ближе к углу на клине, за ним развитая отрывная зона, фиксированная на угле (А.Ф. Чевагин).

113. Air-intake with slot suction on wedge; different cowl positions relative to wedge corner, $\theta_к = 14^\circ$, M = 4.5: a) advanced cowl, small-scale separation zone downstream of the wedge corner; б) cowl lip placed nearer the wedge corner; developed separation zone (A.F. Chevagin).



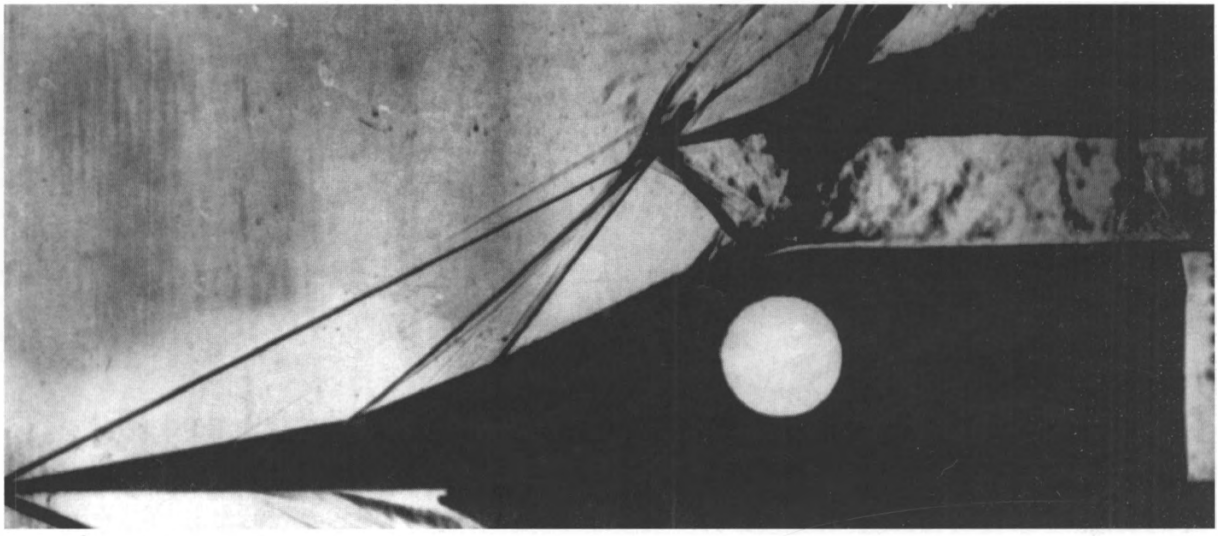
а)



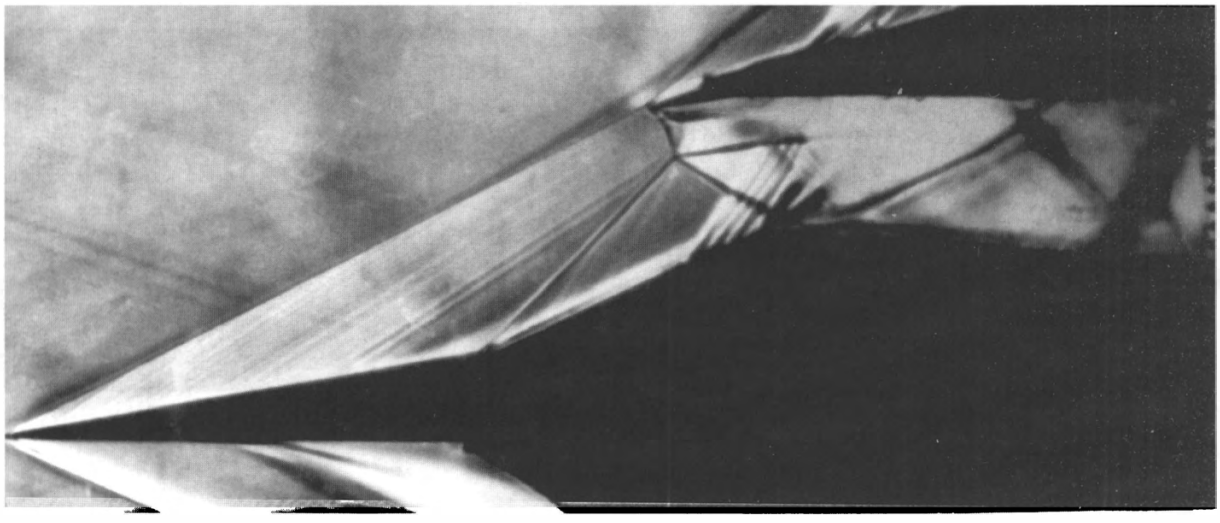
б)

114. Плоский воздухозаборник: а) $\theta_к = 15^\circ$, $\delta = 8^\circ$, M = 1,8; отрыв на клине под падающим скачком уплотнения за точкой излома (И.С. Симонов, 1965); б) $\theta_к = 30^\circ$, $\delta = 15^\circ$, M = 5; отрыв на клине в расширяющейся части канала (В.П. Старухин).

114. Two-dimensional air-intake: a) $\theta_к = 15^\circ$, $\delta = 8^\circ$, M = 1.8; flow separation over the wedge, induced by impinging shock downstream of corner (I.S. Simonov); б) $\theta_k = 30^\circ$, $\delta = 15^\circ$, M = 5; separation over wedge in the diverging part of channel (V.P. Starukhin).



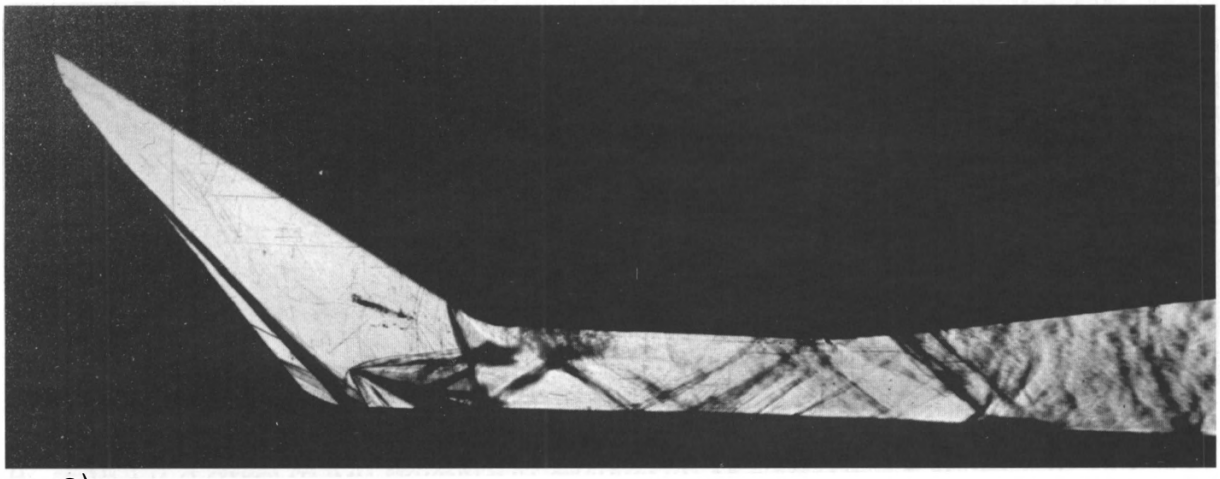
а)



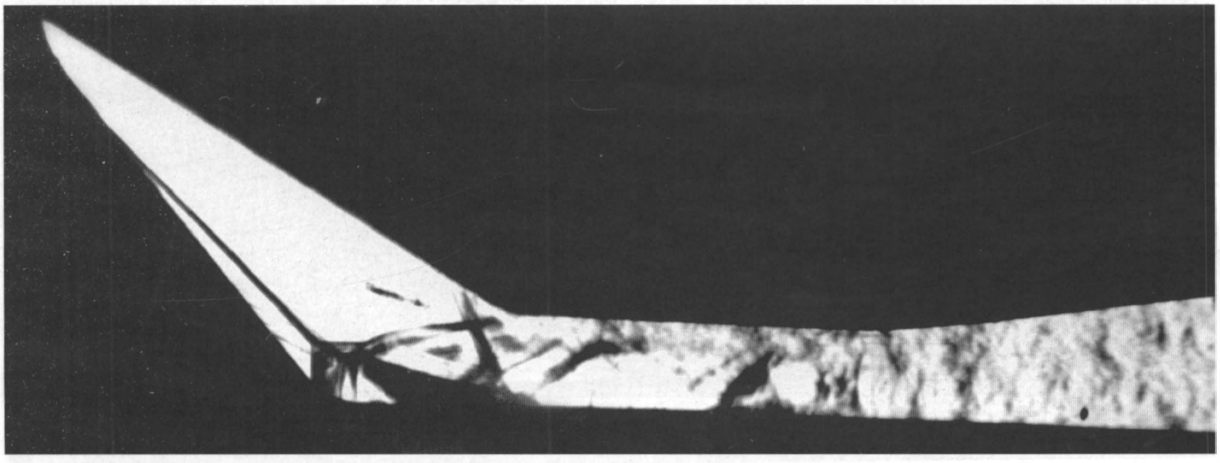
б)

115. Плоский воздухозаборник внешнего сжатия, $\theta_к = 22^\circ$, M = 3, B/H = 5: а) отрыв на обечайке; б) перфорация клина; локальная дозвуковая зона и линии тангенциального разрыва при нерегулярном пересечении скачков уплотнения от клина и от обечайки (Н.Х. Ремеев, 1970).

115. Two-dimensional air-intake with pre-compression, $\theta_к = 22^\circ$, M = 3, B/H = 5: a) separation on cowl; б) perforated wedge; local subsonic region; shear layers, irregular intersection of wedge and cowl shocks (N.Kh. Remeyev, 1970).



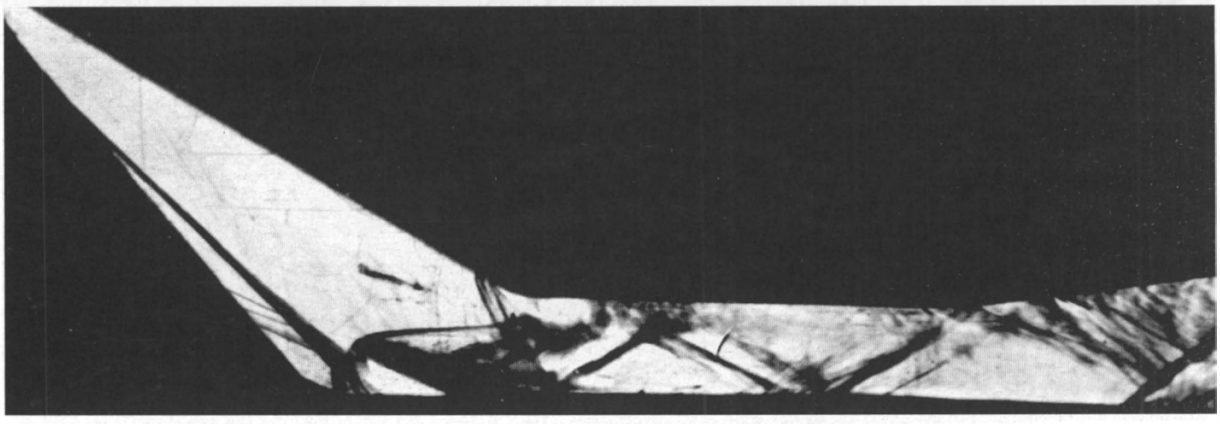
а)



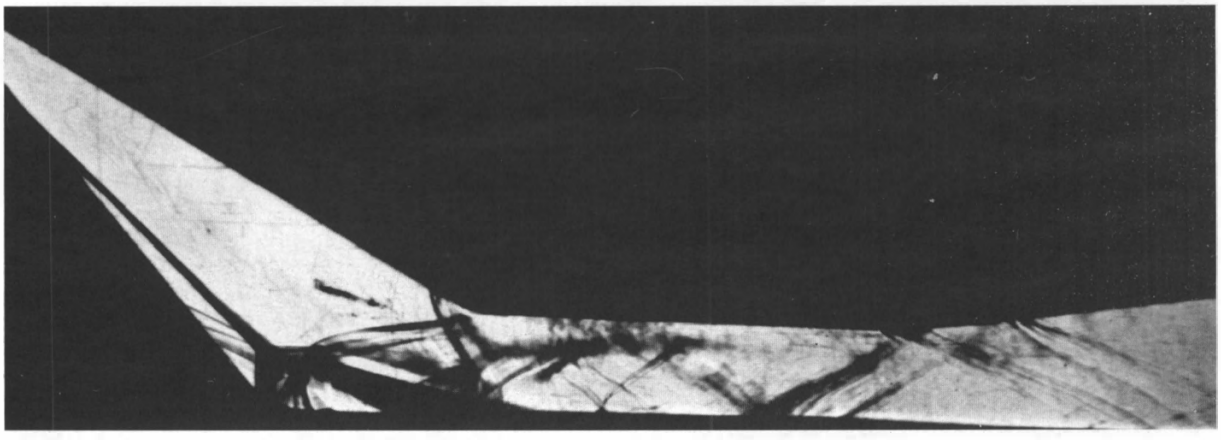
б)

116. Плоский воздухозаборник, $\theta_{к1} = 15^\circ$, $\theta_{к2} = 30^\circ$, H = 160 мм, H/B = 1,5, M = 5, $\alpha = 0^\circ$: а) острая кромка обечайки, присоединенный скачок уплотнения; б) затупленная цилиндрическая кромка, d/H = 0,025. Образование отрывной зоны перед носком обечайки в зоне, примыкающей к боковой стенке, в результате взаимодействия скачка от клина с головной ударной волной перед обечайкой; развитая отрывная зона под системой скачков на клине (В.П. Старухин, 1994).

116. Two-dimensional air-intake, $\theta_{k1} = 15^\circ$, $\theta_{k2} = 30^\circ$, H = 160 mm, H/B = 1.5, M = 5, $\alpha = 0^\circ$: a) sharp cowl lip, attached shock wave; б) blunted (cylindrical) cowl lip, d/H = 0.025. Separation zone upstream of cowl lip in the region near side wall – wedge shock wave interaction with cowl bow shock; developed separation zone under shocks on the wedge (V.P. Starukhin).



