



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2004136236/06, 10.12.2004

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
10.12.2004

(43) Дата публикации заявки: 20.05.2006

(45) Опубликовано: 10.10.2006 Бюл. № 28

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2101536 C1, 10.01.1998. US 3430446
A, 04.03.1969. US 3456664 A, 22.07.1969. FR
2658868, 30.08.1991. EP 0370209 A1,
30.05.1990. RU 2121070 C1, 27.10.1998.Адрес для переписки:
630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,
ИТПМ СО РАН

(72) Автор(ы):

Иванов Михаил Самуилович (RU),
Кудрявцев Алексей Николаевич (RU),
Троцюк Анатолий Владиславович (RU),
Фомин Василий Михайлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Институт теоретической и прикладной механики
СО РАН (ИТПМ СО РАН) (RU)(54) СПОСОБ ОРГАНИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО РЕЖИМА ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ
СВЕРХЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

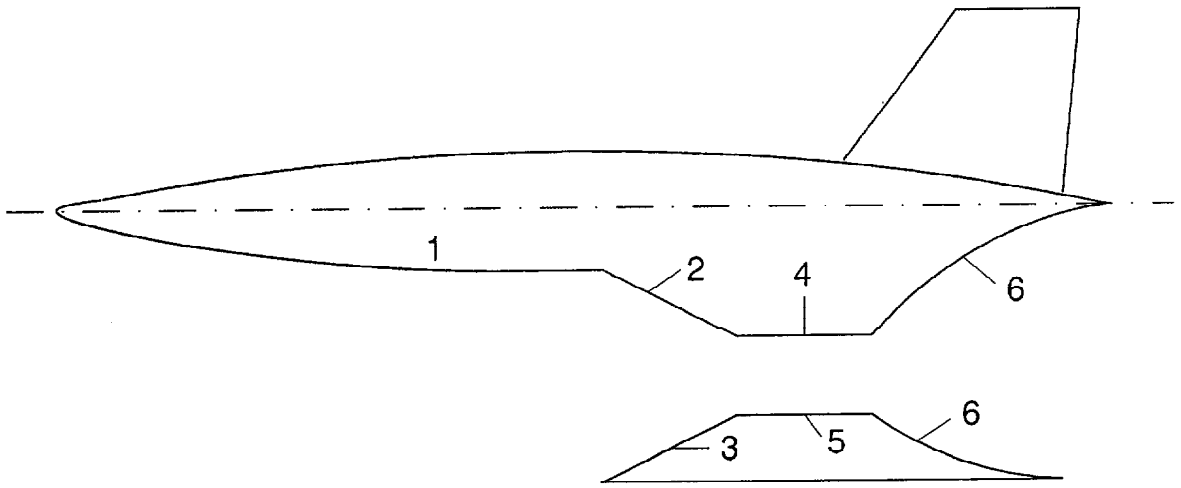
(57) Реферат:

Способ организации детонационного режима горения в прямоточном воздушно-реактивном двигателе сверхзвукового и/или гиперзвукового летательного аппарата включает подачу топливо-воздушной газовой смеси в камеру сгорания двигателя, генерирование внутренних ударных волн в проточной части камеры сгорания, формируемых регулируемые элементами камеры сгорания, например системой из двух плоских симметричных клиньев, детонационное горение смеси в камере сгорания с последующим расширением продуктов детонации в сопле. В проточной части камеры сгорания создают систему симметричных наклонных падающих ударных волн. В центральной части поперечного сечения камеры сгорания в результате взаимодействия этих волн друг с другом формируется пересжатая детонационная волна - ножка Маха с возможностью регулирования ее размера и местоположения в

проточной части камеры сгорания, в которой происходит детонационное сжигание смеси с образованием за ней высокотемпературной области продуктов детонации. Наряду с этим образуются наклонные отраженные ударные волны между ножкой Маха и стенками камеры, без процесса горения, с температурой газовой смеси за ними, существенно меньшей, чем в области продуктов детонации. Размер ножки Маха, а тем самым и ее положение в продольном направлении камеры сгорания, а также и ее стационарность задают посредством изменения геометрических параметров регулирующих элементов камеры сгорания в зависимости от числа Маха потока на входе в камеру сгорания и химического состава поступающей топливо-воздушной газовой смеси. Изобретение направлено на упрощение конструкции камеры сгорания, системы подачи топлива и повышение технических и экономических характеристик летательного аппарата. 3 ил.

