



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2007117045/11, 07.05.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
07.05.2007

(45) Опубликовано: 20.12.2008 Бюл. № 35

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: US 5740984 A, 21.04.1998. US 3647160  
A, 07.03.1972. RU 2243131 C1, 27.12.2004.

Адрес для переписки:

630090, г.Новосибирск, ул. Институтская, 4/1,  
ИТПМ СО РАН

(72) Автор(ы):

Чиркашенко Владимир Федорович (RU),  
Фомин Василий Михайлович (RU),  
Волков Владислав Федорович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН (ИТПМ СО РАН)  
(RU)

## (54) СПОСОБ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ЗВУКОВОГО УДАРА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области акустической техники и авиации, а именно к полетам самолетов со сверхзвуковыми скоростями. Способ характеризуется перераспределением возмущенного давления в носовую часть самолета за счет дополнительного переднего крыла. Площадь переднего крыла задают в диапазоне от 10 до 40% от суммарной площади переднего и заднего крыльев. Определяют расстояние между

бортовыми хордами переднего и заднего крыльев по формулам, которые включают расстояние от конца бортовой хорды переднего крыла до начала бортовой хорды заднего крыла, длину корпуса самолета, относительную длину бортовой хорды переднего крыла и длину бортовой хорды переднего крыла. Изобретение направлено на снижение уровня звукового удара без снижения аэродинамического качества самолета. 11 ил.



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.  
**G10K 11/16** (2006.01)  
**B64C 30/00** (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2007117045/11, 07.05.2007**

(24) Effective date for property rights: **07.05.2007**

(45) Date of publication: **20.12.2008 Bull. 35**

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

(72) Inventor(s):  
**Chirkashenko Vladimir Fedorovich (RU),  
Fomin Vasilij Mikhajlovich (RU),  
Volkov Vladislav Fedorovich (RU)**

(73) Proprietor(s):  
**Institut teoreticheskoy i prikladnoj  
mekhaniki im. S.A. Khristianovicha SO RAN  
(ITPM SO RAN) (RU)**

(54) **METHOD OF DECREASING SOUND IMPACT**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: method features redistribution of disturbed pressure on the aircraft nose with the help of extra front wing. The front wing is selected from the 10 to 40% of the total area of the front and rear wings. The distance between the side front and rear wing chords by the

formulae including the distance from the side front wing chord end to the side rear wing chord start, the airframe length, relative distance of the side front wing chord and the length of the front wing side chord.

EFFECT: lower level of sound impact.  
11 dwg

RU 2 341 832 C1

RU 2 341 832 C1

Изобретение относится к области авиации, а именно к полетам самолетов со сверхзвуковыми скоростями.

Известен способ снижения уровня звукового удара (ЗУ) при полете самолета на крейсерской высоте полета, заключающийся в обеспечении на поверхности Земли 5 профиля избыточного давления, содержащего в его положительной фазе, разнесенные в пространстве головной и промежуточный скачки давления, обусловленные ударными волнами (УВ) от носовой части фюзеляжа и крыла [1]. Эффект минимизации звукового удара заключается в том, что при сохранении на профиле давления промежуточного скачка перепады статического давления на нем и на головной ударной волне обеспечиваются 10 существенно меньше перепада давления на головной ударной волне, образованной в случае их взаимодействия. Затруднения в реализации такого распределения давления для заданной высоты полета обусловлены тем, что скорость распространения промежуточного скачка давления превосходит скорость головной ударной волны, что приводит к сокращению расстояния между ними по мере удаления от самолета с последующим их 15 взаимодействием.

В известном способе сохранение на поверхности Земли распределения давления с промежуточным скачком обеспечивается за счет смещения результирующей подъемной силы в хвостовую часть фюзеляжа, что в основном достигается смещением крыла в хвостовую часть фюзеляжа и дополнительными мероприятиями (крутка крыла и др.) [2]. В 20 результате этих мероприятий (фиг.1б) на поверхности Земли реализуется профиль давления с головным скачком, вызванным ударной волной от носовой части фюзеляжа и промежуточным скачком, создаваемым ударной волной от крыла. Величины перепадов давления на этих скачках существенно меньше перепада давления на головном скачке профиля давления, формируемого компоновкой с исходным положением крыла (фиг.1а). 25 Объясняется это тем, что взаимодействие ударных волн от фюзеляжа и крыла исходной компоновки происходит до момента прихода волны звукового удара на поверхность Земли. При этом после взаимодействия результирующая головная ударная волна с возросшей интенсивностью создает больший перепад давления.