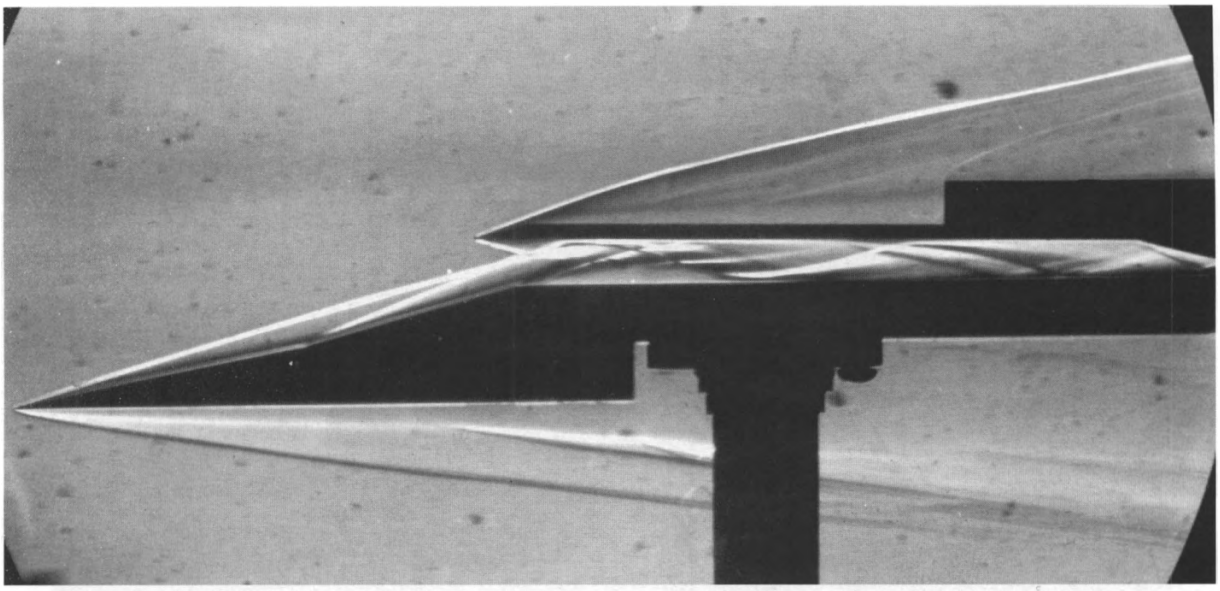
а)



б)

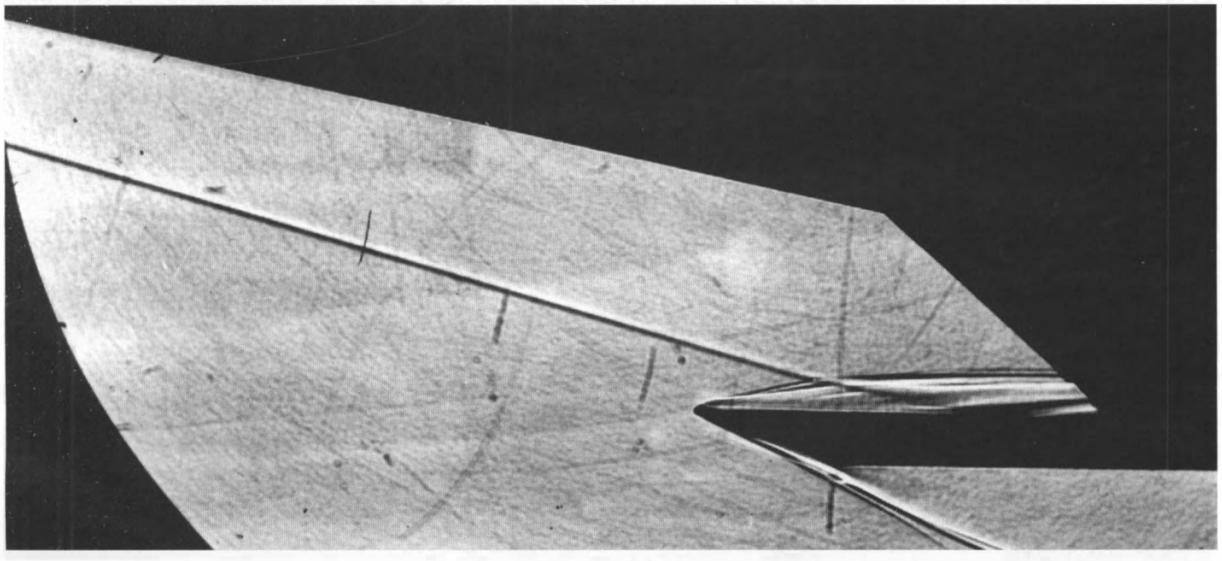
117. Влияние затупления обечайки ($\bar{d}$ = d/H) на течение в плоском воздухозаборнике, $\theta_к = 30^\circ$, $\delta = 15^\circ$; H/B = 1,5, M = 5, $\alpha = 0^\circ$: а) $\bar{d}$ = 0,0125, интерференция головных скачков от клина и обечайки выше ее носка, без особенностей ; б) $\bar{d}$ = 0,025, отрыв потока перед носком обечайки вблизи боковой стенки (В.П. Старухин, 1994).

117. The influence of blunted cylindrical cowl ($\bar{d}$ = d/H) on flow in 2D air-intake, $\theta_к = 30^\circ$, $\delta = 15^\circ$, H/B = 1.5, M = 5, $\alpha = 0^\circ$; a) $\bar{d}$ = 0.0125; cowl and wedge shock-on-shock interference, no peculiarities; б) $\bar{d}$ = 0.025; local separation ahead of the cowl lip near the wall (V.P. Starukhin, 1994).



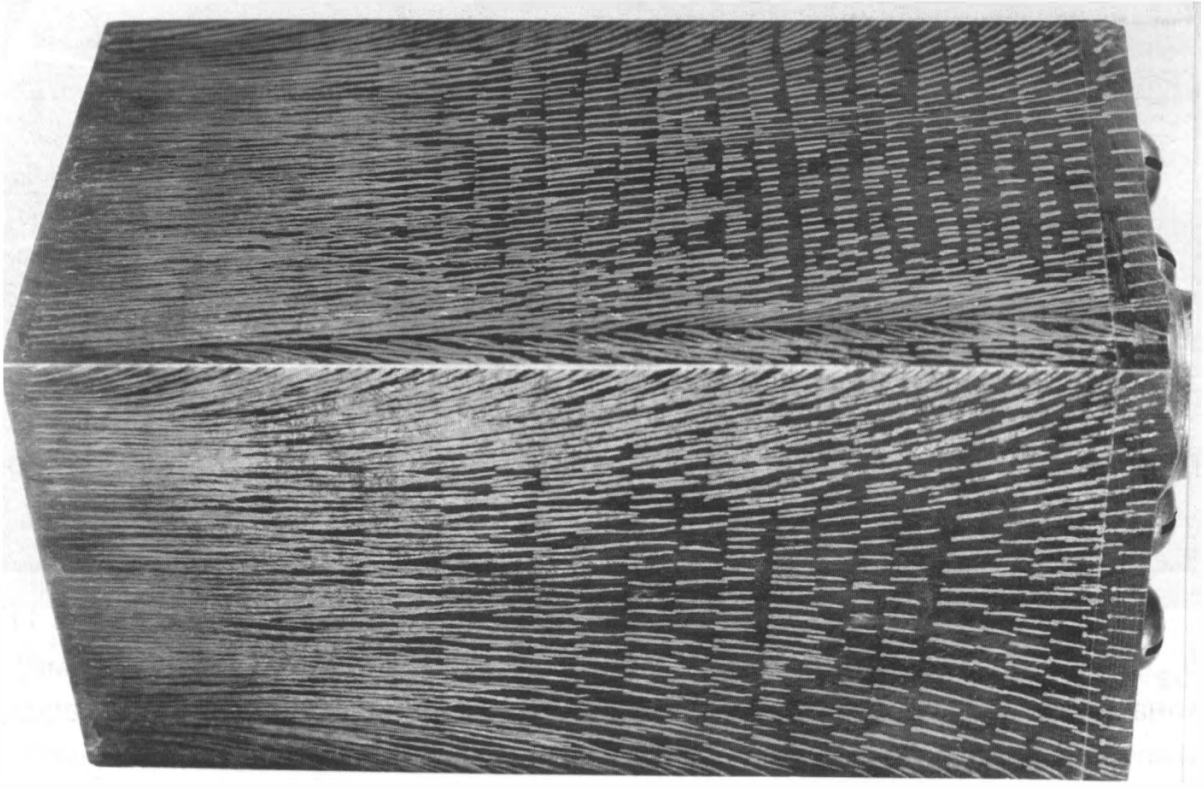
118. Течение в плоском канале с двухступенчатым клином на входе ($\theta_{к1} = 11^\circ$, $\theta_{к2} = 15^\circ$) и с открытыми боковыми стенками; M = 16, Re = $1 \cdot 10^5$; $\delta = 0$; размеры канала: исходная высота (площадь) $h_г/h_o = 0{,}2$ (обечайка отгибалась вверх), ширина $B/h_г = 28$, длина $L/h_г = 20$. Система регулярно пересекающихся скачков уплотнения и отрывная зона в канале за углом клина (А.С. Королев, 1990).

118. Air flow in 2D channel with double-wedge inlet ($\theta_{к1} = 11^\circ$, $\theta_{k2} = 15^\circ$) and opened sides; M = 16, Re = $1 \cdot 10^5$, $\delta = 0^\circ$; channel dimensions: initial height $h_г/h_o = 0.2$ (cowl was bent up), width $B/h_г = 28$, length $L/h_г = 20$. Regular intersection of shocks; separation downstream of the wedge corner (A.S. Korolyov, 1990).

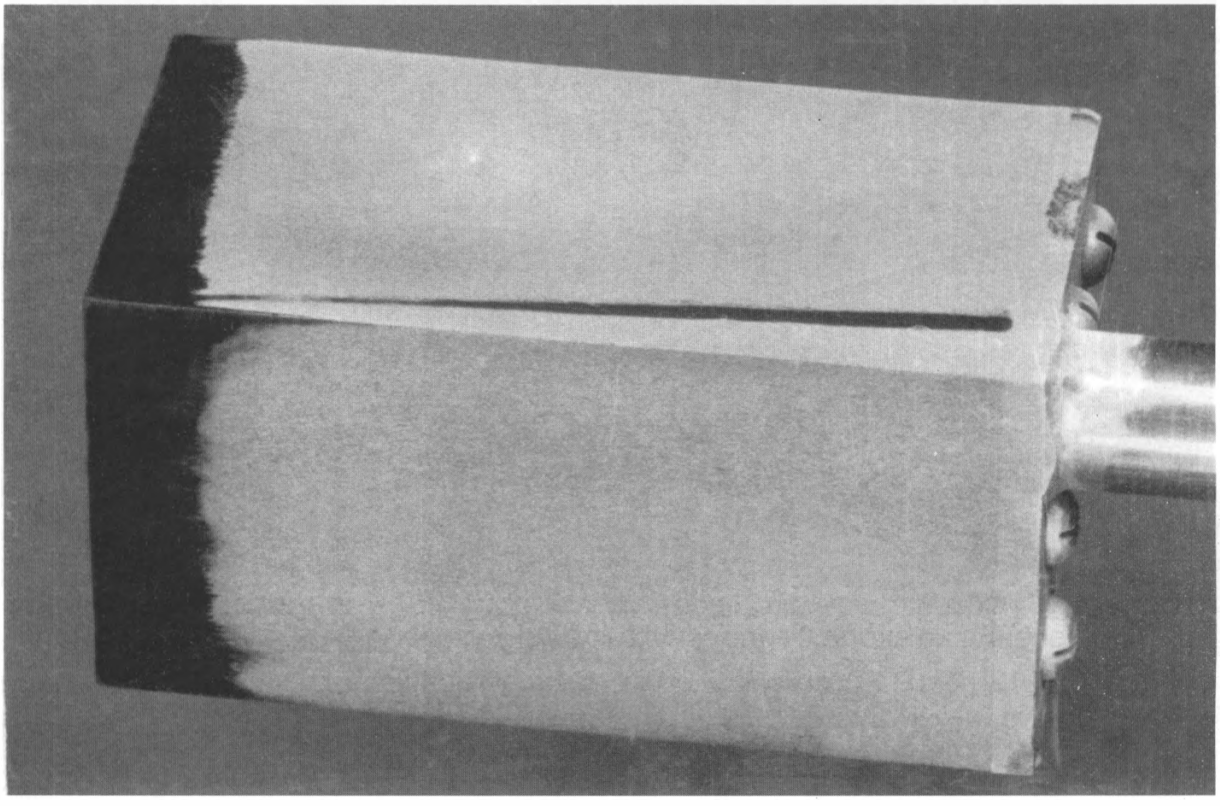


119. Течение на входе в гиперзвуковой воздухозаборник, M = 13, Re = $1 \cdot 10^5$, B/H = 1, $\theta_к = 12^\circ$, $\delta = 0^\circ$. Ламинарный отрыв на обечайке под скачком уплотнения от клина (А.Ф. Чевагин).

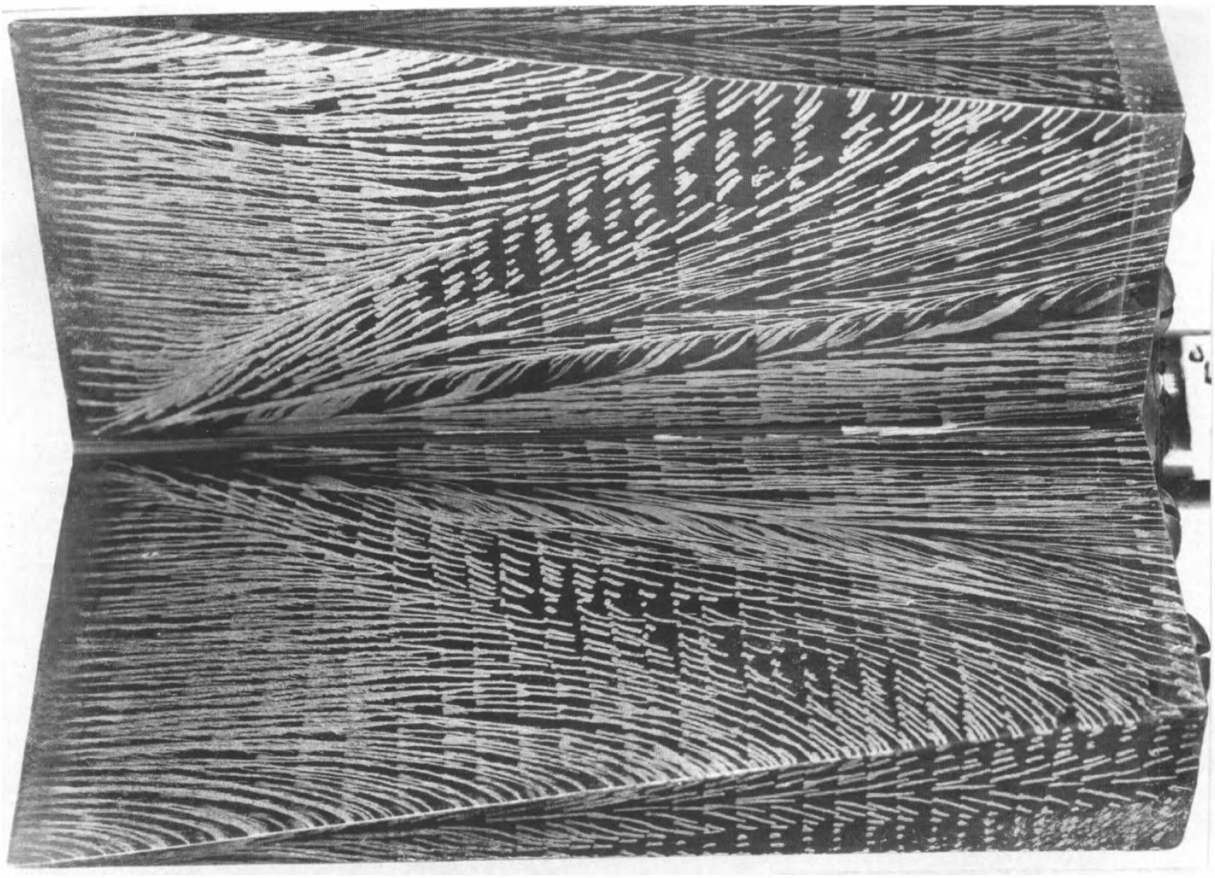
119. Hypersonic air-intake flow, M = 13, Re = $1 \cdot 10^5$, B/H = 1, $\theta_к = 12^\circ$, $\delta = 0^\circ$. Laminar separation from the cowl, induced by impinging wedge shock (A.F. Chevagin).