RU 2 285 143 C2

RU 2 285 143 C2



Фиг. 1

RU 2285143 C2

RU 2285143 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2004136236/06, 10.12.2004**

(24) Effective date for property rights: **10.12.2004**

(43) Application published: **20.05.2006**

(45) Date of publication: **10.10.2006 Bull. 28**

Mail address:
**630090, g.Novosibirsk, ul. Institutskaja,
4/1, ITPM SO RAN**

(72) Inventor(s):
**Ivanov Mikhail Samuilovich (RU),
Kudrjavitsev Aleksej Nikolaevich (RU),
Trotsjuk Anatolij Vladislavovich (RU),
Fomin Vasilij Mikhajlovich (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Institut teoreticheskoy i prikladnoj
mekhaniki SO RAN (ITPM SO RAN) (RU)**

(54) **METHOD OF ORGANIZATION OF DETONATION COMBUSTION CHAMBER OF SUPERSONIC RAMJET ENGINE**

(57) Abstract:

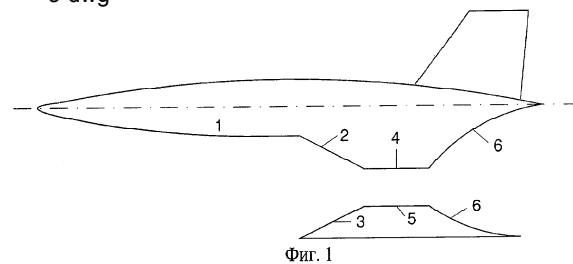
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed method of organization of detonation combustion in ramjet engine of supersonic and/or hypersonic aircraft includes delivery of fuel-air-gas mixture into engine combustion chamber, generation of internal shock waves in passage part of combustion chamber formed by adjustable members of combustion chamber, for instance, system consisting of two symmetrical wedges, detonation combustion of mixture in combustion chamber with subsequent expansion of detonation products in nozzle. System of symmetrical incident shock waves is created in passage part of combustion chamber. Owing to interaction of said waves, in central part of cross section of combustion chamber overcompressed detonation wave -mach stem is formed with possibility of adjustment of its size and location in passage part of combustion chamber where detonation combustion of mixture takes place with formation of high temperature area of detonation products behind. Simultaneously, incident reflected shock waves

are formed between Mach stem and walls of chamber without burning process, with temperature of gas mixture after them considerably lower than temperature in area of detonation products. Size of Mach stem and its position in longitudinal direction of combustion chamber and its stationary position are set by changing geometrical parameters of adjusting members of combustion chamber depending on Mach number of flow at inlet of combustion chamber and chemical composition of delivered fuel-air mixture.

EFFECT: simplified design of combustion chamber, and fuel feed system, improved performance characteristics of aircraft.

3 dwg



Фиг. 1

RU 2 285 143 C2

RU 2 285 143 C2

Изобретение относится к авиационному двигателестроению, а именно к прямоточным воздушно-реактивным двигателям (СПВРД), предназначенных преимущественно для воздушно-космических самолетов (ВКС), а также других сверхзвуковых летательных аппаратов, которые на определенном участке траектории используют для организации

5 горения в камере сгорания двигателя в качестве окислителя атмосферный кислород.

Такого рода летательные аппараты имеют ряд определенных преимуществ перед аппаратами с традиционными ракетными двигателями, например, для взлета возможно использование обычных аэродромов, а также они могут иметь повышенную полезную

10 Известен способ организации горения в СПВРД, включающий сжатие воздуха в системе внешних скачков, возникающих на фиксированных элементах фюзеляжа, и внутренних скачков, формируемых регулирующими элементами проточной части камеры сгорания, детонационное горение топливо-воздушной газовой смеси в камере сгорания и последующее расширение продуктов детонации в сопле, приводящее к созданию

15 постоянной тяги (Патент US №3646761, кл. F 02 K 7/10, 1972).
Указанный способ, выбранный в качестве аналога, рассчитан на достаточно узкий диапазон по полетным числам Маха ($M=6-7$), т.е. по существу является однорежимным маршевым СПВРД. Это обстоятельство делает весьма проблематичным использование