Данный способ обладает рядом недостатков. Мероприятия, проводимые для 30 обеспечения условия сохранения на поверхности земли дистанции между ударными волнами от фюзеляжа и крыла, достигаемые изменениями исходной компоновки [2], приводят к снижению технических и экономических показателей самолета.

С увеличением веса самолета, как это показано в [1], протяженность зоны сохранения промежуточного скачка на профиле давления заметно уменьшается. Это связано с 35 увеличением доли вклада подъемной силы в формирование уровня звукового удара при увеличении веса самолета. Физически это объясняется увеличением интенсивности ударной волны от крыла и соответственно скорости ее распространения. В результате взаимодействие ударных волн от крыла и носовой части фюзеляжа происходит при меньших удалениях от самолета. Это обстоятельство не позволяет использовать данный 40 способ для снижения уровня звукового удара, создаваемого тяжелыми самолетами с весом более 100 т.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению, относящемуся к способу снижения уровня звукового удара, создаваемого самолетом, является способ по патенту [3]. Этот способ заключается в установке в носовой части фюзеляжа дополнительного крыла с 45 площадью несущей поверхности, не превышающей 3-5% площади основного крыла, и имеющего возможность изменять свой угол атаки в сторону увеличения угла атаки компоновки с помощью специального привода, расположенного на борту самолета. Дополнительно в хвостовой части фюзеляжа установлено крыло, имеющее возможность с помощью специального привода изменять свой установочный угол в сторону увеличения 50 угла атаки самолета. Эффект снижения интенсивности головной ударной волны на поверхности Земли также, как и в предлагаемом способе, основан на перераспределении подъемной силы в носовую часть самолета. При отклонении переднего крыла вблизи носовой части самолета формируется короткий импульс избыточного давления,

включающий головную ударную волну с большим уровнем избыточного давления, за которой следует сильная волна разрежения. Высокая скорость распространения головной ударной волны и линейный закон нарастания избыточного давления за ней, обеспеченный степенным законом распределения поперечных площадей по длине самолета, позволяют ей оставаться лидирующей на профиле возмущенного давления до удалений, соответствующих высоте крейсерского полета. По мере удаления от самолета интенсивность головной ударной волны под действием следующей за ней волны разрежения быстро затухает, что позволяет на поверхности земли обеспечить приемлемый уровень избыточного давления. Отклонение дополнительного крыла в хвостовой части самолета приводит к формированию избыточного давления, которое, взаимодействуя с волной разрежения в хвостовой части самолета, приводит к снижению перепада давления на хвостовой ударной волне.

Основным недостатком данного способа является увеличение аэродинамического сопротивления самолета, вызванное возможностью отклонения дополнительных поверхностей, что приводит к увеличению сопротивления самолета, снижению его аэродинамического качества и соответственно технико-экономических показателей. В связи с этим отклонение дополнительных несущих поверхностей, обеспечивающих снижение уровня звукового удара, производится только при полете над густо населенной территорией. Данный недостаток вызван тем, что используемое переднее крыло, установленное как дополнительный элемент компоновки, в результате его отклонения приводит к увеличению аэродинамического сопротивления, не обеспечивая при этом необходимого увеличения несущих свойств самолета для сохранения исходного (без отклонения дополнительного крыла) аэродинамического качества.

Изобретением решается задача снижения уровня звукового удара, создаваемого самолетом на поверхности земли при его полете на сверхзвуковых скоростях, при обеспечении условия сохранения аэродинамического качества.