а)



б)

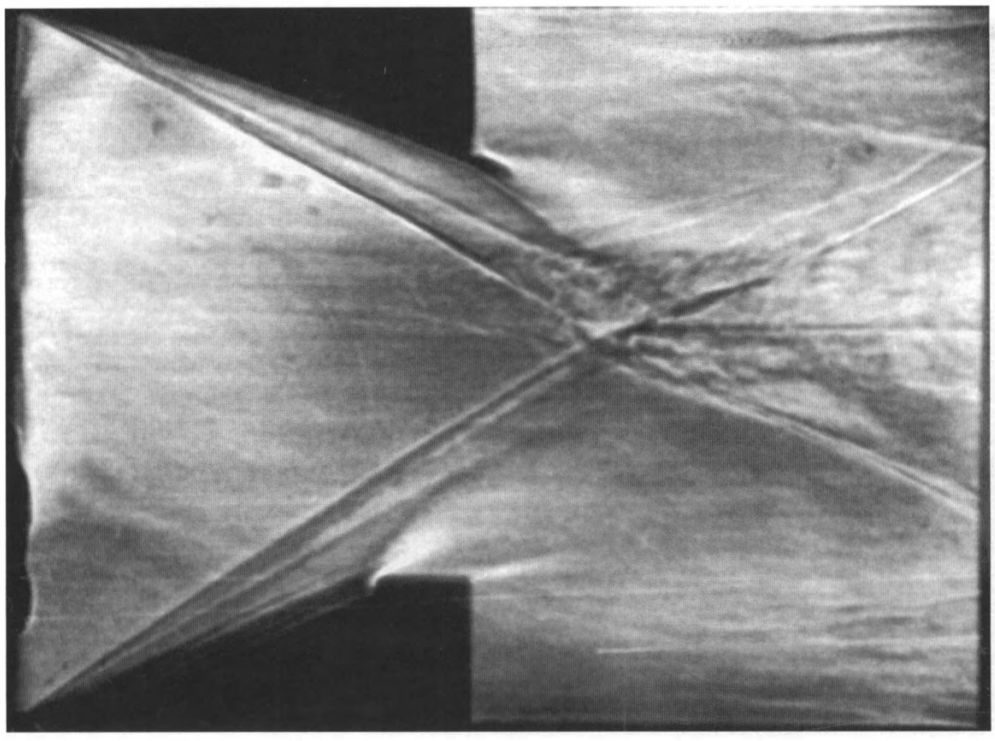


в)

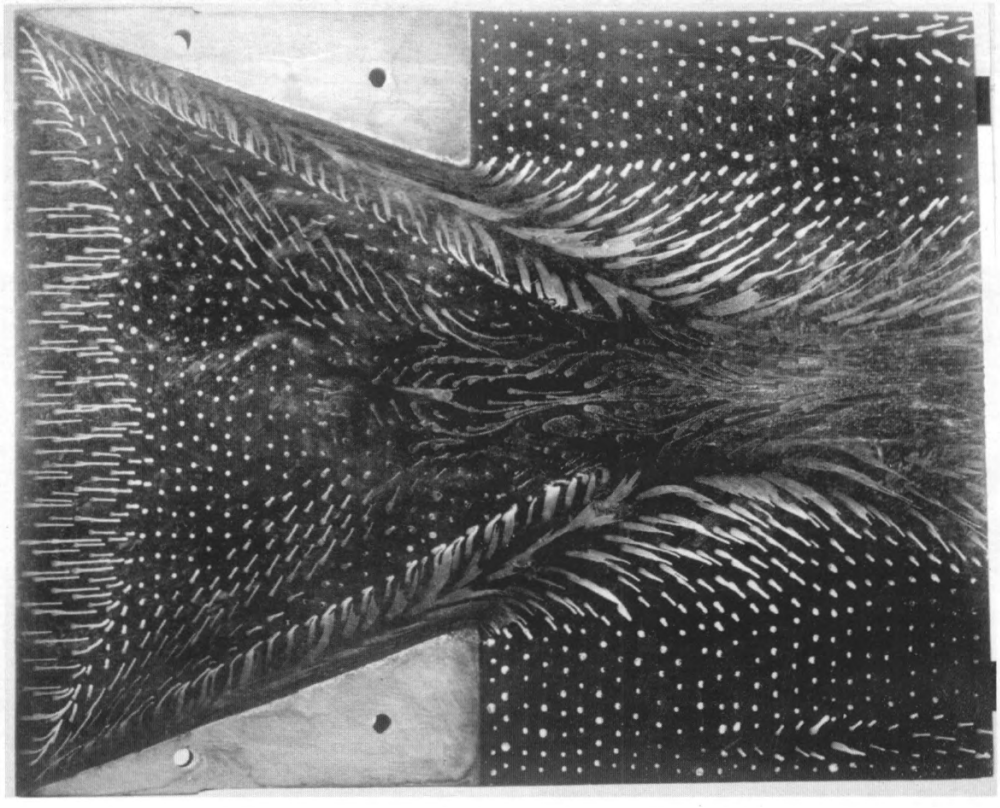
120. Плоский сверзвуковой воздухозаборник, M = 5, $\alpha = 5^\circ$: а) ТК; б) ТИ, внешний угол; в) ТК, внутренний угол. Ламинарный отрыв и присоединение вблизи ребра, увеличение теплового потока в области присоединения потока (Г.И. Майкапар, А.И. Пятнова, 1980).

120. Supersonic air intake, M = 5, $\alpha = 5^\circ$: a) PP; б) TSP, outer corner; в) PP, inner corner. Laminar separation and re-attachment near the rib; increased heat flux in the flow re-attachment region (G.I. Maikapar, A.I. Pyatnova, 1980).

а)

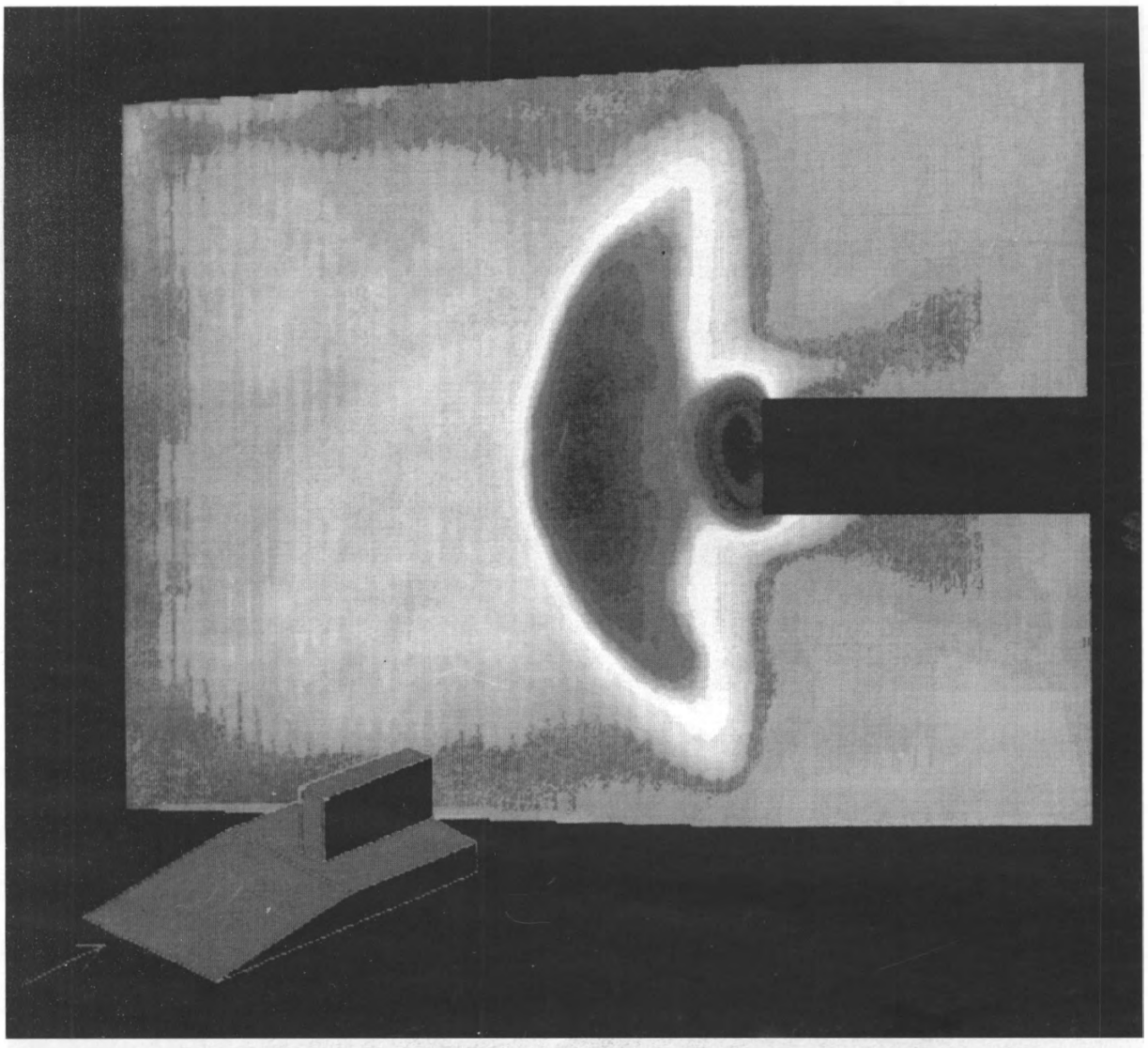


б)



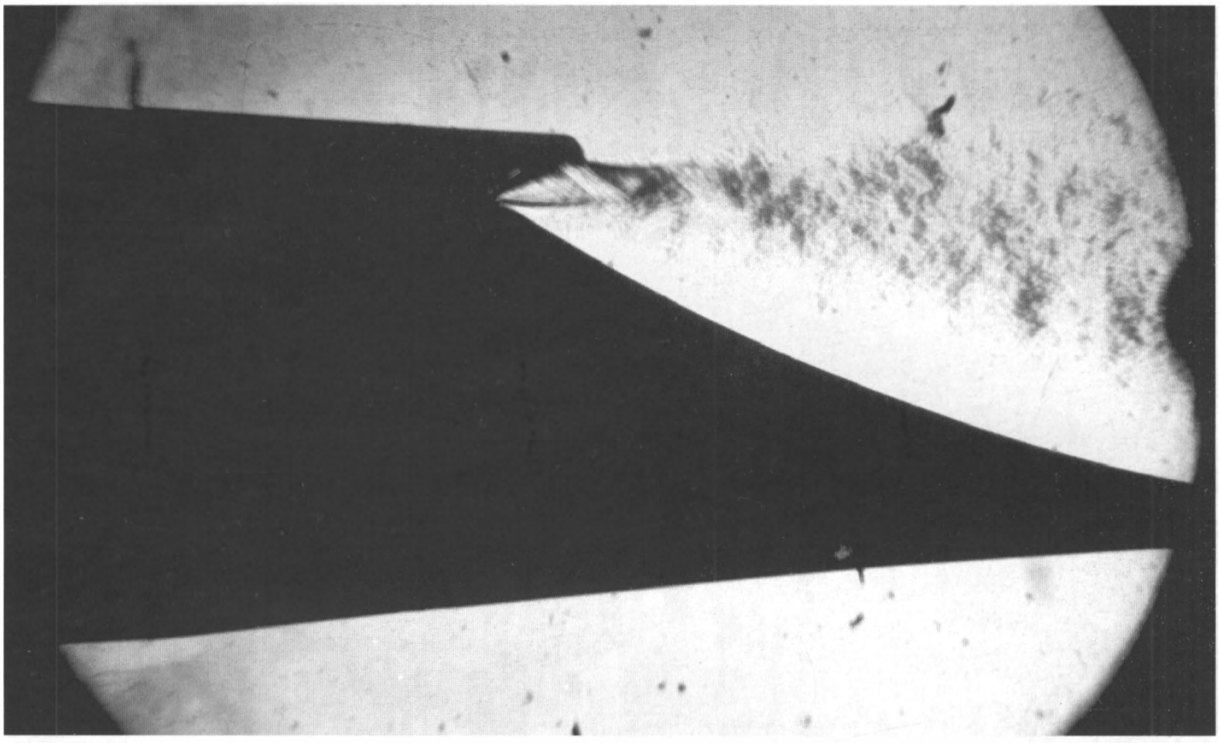
121. Течение между двумя клиньями ($\theta_к$ = 12°) на пластине, M = 5: а) ТФ; б) ТК; отрыв и присоединение пограничного слоя (И.А. Кондратьев, Л.Б. Невский, 1981).

121. Flow between two wedges ($\theta_к$ = 20°) on flat plate: a) SP; б) PP; boundary layer separation and re-attachment (I.A. Kondratyev, L.B. Nevsky, 1981).

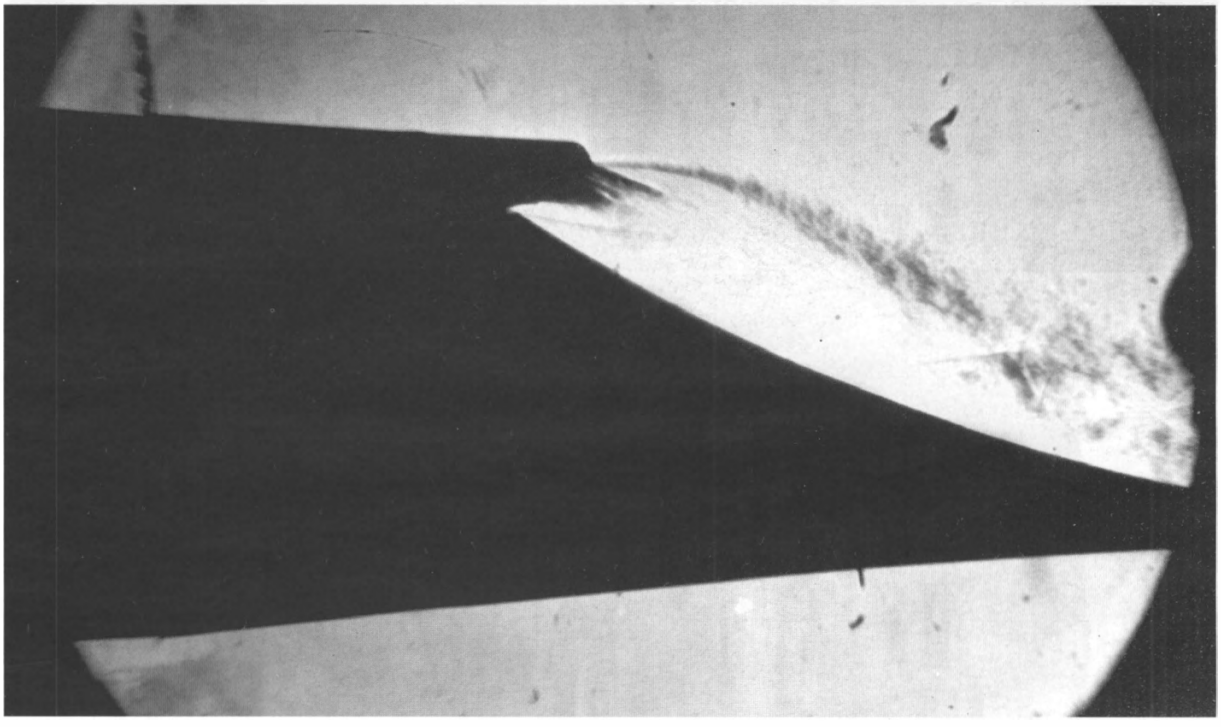


122. Поля давления на клине с плоским пилоном за кромкой (ЛПД), $\theta_к = 10^\circ$, M = 7 (А.П. Быков. С.Д. Фонов и др.).