20 данного способа в ВКС, СПВРД которых должны работать в широком диапазоне полетных чисел Маха ($M=2-25$). Конструкция камеры сгорания в данном способе имеет много подвижных частей со сложной системой устройств, обеспечивающих их согласованное управление. Требуется значительный размер камеры сгорания для осуществления указанного способа горения.
Известен также способ разгона СПВРД преимущественно для воздушно-космического

25 самолета, включающий сжатие воздуха в системе внешних скачков, возникающих на фиксированных элементах фюзеляжа, и внутренних скачков, формируемых регулирующими элементами проточной части камеры сгорания, детонационное горение топливо-воздушной газовой смеси в камере сгорания и последующее расширение продуктов детонации в сопле, отличающийся от выбранного аналога тем, что при полете на скоростях меньше чисел

30 Маха $M=6-9$ топливо сжигают при распределенной по длине подаче в расширяющейся камере сгорания, а при увеличении числа Маха полета более 6-9 распределенную подачу отключают и топливо подают в поток за внешней системой скачков, но непосредственно перед камерой сгорания, и регулированием проточной части формируют на ее входе наклонную детонационную волну, в которой и происходит детонационное горение топливо-

35 воздушно-газовой смеси (Патент RU №2101536, кл. F 02 K 7/10, 1998).
Указанный способ, выбранный в качестве прототипа, частично устраняет недостатки, присущие аналогу. Этот способ разгона позволяет обеспечивать эффективность СПВРД в широком диапазоне сверхзвуковых скоростей полета ($M=2-25$) и делает возможным

40 использование СПВРД в качестве силовой установки ВКС. Тем не менее, у прототипа имеется и ряд отрицательных свойств. Требуется достаточно протяженная камера сгорания и усложненная переключаемая система подачи топлива. Кроме того, как в прототипе, так и в аналоге конструкция проточной камеры сгорания предусматривает непосредственный контакт высокотемпературного потока продуктов горения со стенками

45 камеры сгорания, а также делает необходимым организацию системы охлаждения ее стенок. Эти особенности описанных выше способов ведут к усложнению конструкции камеры сгорания, увеличению ее веса и размеров, а также повышению ее стоимости.
Задачей изобретения является упрощение конструкции камеры сгорания и системы

50 подачи топлива и повышение технических и экономических характеристик летательного аппарата за счет снижения размеров (длины) камеры сгорания, уменьшения теплонапряженности стенок камеры, ее веса, а также ее стоимости.
Поставленная задача достигается тем, что в способе организации детонационного

режима горения в прямоточном воздушно-реактивном двигателе сверхзвукового и/или

гиперзвукового летательного аппарата, включающем подачу топливо-воздушной газовой смеси в камеру сгорания двигателя, генерирование внутренних ударных волн в проточной части камеры сгорания, формируемых регулируемыи элементами камеры сгорания, например системой из двух плоских симметричных клиньев, детонационное горение смеси

5 в камере сгорания с последующим расширением продуктов детонации в сопле, в проточной части камеры сгорания создают систему симметричных наклонных падающих ударных волн, при этом в центральной части поперечного сечения камеры сгорания в результате взаимодействия этих волн друг с другом формируется пересжатая детонационная волна -

10 ножка Маха, регулируемая как по величине (высота), так и по месту положения ее в проточной части камеры сгорания. Во фронте сформированной детонационной волны происходит детонационное сжигание смеси с образованием за ней высокотемпературной области продуктов детонации, а также наряду с этим образуются наклонные отраженные ударные волны между ножкой Маха и стенками камеры, без процесса горения, с температурой газовой смеси за ними, существенно меньшей, чем в области продуктов

15 детонации. Размер ножки Маха, а тем самым и ее положение в продольном направлении камеры сгорания, а также и ее стационарность задают посредством изменения геометрических параметров регулирующих элементов камеры сгорания в зависимости от числа Маха потока на входе в камеру сгорания и химического состава поступающей топливо-воздушной газовой смеси.