122. Pressure field over wedge with pylon (PSP), $\theta_к = 10^\circ$, M = 7 (A.P. Bykov, S.D. Fonov et al.).



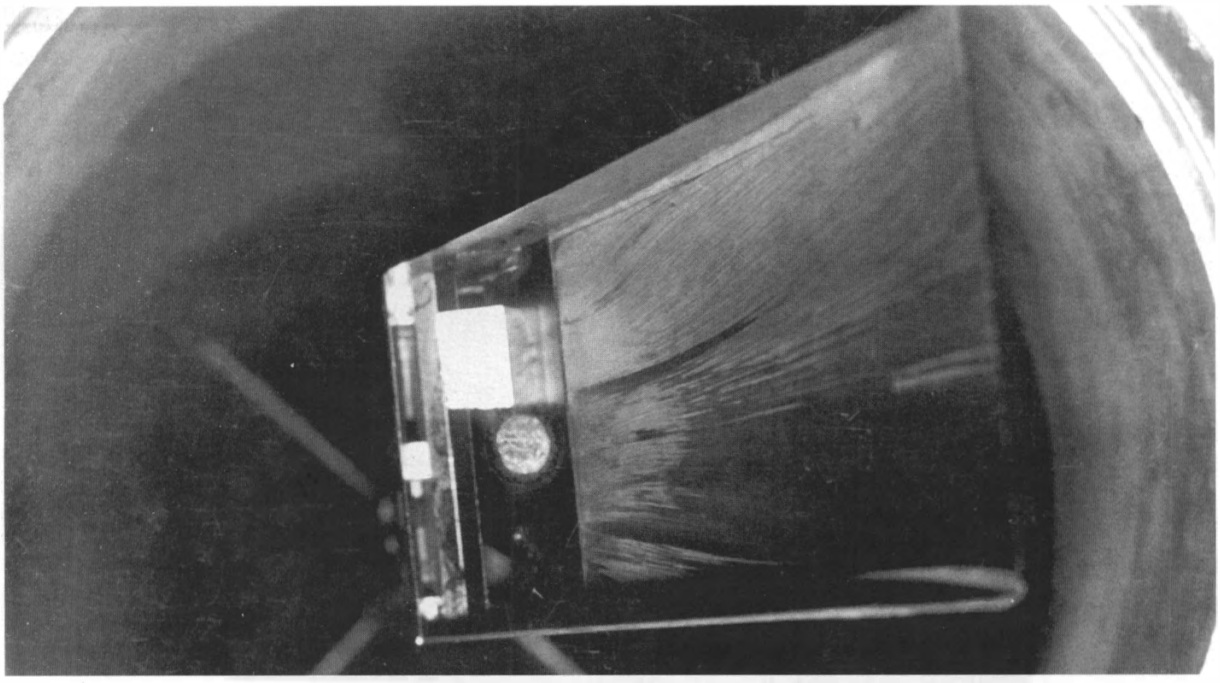
а)



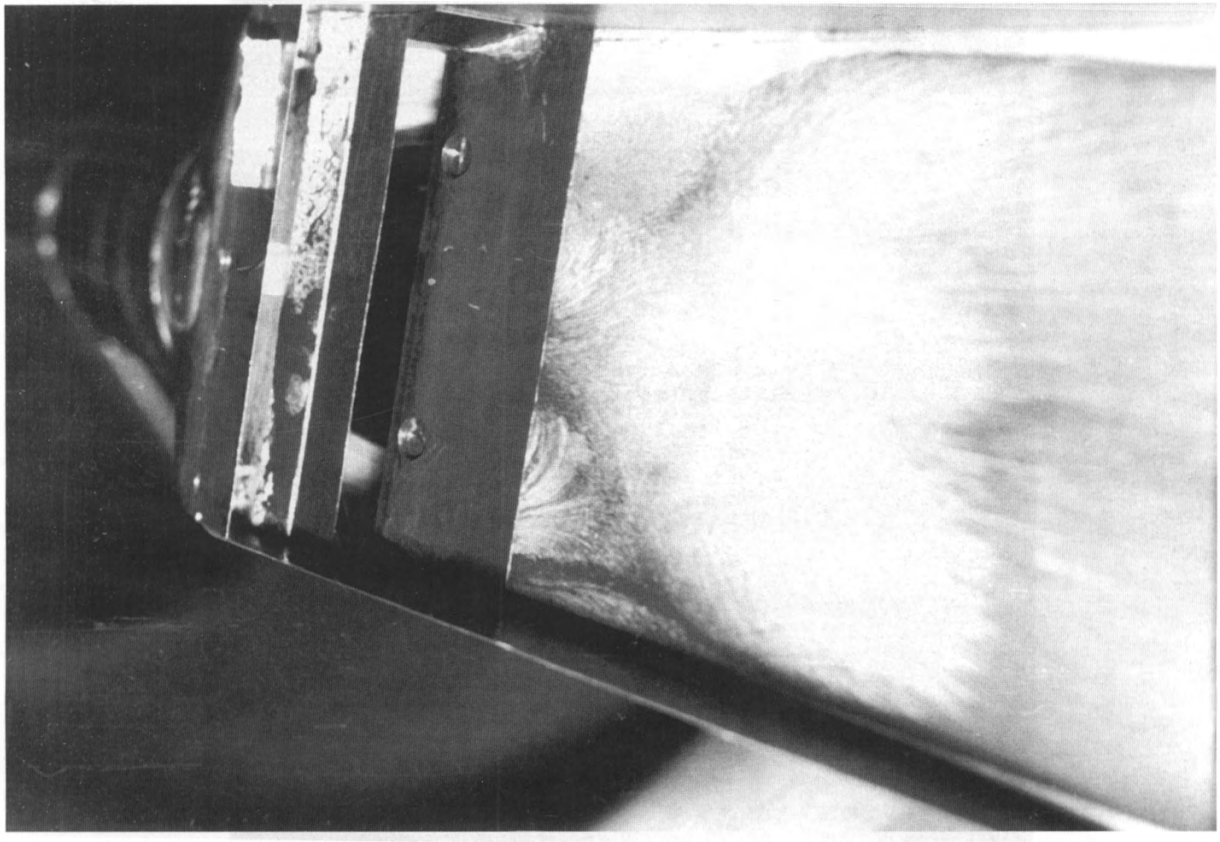
б)

123. Истечение струи из плоского гиперзвукового сопла без внешнего потока, $h_c/h_г = 11,7$: а) $\pi_c = 2,7$; отрыв струи от клина; б) $\pi_c = 5,25$; расширение потока, присоединенного к клину (Е.В. Еремеев, А.П. Мазуров, 1985).

123. Outflow from two-dimensional hypersonic nozzle without external flow, $h_c/h_г = 11.7$: a) $\pi_c = 2.7$; jet separation from wedge; б) $\pi_c = 5.25$, flow attached to the wedge expands (Ye.V. Yeremeyev, A.P. Mazurov, 1985).



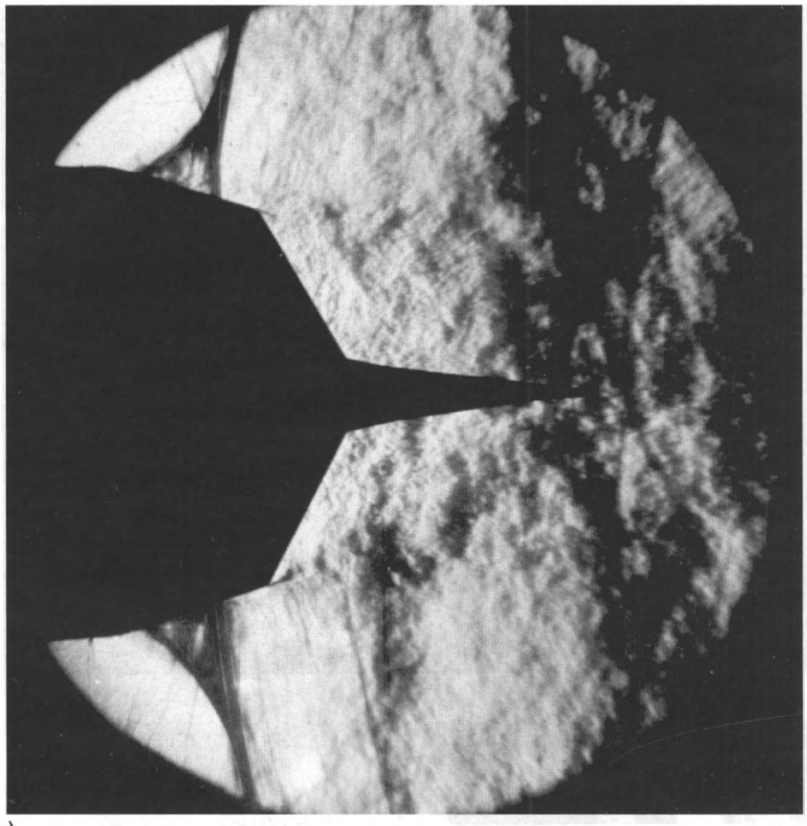
а)



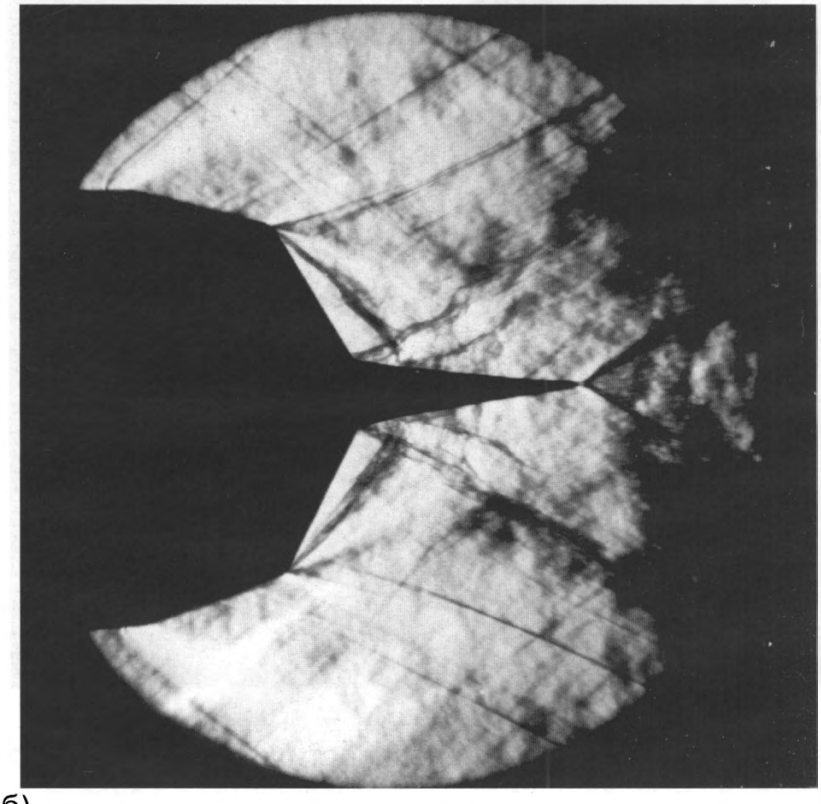
б)

124. Предельные линии тока на поверхности клина гиперзвукового сопла, $M = 0{,}85$, $\pi_c = 3{,}5$, $h_c/h_г = 13{,}85$, $l_{об} = 3{,}75$: а) нулевой угол наклона критического сечения; б) угол наклона критического сечения 10° (А.П. Мазуров, Е.В. Павлюков, 1985).

124. Limiting streamlines on hypersonic exhaust nozzle wedge, $M = 0.85$, $\pi_c = 3.5$, $h_c/h_г = 13.85$, $l = 3.75$: a) zero angle of critical section inclination; б) critical section inclination angle 10° (A.P. Mazurov, Ye.V. Pavlyukov, 1985).



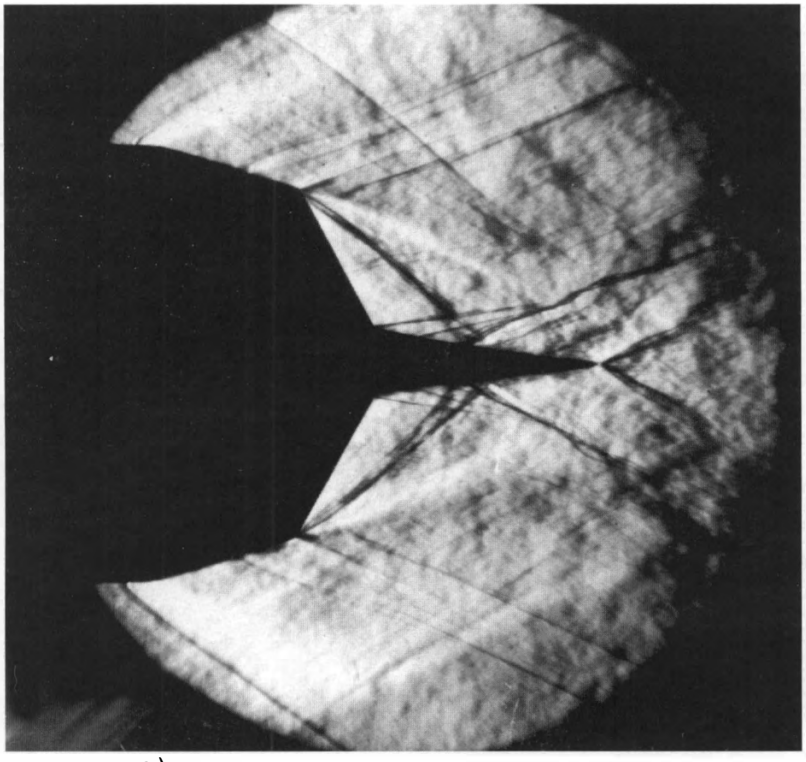
а)



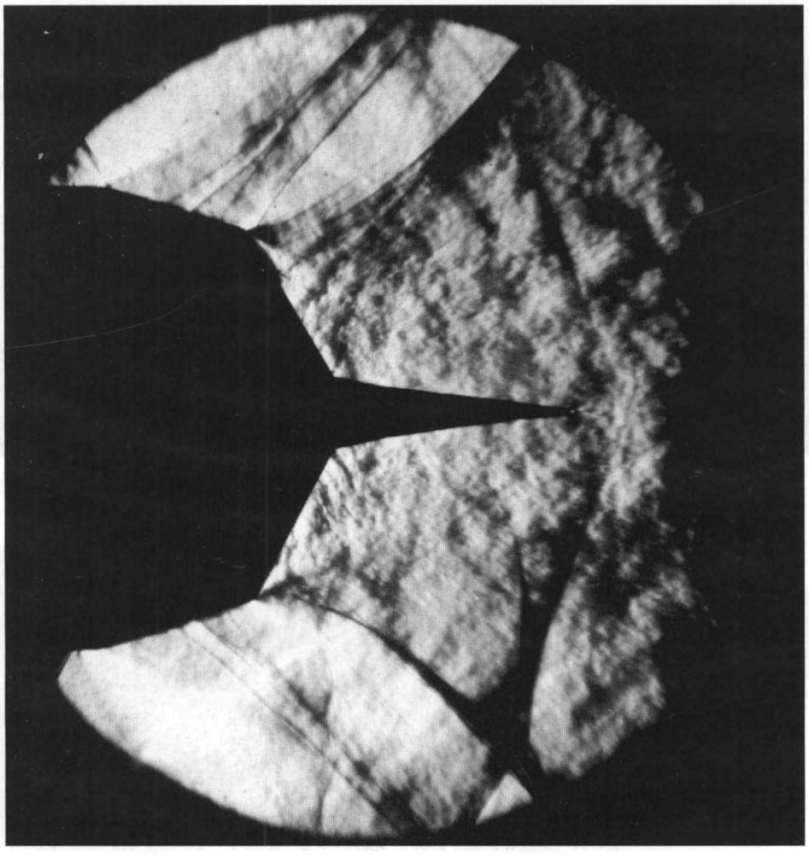
б)

125. Истечение струи из плоского сопла (B/H = 1) с центральныи клином в свехзвуковой поток: а) M = 1,02; π_c = 4,5; б) M = 1,6; π_c = 12 (В.Д. Соколов, 1983).

125. Jet from 2D nozzle (B/H = 1) with central wedge in supersonic stream: a) M = 1.02; π_c = 4.5; б) M = 1.6, π_c = 12 (V.D. Sokolov, 1983).



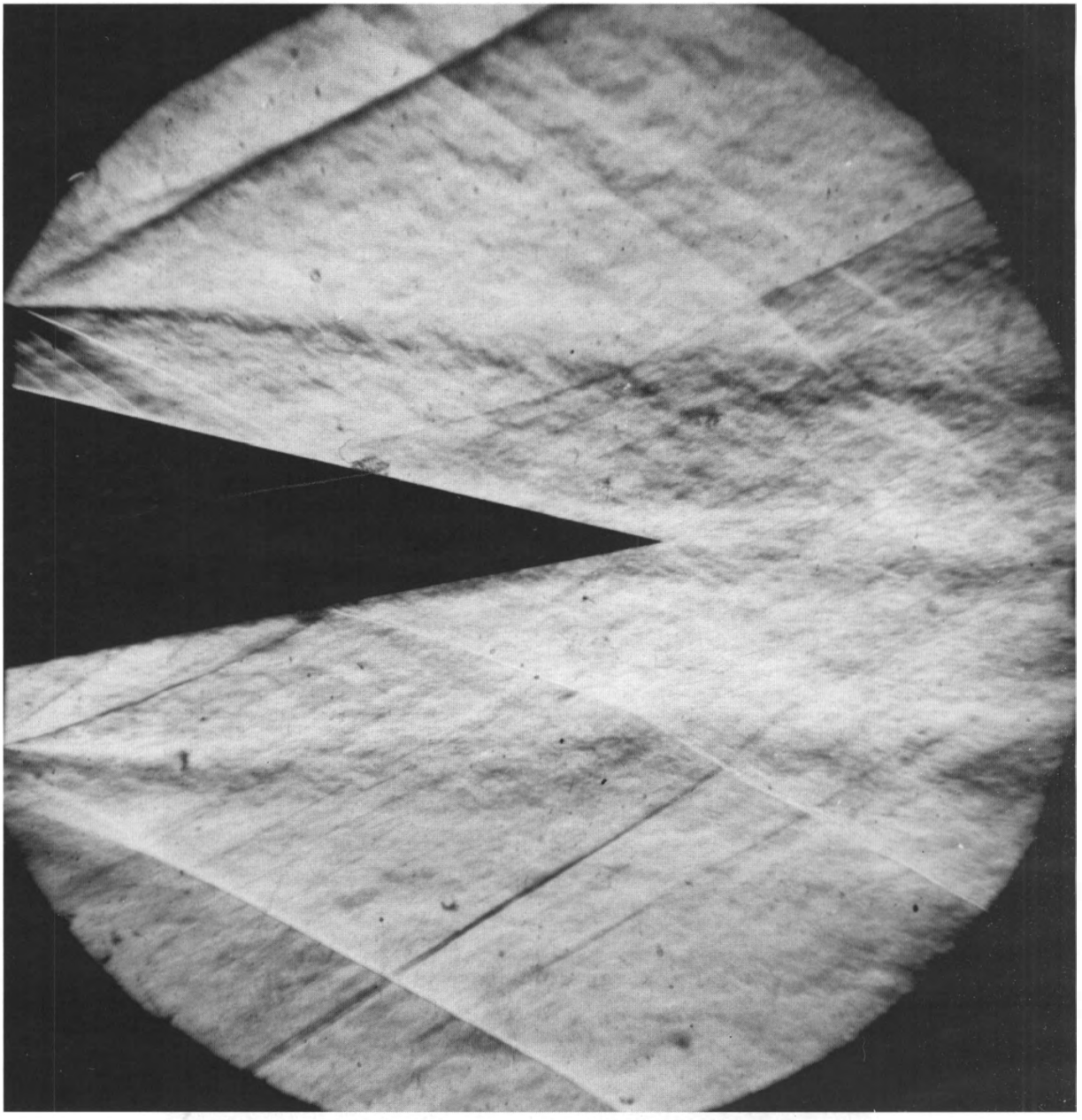
а)



б)

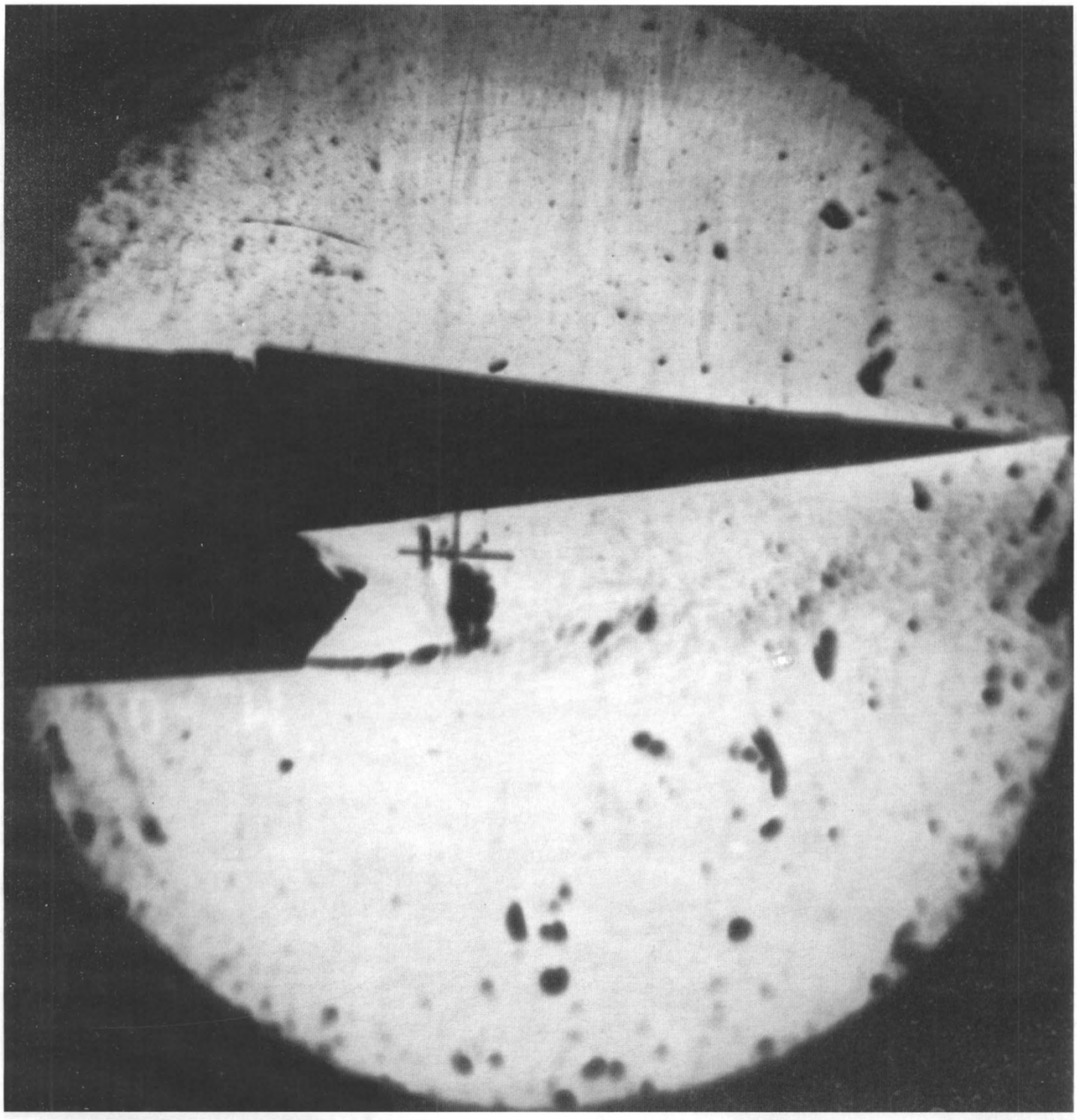
126. То же: а) $M = 2$, $\pi_c = 18$; б) $M = 1{,}15$; $\pi_c = 6$ (В.Д. Соколов, 1983).

126. The same: a) $M = 2$, $\pi_c = 18$; б) $M = 1.15$, $\pi_c = 6$ (V.D. Sokolov, 1983).

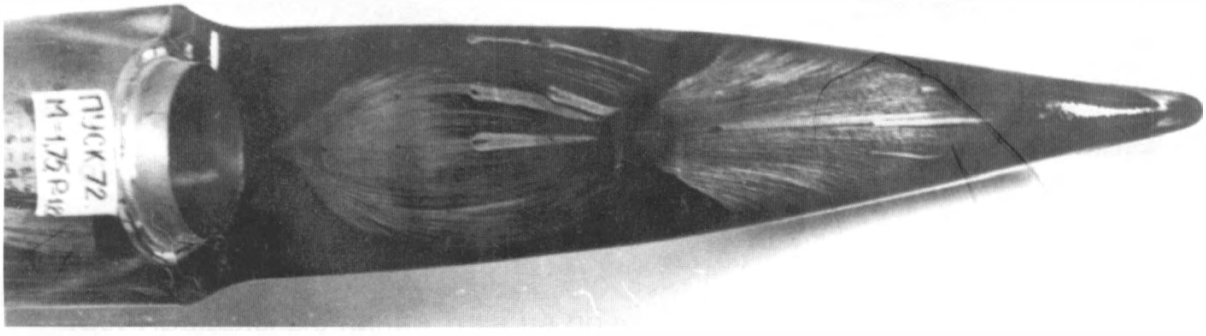


127. Истечение из плоского сопла (B/H = 1) с центральным клином, M = 2, $\pi_c = 2$ (Б.Н. Михайлов, 1983).

127. Flow out of 2D nozzle (B/H = 1) with central wedge, M = 2, $\pi_c = 2$ (B.N. Mikhaylov, 1983).



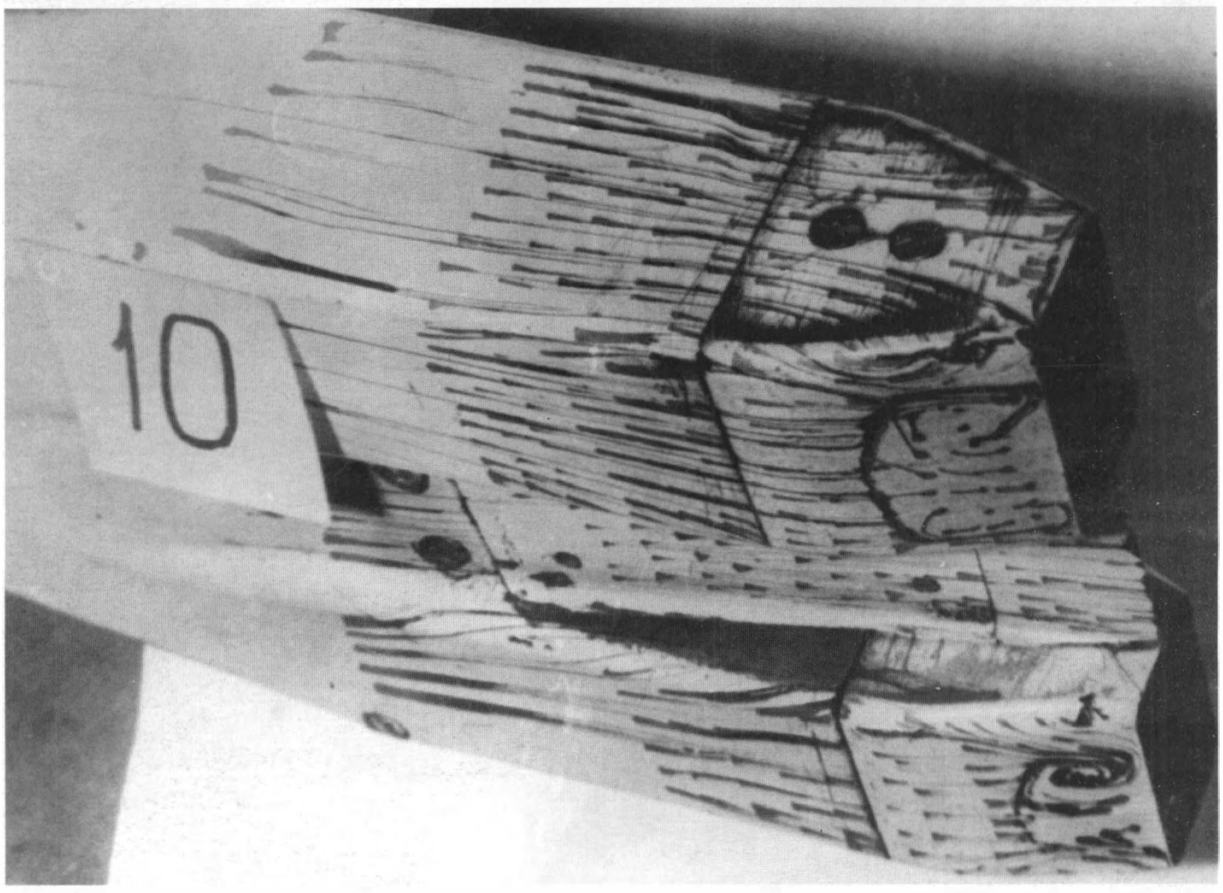
а)



б)

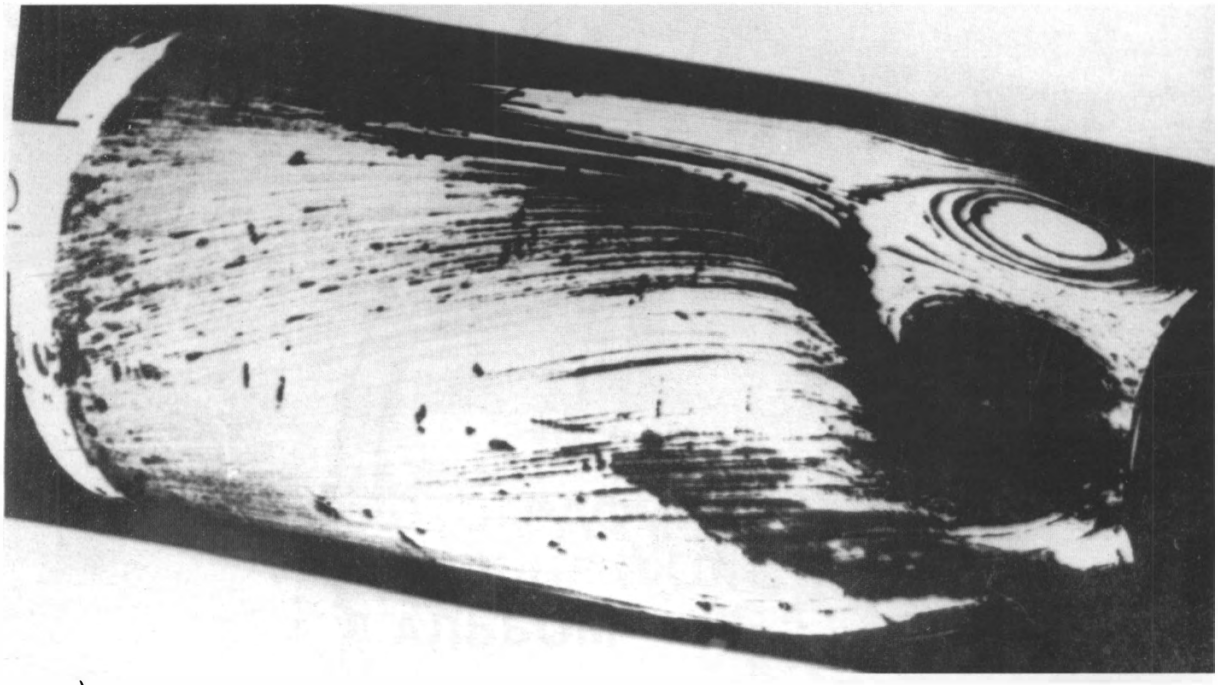
128. Истечение звуковой струи из сопла под фюзеляжем: а) M = 0, n = 2,3; б) M = 1,75, n = 1,8. Предельные линии тока на фюзеляже (Е.В. Павлюков).

128. Sonic jet from underfuselage nozzle: a) M = 0, n = 2.3; б) M = 1.75, n = 1.8. Limiting streamlines on fuselage (E.V. Pavlyukov).

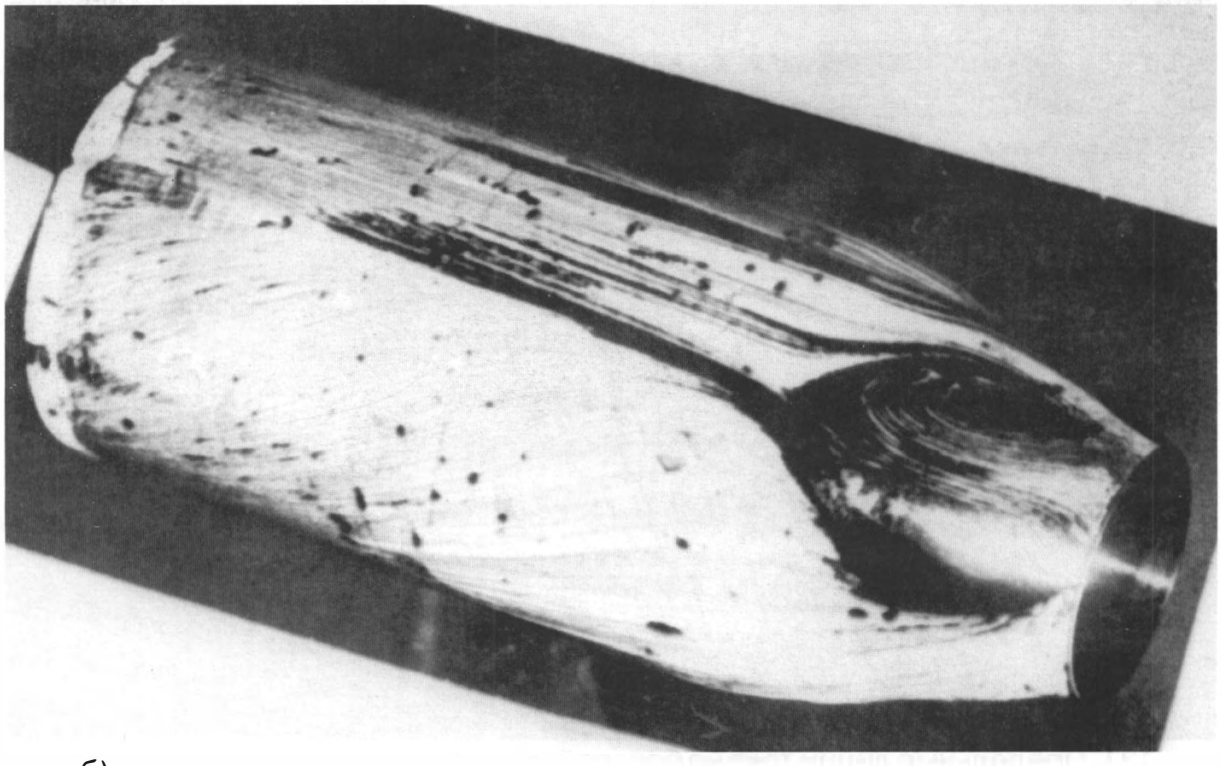


129. Предельные линии тока на внешней поверхности спарки плоских сопл, M = 0,8, B/H = 1,6, саже-масляная пленка. Линия пространственного отрыва на поверхности сопл (Б.Н. Михайлов, В.Д. Соколов).