20 На фиг.1 показана камера сгорания, реализующая предложенный способ организации детонационного горения на примере системы из двух плоских симметричных клиньев. На фюзеляже 1 закреплен клин 2, симметрично ему распложен клин 3. За клиньями расположен коробчатый канал с верхней стенкой 4 и нижней стенкой 5. Проточную часть камеры сгорания образуют поверхности клиньев 2 и 3, а также стенки канала 4 и 5. За

25 камерой сгорания следует сопло 6. Проточная часть камеры сгорания выполнена регулируемой, элементы 3 и 5 являются нижней стороной короба, подвижного относительно фюзеляжа 1. Этим достигается возможность изменения положения в вертикальном направлении клина 3 и стенки 5 относительно клина 2 и стенки 4, при этом изменяется высота проточной части камеры сгорания. Также имеется возможность

30 одновременного изменения угла клиньев 2 и 3.

На фиг.2 показана структура течения в камере сгорания (представлена только верхняя ее часть) для модельного расчета течения стехиометрической водородно-кислородной смеси. Число Маха потока на входе в камеру сгорания составляло $M_{\text{вход}}=5,5$, статическое давление в потоке равнялось 0,2 атм. Представлена только верхняя часть картины

35 течения, нижняя часть течения симметрична приведенной. Представлены: наклонная ударная волна а, отходящая от клина 2 с углом при вершине θ , ножка Маха b, являющаяся пересжатой детонационной волной (ДВ), тройная точка с и исходящая из нее отраженная волна d, а также контактный разрыв e, разделяющий течение в проточной части камеры сгорания на две области. Детонационное горение осуществляется в волне b, а область f

40 является потоком высокотемпературных продуктов детонации. Область g представляет собой поток нереагирующей газовой смеси, испытавшей последовательные сжатия в косой волне а и в отраженной волне d. Вследствие относительно низких температур газа за указанными волнами, по сравнению с состоянием за волной b, воспламенения топливо-воздушной смеси не происходит. Ножка Маха b - пересжатая ДВ оказывается как бы

45 «подвешенной» в потоке и не присоединенной к какому-либо элементу камеры сгорания. Таким образом, высокотемпературная область f продуктов детонации оказывается изолированной от поверхности клиньев 2, 3 и стенок 4, 5 камеры сгорания низкотемпературным потоком g.

50 На фиг.3 показан пример конкретного осуществления способа, представлена только верхняя часть камеры сгорания.

Способ осуществляется следующим образом. На вход в камеру сгорания подается сверхзвуковой поток топливо-воздушной газовой смеси. На клиньях 2 и 3 образуются две наклонные ударные волны, волна а (см. фиг.2) и симметричная ей соответствующая волна

на клине 3. В результате взаимодействия наклонных волн между собой в проточном канале камеры сгорания формируется ножка Маха b . Ножка стоит в среднем нормально к вектору скорости набегающего потока, поэтому температура за ее фронтом высока и достаточна для воспламенения газовой смеси. Часть потока газа, проходящая через ножку Маха,

5 испытывает ударно-волновое сжатие и нагрев, в смеси начинаются химические реакции, приводящие к тепловыделению и дополнительному нагреву продуктов реакции. Ведущий ударный фронт и последующая за ней зона тепловыделения образуют пересжатую детонационную волну. Химическое преобразование смеси в ДВ, а особенно в пересжатой ДВ, характеризуется чрезвычайно высокой скоростью по сравнению с известными

10 способами сжигания топлива. Это позволяет уменьшить размеры и вес камеры сгорания. Оставшаяся часть потока проходит через систему наклонных ударных волн a и d , нагрев газа в которых недостаточен для начала реакций тепловыделения. Поэтому температура в области g , как показывают результаты численного моделирования, значительно ниже, чем в потоке продуктов детонации f . Вследствие этого тепловые нагрузки на стенки

15 проточной части камеры сгорания 4 и 5, поверхности клиньев 2 и 3 существенно меньше, чем в прототипе и аналоге. Это позволяет снизить требования к конструкционным материалам для изготовления камеры сгорания, уменьшить ее вес и упростить систему охлаждения.