129. Limiting streamlines on external surface of a pair of two-dimensional nozzles, M = 0.8, B/H = 1.6. Line of three dimensional separation on nozzle surfaces (B.N. Mikhaylov, V.D. Sokolov).



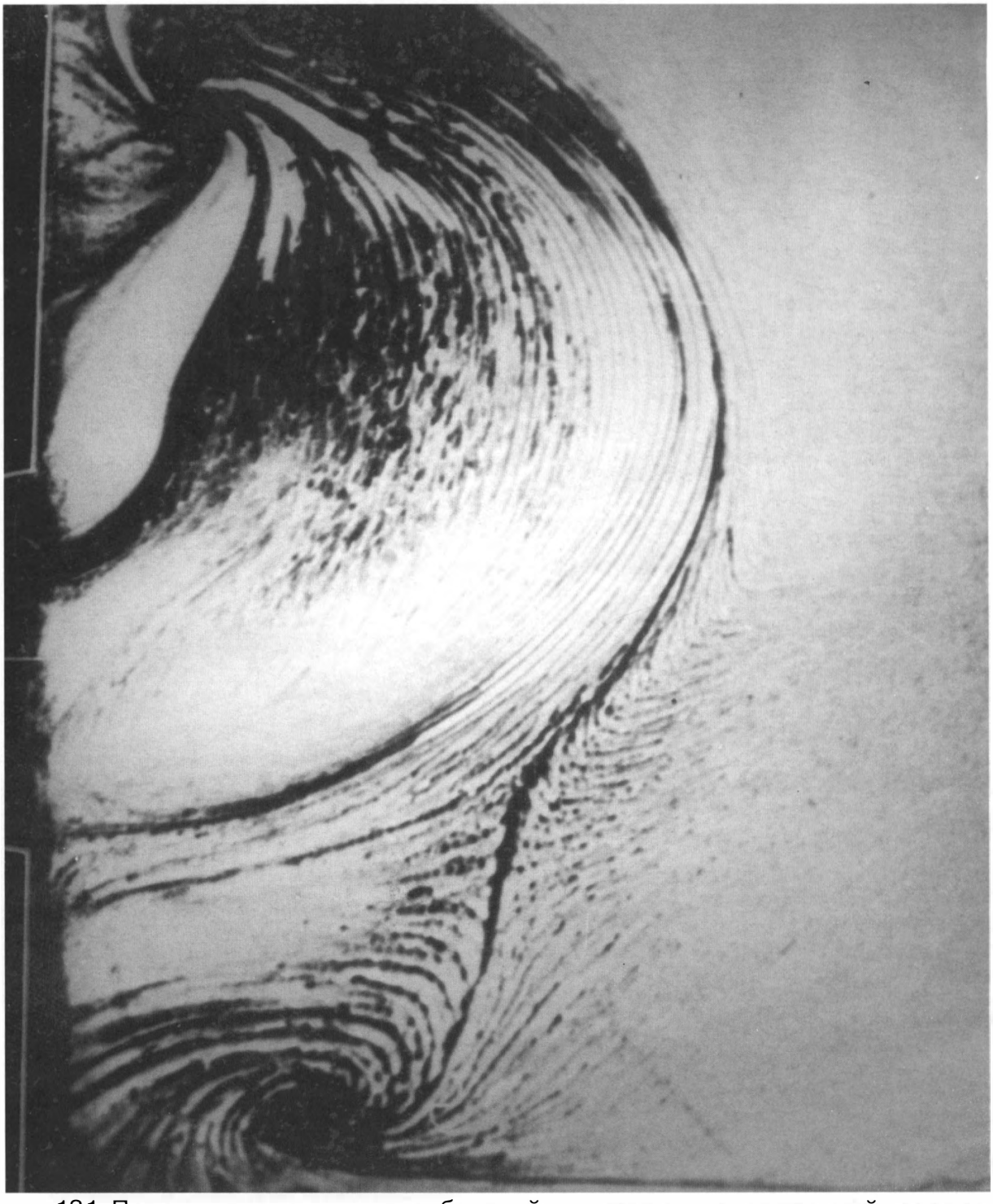
а)



б)

130. Предельные линии тока на поверхности сопла, M = 0,8, π_c = 3,6; углы атаки: а) α = 10°; б) α = 18°. Трехмерный отрыв потока на подветренной и боковой сторонах сопла (Г.Н. Лаврухин, 1985).

130. Limiting streamlines on nozzle surface, M = 0.8, π_c = 3.6; angles of attack: а) α = 10°; б) α = 18°. Three-dimensional flow separation on lee and side walls (G.N. Lavrukhin, 1985).



131. Предельные линии тока на боковой поверхности полузакрытой полости, в которую из плоского сопла (B/H = 1,83) вытекает сверхзвуковая струя (верхняя часть полости открыта); $M_c = 3{,}27$; $\theta_c = 10^\circ$; $\pi_c = 100$, $Re = 1.5 \cdot 10^6$, длина полости $L_1/H = 3{,}1$, высота $H_1/H = 3{,}4$. Вихресток в верхней части полости; вихрь в нижней ее части (Ю.Н. Нестеров).

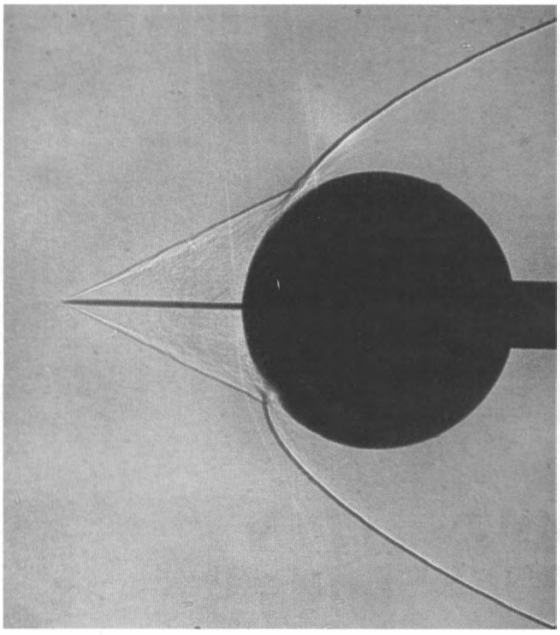
131. Limiting streamlines on side wall of half closed cavity into which supersonic jet from the 2D nozzle runs (B/H = 1.83; flow from the cavity runs out in normal direction from the side wall of cavity), $M_c = 3.27$, $\theta_c = 10^\circ$, $\pi_c = 100$, $Re = 1.5 \cdot 10^6$, cavity length $L_1/H = 3.1$; height $H_1/H = 3.4$. Vortex-sink in upper side; vortex in lower part (Yu.N. Nesterov).

Приложение

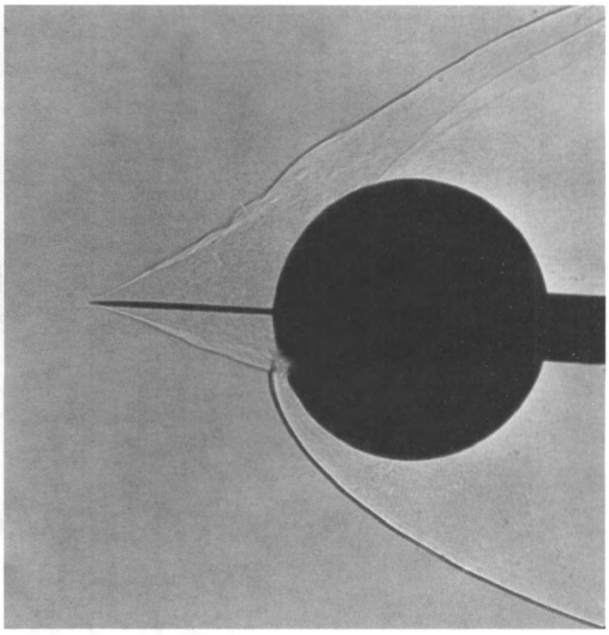
ФОТОГРАФИИ, РАНЕЕ НЕ ВКЛЮЧЕННЫЕ В АЛЬБОМ

Appendix

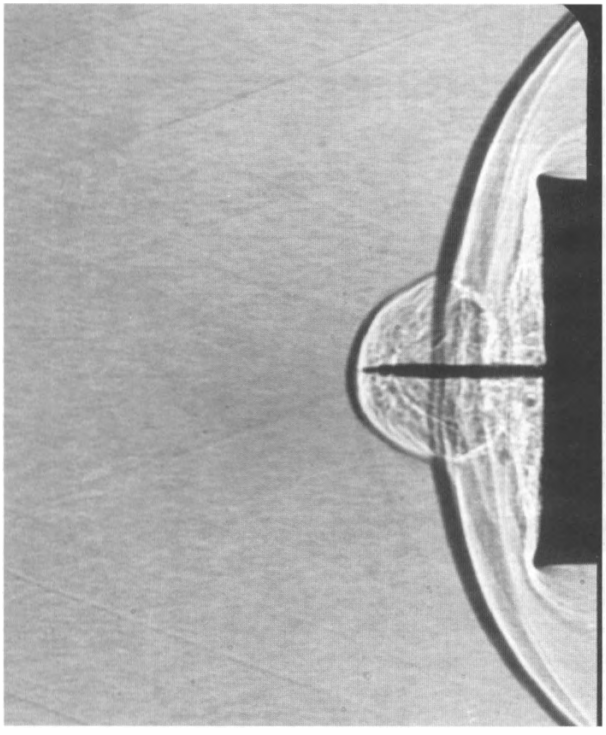
PHOTOGRAPHS PREVIOUSLY NOT INCLUDED IN ALBUM



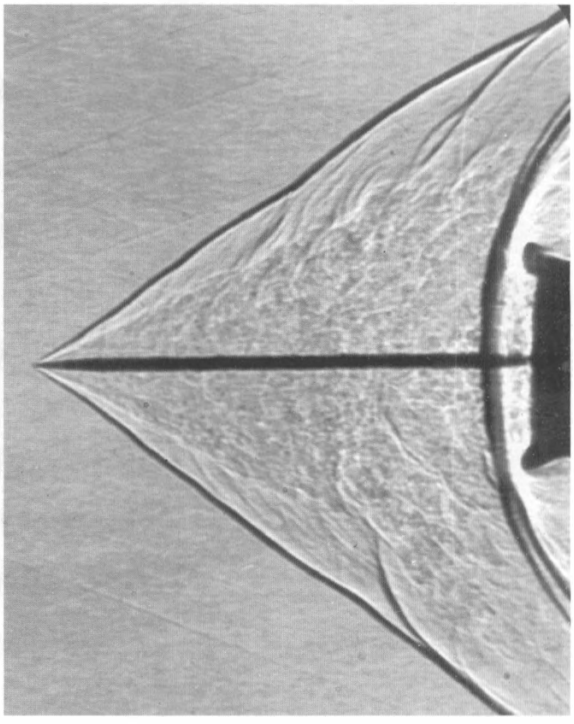
а)



б)



в)

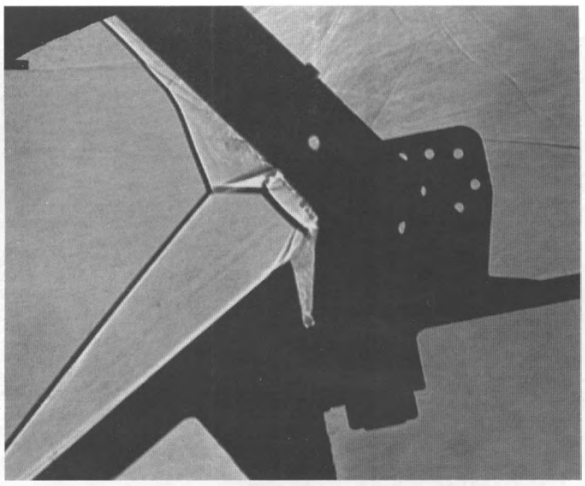


г)

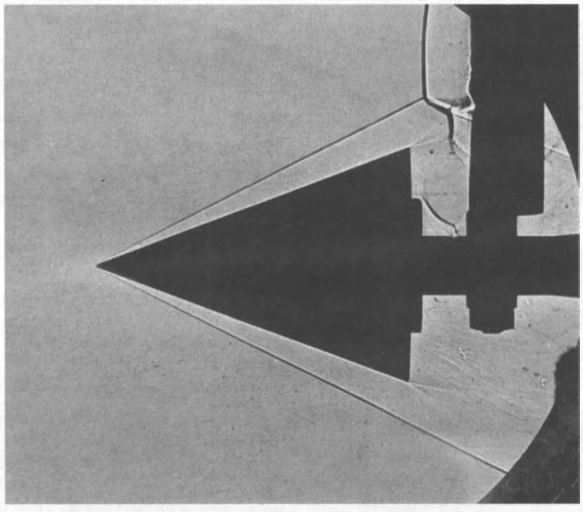
132. Обтекание тел с иглами (ТФ). Сфера, M = 6: а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 6^\circ$. Цилиндр с плоским торцом, M = 3: в) короткая игла; г) длинная игла (В.И. Шустов).

132. Spined bodies (SP). Sphere, M = 6: а) $\alpha = 0^\circ$; б) $\alpha = 6^\circ$. Flat nosed cylinder M = 3: в) short spike; г) long spike (V.I. Shustov).

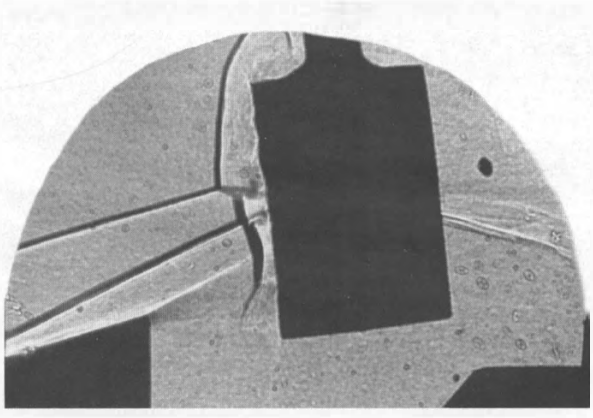
а)



б)



в)



133. Четвертый тип интерференции скачков уплотнения (ТФ).

а) генератор падающего скачка – клин, наклонный цилиндр (Р.З. Давлет-Килдеев, 1983);

б) генератор – конус $\theta_K = 20^\circ$, M = 4;

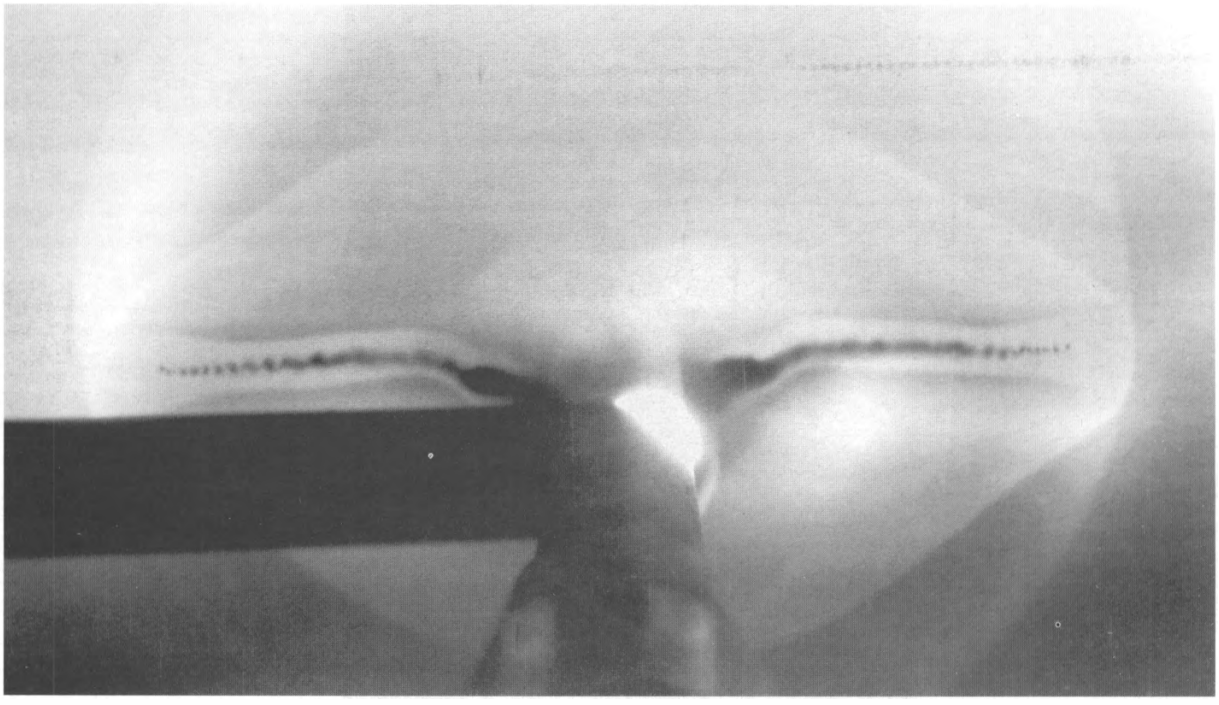
в) генератор – двойной клин, M = 8 (В.И. Шустов);

133. Type IV interference of shocks.

а) impinging shock generator – a wedge, inclined cylinder (R.Z. Davlet-Kyldeev, 1983);

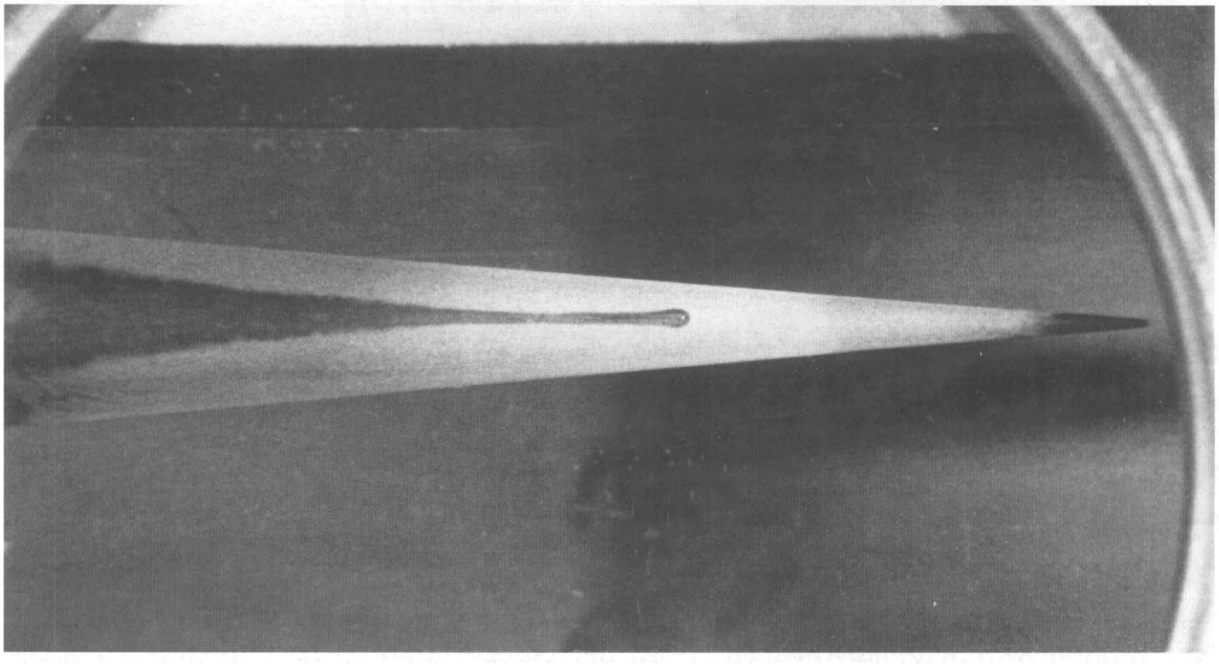
б) generator – the cone $\theta_K = 20^\circ$, M = 4;

в) generator – double wedge, M = 8 (V.I. Shustov).



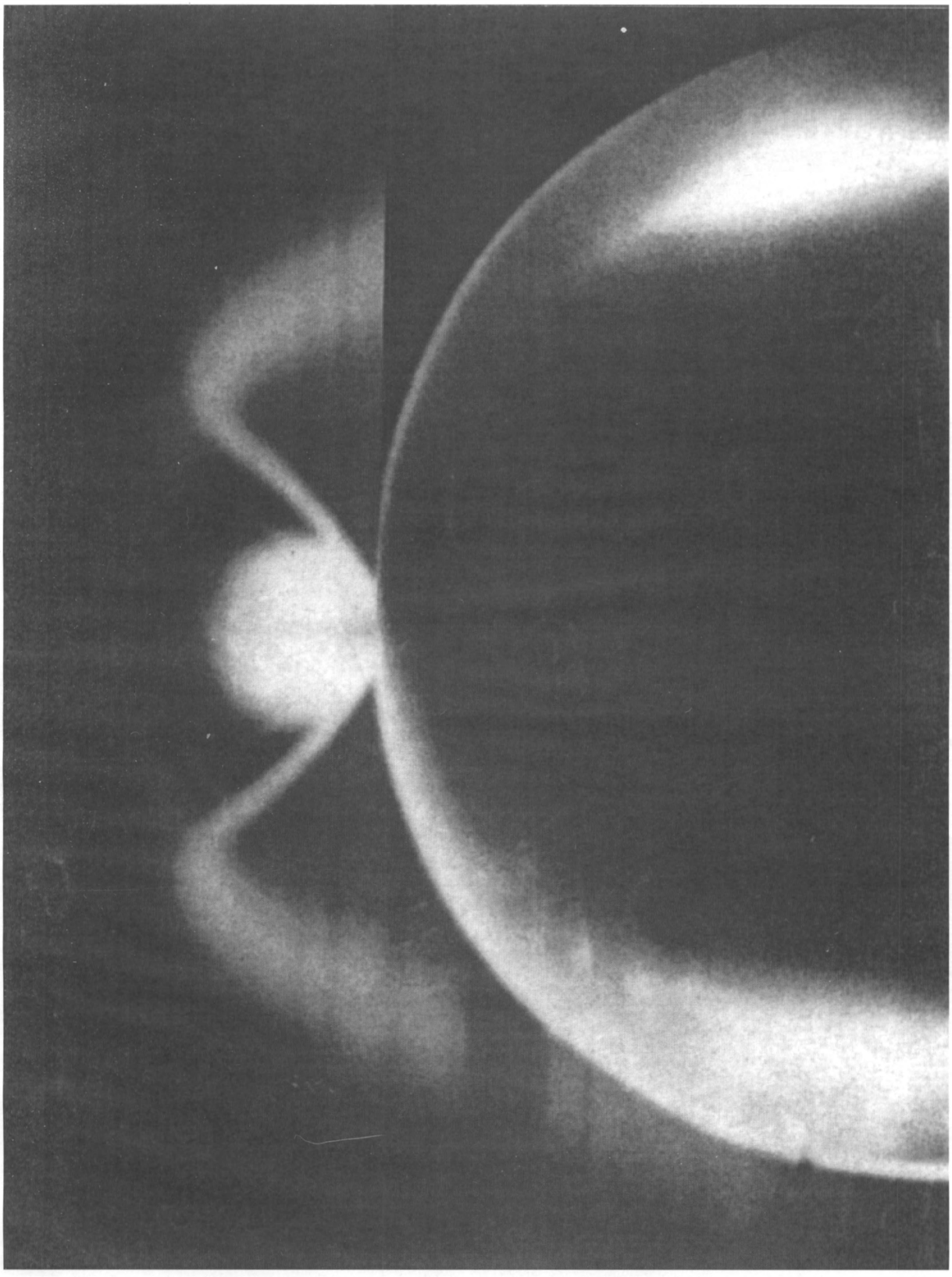
134. Дальний след за треугольным крылом, периодические вихри. (Г.И. Майкапар, 1988)

134. Far wake of delta wing, periodical vortices (G.I. Maikapar, 1988)



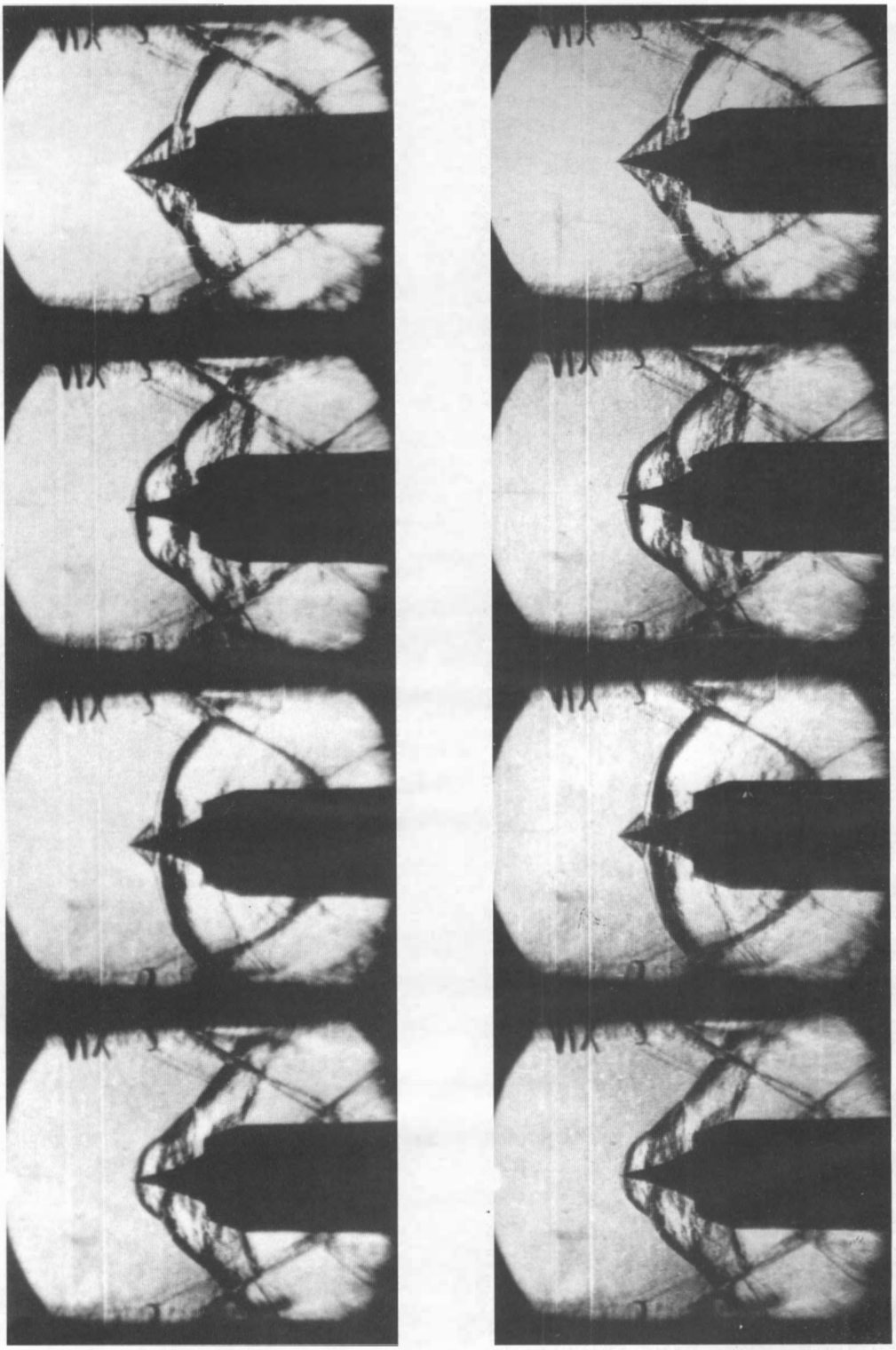
135. Затупленный конус с единичной трехмерной неровностью (ТИ). $\theta_K = 5^\circ$, $M = 6$, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 6{,}9 \cdot 10^6$. Неровность $k = 0{,}33$ мм вызвала появление области усиленного теплообмена, связанную с ламинарно-турбулентным переходом пограничного слоя (А.С. Скуратов, А.В. Федоров, 1989).

135. Blunt cone with three-dimensional roughness element (TSP). $\theta_K = 5^\circ$, $M = 6$, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 6.9 \cdot 10^6$. The roughness $k = 0.33$ mm induced zone of increased heat flux associated with boundary layer laminar-turbulent transition (A.S. Skuratov, A.V. Fedorov, 1989).



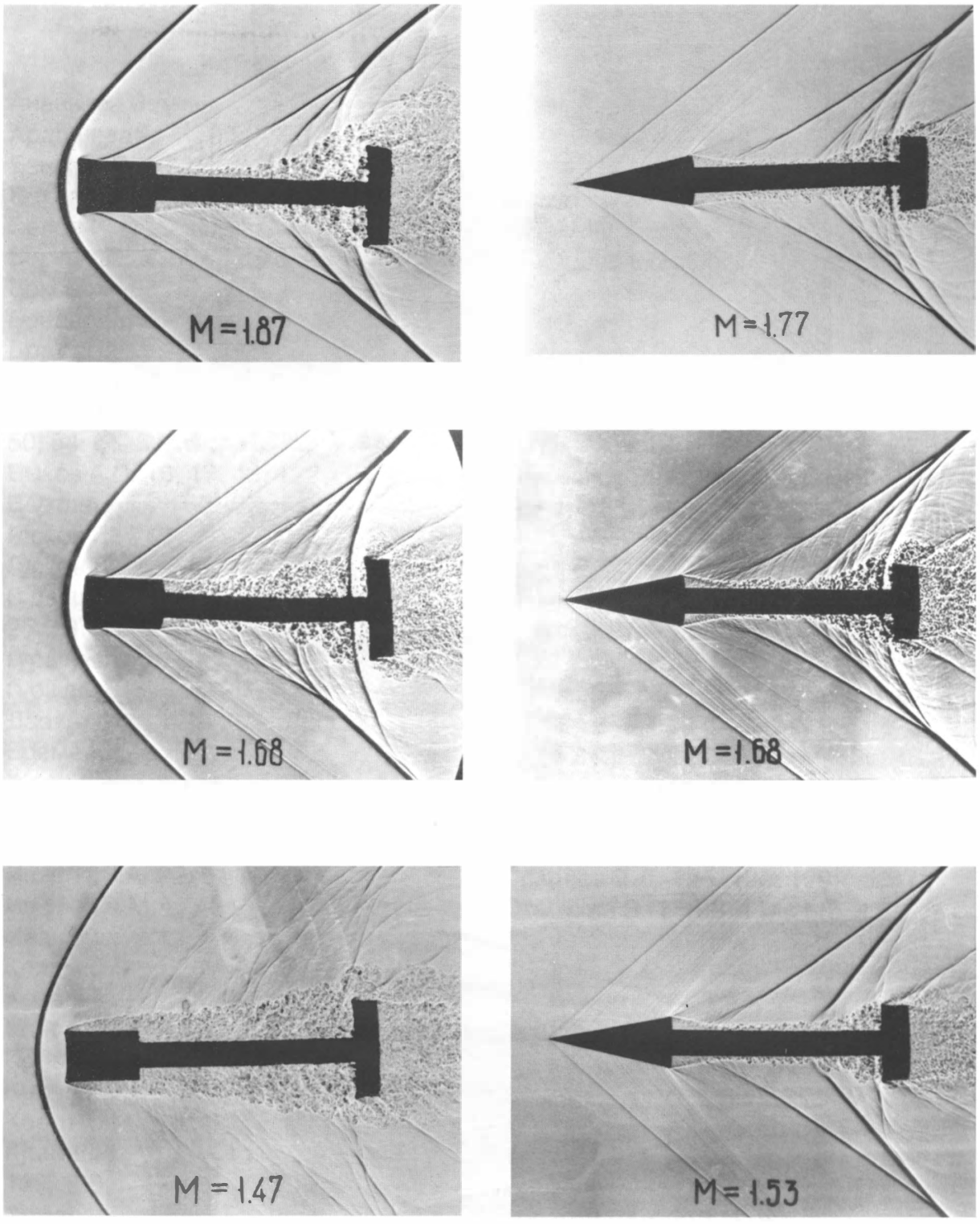
136. Истечение звуковой струи навстречу сверхзвуковому потоку M = 6, $\overline{d}$ = 52,5, $\overline{p}$ = 180, флуоресцентный ЛН на молекулах йода (В.Е. Мошаров, 1981).