В зависимости от числа Маха полета аппарата подачу топлива регулируют таким

20 образом, чтобы для образовавшейся топливо-воздушной смеси с данным химическим составом число Маха детонационной волны в режиме Чепмена-Жуге ($M_{ч-ж}$) было меньше, чем число Маха потока ($M_{вход}$) этой смеси во входном сечении камеры сгорания, $M_{ч-ж} < M_{вход}$. С точки зрения оптимального использования имеющегося на борту топлива, соотношение топливо/окислитель в смеси необходимо варьировать от бедного

25 состава топливо-воздушной смеси до стехиометрического состава. Результаты проведенных исследований показывают возможность осуществления предложенного способа детонационного сжигания путем формирования стационарной ножки Маха, начиная со значений $M_{вход} = 3,15$ и больших, и величины соотношения $M_{вход}/M_{ч-ж} = 1,04$ и больше. Таким образом, нашими исследованиями было продемонстрировано, что число

30 Маха набегающего потока должно лишь незначительно превышать $M_{СД}$ для существования стационарной ножки Маха - пересжатой ДВ. Еще одной особенностью предлагаемого способа детонационного сжигания является отсутствие ограничения на величину максимального полетного числа Маха и, соответственно, величину $M_{вход}$. Для формирования в потоке стационарной ножки Маха важным является именно минимальное

35 значение параметра $M_{вход}/M_{ч-ж}$.

Кроме этого, в зависимости от числа Маха полета аппарата, и, следовательно, величины $M_{вход}$, и химического состава смеси изменяют величину угла симметричных клиньев 2 и 3, а также высоту проточной части камеры сгорания (расстояние между стенками 4 и 5). Этим обеспечивается стационарность ножки Маха и возможность

40 регулирования ее размера, а тем самым и ее положение в продольном направлении камеры сгорания.

Пример конкретного осуществления способа (показан на фиг.3). Здесь приведены результаты численного моделирования камеры сгорания. Угол клина 2 составляет $\theta = 23^\circ$, число Маха потока стехиометрической водородо-воздушной смеси на входе в камеру

45 выбран $M_{вход} = 4,6$. Число Маха Чепмена-Жуге для данной смеси и выбранных параметров потока составляет $M_{ч-ж} = 4,4$. Элементы структуры течения в камере и конструктивные части камеры обозначены аналогично фиг.2. Расчеты показали, что для данной смеси и числа Маха потока осуществляется устойчивое детонационное горение в стационарной пересжатой детонационной волне - ножке Маха b . Температура потока в области g равна

50 примерно 900 К, в то время как в области f она составляет примерно 2200 К - 2300 К. Звуковая линия, замыкающая стационарную зону горения за ножкой Маха b , расположена примерно в районе $x = 61$ см. Общая длина камеры сгорания для данных параметрах потока и состава смеси может быть ограничена этой величиной, при больших значениях x при

необходимости возможно изменение размеров и формы проточного канала для его сопряжения с последующим соплом б (Фиг.1). Расчеты подтвердили возможность создания весьма компактной камеры детонационного горения с использованием ножки Маха для детонационного сжигания водородно-воздушной смеси, в которой зона горения
5 оказывается изолированной от стенок канала относительно низкотемпературным потоком газа.

Формула изобретения

Способ организации детонационного режима горения в прямоточном воздушно-
10 реактивном двигателе сверхзвукового и/или гиперзвукового летательного аппарата, включающий подачу топливовоздушной газовой смеси в камеру сгорания двигателя, генерирование внутренних ударных волн в проточной части камеры сгорания, формируемых регулируемыи элементами камеры сгорания, например системой из двух
15 плоских симметричных клиньев, детонационное горение смеси в камере сгорания с последующим расширением продуктов детонации в сопле, отличающийся тем, что в проточной части камеры сгорания создают систему симметричных наклонных падающих ударных волн, при этом в центральной части поперечного сечения камеры сгорания в результате взаимодействия этих волн друг с другом формируется пересжатая детонационная волна - ножка Маха с возможностью регулирования ее размера и
20 местоположения в проточной части камеры сгорания, в которой происходит детонационное сжигание смеси с образованием за ней высокотемпературной области продуктов детонации, а также наряду с этим образуются наклонные отраженные ударные волны между ножкой Маха и стенками камеры, без процесса горения, с температурой газовой смеси за ними существенно меньшей, чем в области продуктов детонации, причем размер
25 ножки Маха, а тем самым и ее положение в продольном направлении камеры сгорания, а также и ее стационарность задают посредством изменения геометрических параметров регулирующих элементов камеры сгорания в зависимости от числа Маха потока на входе в камеру сгорания и химического состава поступающей топливовоздушной газовой смеси.