136. Sonic jet blown out against the supersonic flow M = 6, $\overline{d}$ = 52.5, $\overline{p}$ = 180, fluorescent laser sheet on Iodine molecules (V.E. Mosharov, 1981).



137. Помпаж воздухозаборника (ТФ). M = 2, 2500 кадров/сек (В.Г. Гурылев, Л.П. Гурьяшкин, 1970).

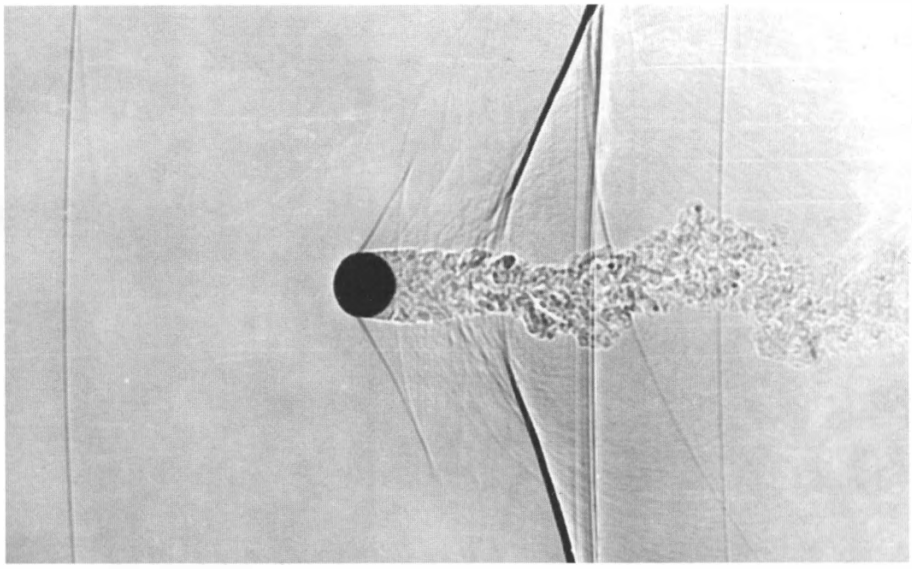
137. Air intake surge (SP). M = 2, 2500 frame/sec (V.G. Gurylev, L.P. Guryashkin, 1970).



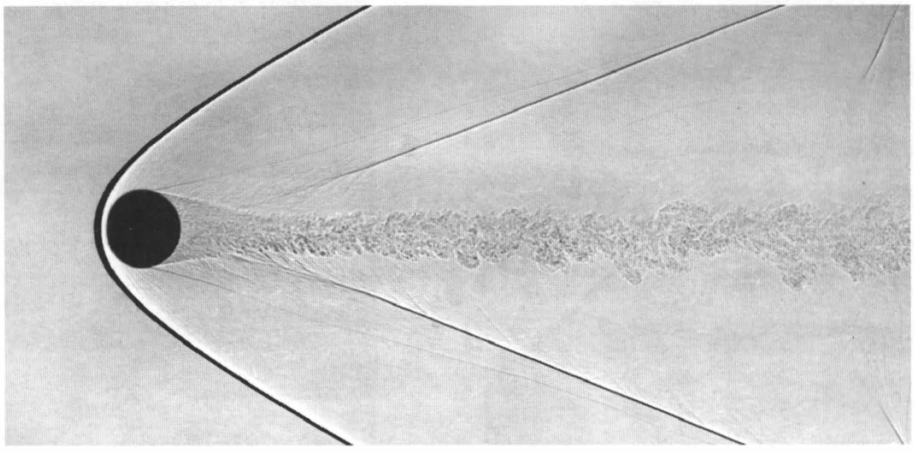
а) б)

138. Течение в каверне за: а) тупым цилиндром; б) конусом $\theta_K = 10^\circ$; ТФ, аэробаллистическая труба (Л.П. Гурьяшкин, А.Н. Красильщиков, В.С. Хлебников, 1975).

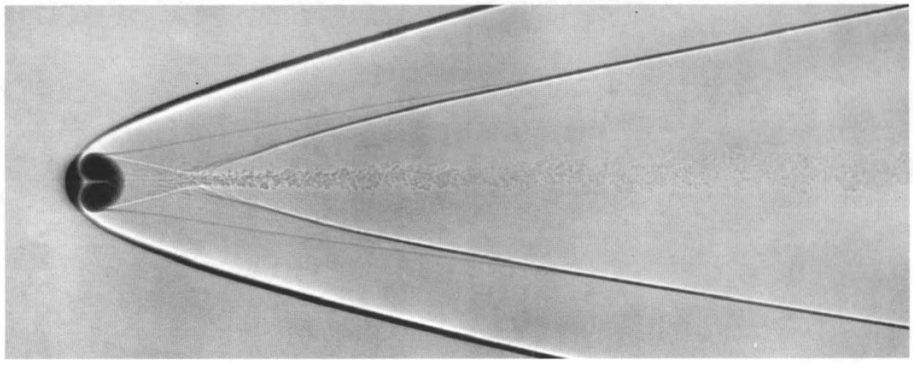
138. Airflow in the cavity behind: a) a blunt cylinder; б) the cone $\theta_K = 10^\circ$; SP, airoballistic tunnel (L.P. Guryashkin, A.N. Krasilshchikov, V.S. Khlebnikov, 1975)



а)



б)



в)

139. Сфера в сверхзвуковом потоке: а) M = 0,96; б) M = 2,7; в) M = 5,7, ТФ, аэробаллистическая установка (Б.А. Гуляев, Л.П. Гурьяшкин, А.П. Красильщиков, 1966).

139. Sphere in supersonic flow: a) M = 0.96; б) M = 2.7; в) M = 5.7; SP, aeroballistic trace (B.A. Gulyaev, L.P. Guryashkin, A.P. Krasilshchikov, 1966).

Авторский указатель
(с номерами фотографий)

Authors' Index
(with numbers of photos)

Литература

1. Алферов В.И., Верникова Н.Г., Подмазов А.В. Исследование распределения плотности газа в вихревом жгуте около модели треугольного крыла под углом атаки при М = 2. – Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа, №1, 1982.
2. Ардашева М.М., Боровой В.Я., Давлет-Кильдеев Р.З., Майкапар Г.И., Первушин Г.Е., Рыжкова М.В. Применение термоиндикаторных покрытий в исследованиях теплообмена. – Труды ЦАГИ, вып. 1692, 1975.
3. Ардашева М.М., Невский Л.Б., Первушин Г.Е. Методика измерения распределения давления с помощью индикаторных покрытий. – ПМТФ, 1985, №5.
4. Боксер В.Д. Оптические исследования сверхкритических профилей ЦАГИ при околозвуковых скоростях. – Труды ЦАГИ, 1973.
5. Боровой В.Я., Иванов В.В., Орлов А.А., Харченко В.Н. Визуализация обтекания модели с помощью лазерного ножа. – “Ученые записки ЦАГИ”, т. IV, №5, 1973.
6. Бражко В.Н. Способ визуализации линий тока на поверхности моделей в аэродинамических трубах. – Труды ЦАГИ, вып.1749, 1976.
7. Глотов Г.Ф., Мороз Э.К. Продольные вихри в сверхзвуковых течениях с отрывными зонами. – “Ученые записки ЦАГИ”, т.VIII, № 4, 1977.
8. Гуляев Б.А.,Гурьяшкин Л.П., Красильщиков А.П. О применении искровой теневой фотографии в исследовании быстродвижущихся объектов. – Труды научно-технического семинара “Техника киносъемок и ее применение в промышленных и научных исследованиях”. Московский дом научно-технической пропаганды, 1966.
9. Гурьяшкин Л.П., Красильщиков А.П., Подобин В.П. Аэробаллистическая труба для измерения сопротивления модели в свободном полете при гиперзвуковых скоростях. – “Ученые записки ЦАГИ”, т.I, № 2, 1970.
10. Bykov A.P., Orlov A.A., Mosharov V.E., Pesetsky V.A., Sorokin A.K., Fonov S.D., Alaty L., Colucci V. Application of Luminescence Quenching for Pressure Field Measurement on the Model Surface in a Wind Tunnel. – Proc. of Europ. Forum “Wind Tunnels and Wind Tunnel Testing Techniques”, Southhampton, September 1992.
11. Fonov S.D., Mosharov V.E. et al. Optical Surface Pressure Measurement: Accuracy and Application Field Evaluation. – Proc. of 73rd AGARD Fluid Dynamics Symposium, Brussels, Belgium, 4-7 October 1993.
12. An Album of Fluid Motion. Assembled by Milton Van Dyke. – The Parabolic Press, Stanford, California, 1982.
13. Werle H. Le tunnel hydrodynamique au service de la recherche Aerospatiale. – Office National d’Etudes et Recherches Aerospatiales. Double No.156, 1974.
14. Uemura T. Instant High-speed Photography and Photonics. – XIII International Congress on High-Speed Photography and Photonics. Tokio, Japan, 1979.

References

1. Alfyorov V.I., Vernikova N.G., Podmazov A.V. Investigation of gas density distribution in the vortex near delta wing model at incidence and M = 2 (in Russian) – Izvestiya AN SSSR, Mekhanika Zhidkosti i Gasa, No. 1, 1982.
2. Ardasheva M.M., Borovoy V.Ya., Davlet-Kildeyev R.Z., Maikapar G.I., Pervushin G.Ye., Ryzhkova M.V. Application of thermosensitive coats in heat transfer investigation (in Russian). -Trudy TsAGI, issue 1692, 1975.
3. Ardasheva M.M., Nevsky L.B., Pervushin G.Ye. Method for pressure distribution measurement with the aid of indicator coating. – Prikladnaya Mekhanika i Teoreticheskaya Fizika (in Russian), No. 5, 1985.
4. Bokser V.D. Optical investigation of TsAGI supercritical airfoils at transonic speeds. – Trudy TsAGI, 1973.
5. Borovoy V.Ya., Ivanov V.V., Orlov A.A., Kharchenko V.N. Airflow visualisation by laser knife (in Russian). - Uchenye Zapiski TsAGI, v. IV, No. 5, 1973.
6. Brazhko V.N. Visualization of streamlines on in wind tunnel model surface (in Russian). – Trudy TsAGI, issue 1749, 1976.
7. Glotov G.F., Moroz E.K. Longitudinal vortices in supersonic flows with separation zones (in Russian). – Uchenye Zapiski TsAGI, v. VIII, No. 4, 1977.
8. Gulyayev B.A., Guryashkin L.P., Krasilshchikov A.P. On application of spark-shadow photography in analysis of fast moving objects (in Russian). – "Trudy nauchno-tekhnicheskogo seminara "Tekhnika kinos'emok i eye primeneniye v promyshlennykh I nauchnykh issledovaniyakh" at Moscow Office of Science and Technology Propoganda, 1966.
9. Guryashkin L.P., Krasilshchikov A.P., Podobin V.P. Aeroballistic trace for drag measurement in free flight at hypersonic speeds.(in Russian) – Uchenyye Zapiski TsAGI, v. I, No. 2, 1970.
10. Bykov A.P., Orlov A.A., Mosharov V.E., Pesetsky V.A., Sorokin A.K., Fonov S.D., Alaty L., Colucci V. Application of Luminescence Quenching for Pressure Field Measurement on the Model Surface in a Wind Tunnel. – Proc. of Europ. Forum "Wind Tunnels and Wind Tunnel Testing Techniques", Southhampton, September 1992.
11. Fonov S.D., Mosharov V.E. et al. Optical Surface Pressure Measurement: Accuracy and Application Field Evaluation. – Proc. of 73 AGARD Fluid Dynamics Symposium, Brussels, Belgium, 4-7 October 1993.
12. An Album of Fluid Motion. Assembled by Milton Van Dyke. – The Parabolic Press, Stanford, California,1982.
13. Werle H. Le tunnel hydrodynamique au service de la recherche Aerospatiale. – Office National d'Etudes et Recherches Aerospatiales. Double No. 156, 1974.
14. Uemura T. Instant High-speed Photography and Photonics. – XIII International Congress on High-Speed photography and photonics. – Tokio, Japan, 1979.

Геннадий Федорович Глотов (1936 – 1998),
ведущий научный сотрудник ЦАГИ

Gennady F. Glotov (1936 – 1998),
senior scientist of TsAGI

Альбом составлен Геннадием Федоровичем Глотовым, ведущим научным сотрудником ЦАГИ, доктором технических наук, Заслуженным изобретателем России, лауреатом премии им. проф. Н. Е. Жуковского. Он – автор более 100 статей, в которых изложены результаты эксперементальных исследований сверхзвуковых отрывных, вихревых, струйных течений газа и способы управления ими, применимые для усовершенствования летательных аппаратов и двигателей различного назначения.

Album assembled by Gennady F. Glotov, senior scientist of TsAGI, doctor of technical sci., Honoured Inventor of Russia, Laureate of Joukovsky premium. He is the author of 100 articles, devoted to the experimental investigation of separated, vortical, jet gas flows and means of control them, useful for flying vehicles and engines of various appointment improvement.

Георгий Ильич Майкапар
профессор ЦАГИ

George I. Maikapar
professor TsAGI

Георгий Ильич Майкапар – главный научный сотрудник ЦАГИ, профессор. Его труды по вихревой теории винта и ротора вертолета сыграли значительную роль в развитии авиационной науки. Большая серия работ В.В.Келдыш и Г.И.Майкапара посвящена азодинамическому конструированию» сверхзвуковых летательных аппаратов, в т.ч. «волнолетов». Г.И.Майкапар внес большой вклад и в развитие аэродинамического эксперимента. В 1949 году ему была присуждена Сталинская премия за экспериментальные исследования обтекания авиационного винта.

Г.И.Майкапар – инициатор и энтузиаст оптических исследований сверхзвуковых течений газа. Под его руководством разработан метод исследвания теплообмена в аэродинамических трубах, основанный на использовании термочувствительных покрытий, с помощью которого в ЦАГИ проведены обширные исследования теплообмена на поверхности различных тел и моделей летательных аппаратов, обтекаемых гиперзвуковым потоком. Эта работа удостоена Государственной премии СССР (1978 год).

George I. Maikapar – is Chief Researcher of the TsAGI professor. His works on the vortex theory of airscrew and helicopter rotor were important for aeronautical science. Large series of papers of V. V. Keldysh and G. I. Maikapar were devoted to supersonic aircraft vehicles «gasdynamic design». G. I. Maikapar contributed to development of the aerodynamic experiment. In 1949 he received Stalin Prize for pressure on airscrew blade by transonic speeds investigation.

G. I. Maikapar – initiator and enthusiast of the optical investigations. In particular, the method of heat exchange in aerodynamical tunnels, based on application of thermopaints was developed under his guidance. Method was widely used in various bodies and models of flying vehicles aerodynamic heating at hypersonic speeds investigation. This work was awarded State Prize of USSR (1978).

Научное издание
АЭРОТЕРМОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
В ФОТОГРАФИЯХ

Утверждено к печати Центральным аэрогидродинамическим институтом
им. проф. Н.Е. Жуковского

Компьютерная верстка, оригинал-макет: *А.В. Кубышин, Н.В. Мазалева*
Дизайн обложки: *В.Г. Крупинин*
Корректура: *С.В. Чернов, О.Л. Чернова, Н.А. Циркова*

Формат 60x90 $^1/_8$ бумага офсетная
Печать офсетная, печ. листов 22, 0
Тираж 1000 экз. Заказ 620

ЗАО « Астра семь »
119019, Москва, Филипповский пер., 13.