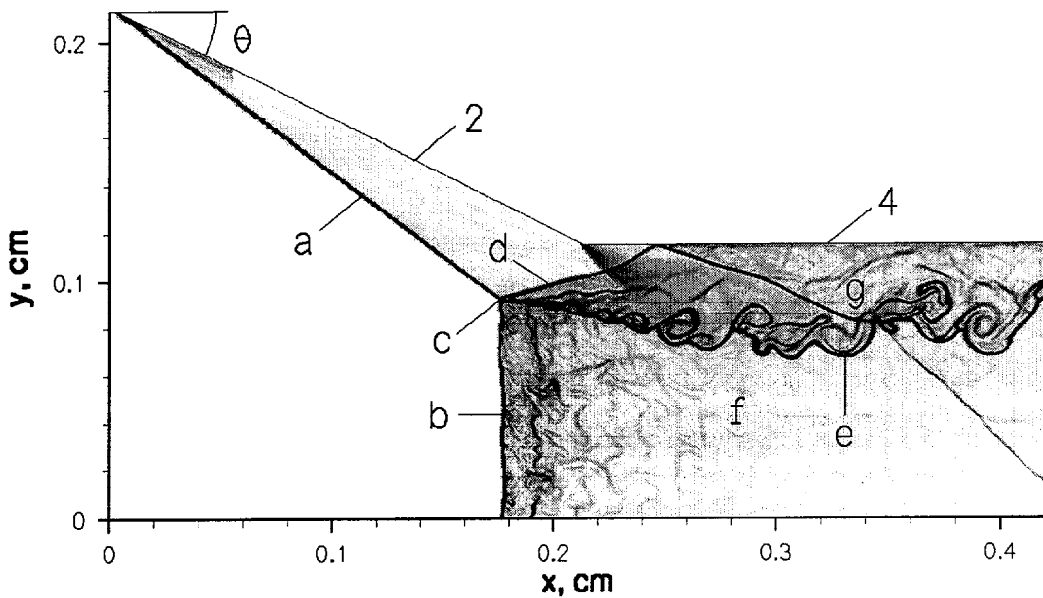
30

35

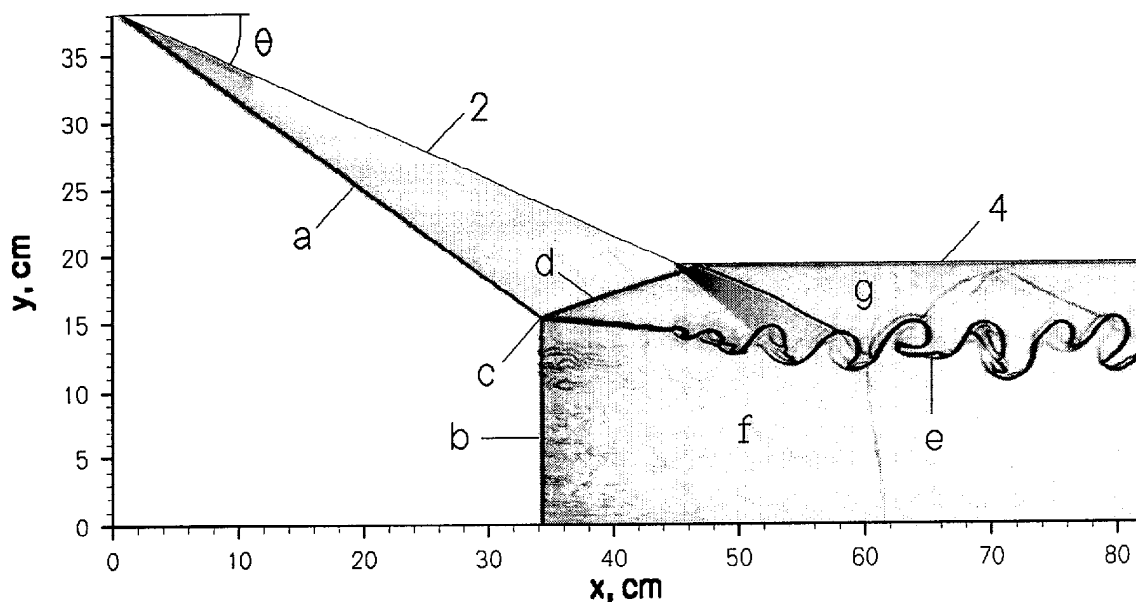
40

45

50



Фиг. 2



Фиг. 3