Для достижения названного технического результата в предлагаемом способе снижения уровня звукового удара, заключающемся в перераспределении повышенного давления в носовую часть самолета за счет дополнительного переднего крыла, новым является то, что площадь переднего крыла задают в диапазоне от 10 до 40% от суммарной площади переднего и заднего крыльев и устанавливают его с постоянным углом относительно оси корпуса самолета. При этом расстояние между бортовыми хордами переднего и заднего крыльев определяют по формуле  $\bar{\Delta} = C / \bar{b}_1$ ,

где  $\bar{\Delta} = \Delta / L_k$  - относительное расстояние от конца бортовой хорды переднего крыла до начала бортовой хорды заднего крыла,

$\Delta$  - абсолютная величина этого расстояния, м,

$L_k$  - длина корпуса, м,

$C$  - безразмерный коэффициент, определяемый в диапазоне величин  $0,0336 \leq C \leq 0,0455$ ,

$\bar{b}_1 = b_1 / L_k$  - относительная длина бортовой хорды переднего крыла,

$b_1$  - длина бортовой хорды переднего крыла, м.

Указанные признаки не выявлены в других технических решениях при изучении уровня данной области техники и, следовательно, решение является новым и имеет изобретательский уровень.

Предлагаемый способ снижения уровня звукового удара поясняется чертежами, представленными на фиг.1-11.

На фиг.1 - влияние положения крыла на фюзеляже на формирование волны звукового удара, на фиг.2 - геометрия исходной компоновки  $\bar{s} = 0$ , на фиг.3 - геометрия компоновки с передним и задним крыльями  $\bar{s} = 0,1$ ,  $\bar{x}_1 = 0,125$ ; на фиг.4 - распространение волны звукового удара, создаваемой исходной компоновкой самолета ( $\bar{s} = 0$ ); на фиг.5 - распространение волны звукового удара, создаваемой компоновкой самолета с передним и задним крылом ( $\bar{s} = 0,1$ ,  $\bar{x}_1 = 0,125$ ); на фиг.6 - зависимость параметров ЗУ и аэродинамического качества от относительной площади переднего крыла

при  $\bar{x}_1 = 0,125$  ; на фиг.7 - зависимость параметров ЗУ и аэродинамического качества от положения переднего крыла относительно носка фюзеляжа при  $\bar{s} = 0,1$  ; на фиг.8 - зависимость параметров ЗУ и аэродинамического качества от положения переднего крыла относительно носка фюзеляжа при  $\bar{s} = 0,2$  ; на фиг.9 - зависимость параметров ЗУ и аэродинамического качества от положения переднего крыла относительно носка фюзеляжа при  $\bar{s} = 0,3$  ; на фиг.10 - зависимость параметров ЗУ и аэродинамического качества от положения переднего крыла относительно носка фюзеляжа при  $\bar{s} = 0,4$  ; на фиг.11 - изменение диапазона определяющего параметра в зависимости от относительной площади переднего крыла.

Предлагаемый способ осуществляется следующим образом.

В связи с существующим ограничением на уровень звукового удара, создаваемый на поверхности Земли самолетом при полете его на сверхзвуковой скорости, необходимо минимизировать перепады давления на ударных волнах, приходящих на поверхность Земли, до уровня, не превышающего  $5 \text{ кг/м}^2$  (50 Па). В предлагаемом способе в носовой части самолета устанавливается переднее крыло. Площадь переднего крыла задают в диапазоне от 10 до 40% от суммарной площади переднего и заднего крыльев. Переднее крыло устанавливают с постоянным углом относительно корпуса самолета. Расстояние между бортовыми хордами переднего и заднего крыльев определяют по формуле  $\bar{\Delta} = C / \bar{b}_1$  , где  $\bar{\Delta} = \Delta / L_k$  - относительное расстояние от конца бортовой хорды переднего крыла до начала бортовой хорды заднего крыла,  $\Delta$  - абсолютная величина этого расстояния,  $L_k$  - длина корпуса,  $C$  - безразмерный коэффициент, определяемый в диапазоне величин  $0,0336 \leq C \leq 0,0455$ ,  $\bar{b}_1 = b_1 / L_k$  - относительная длина бортовой хорды переднего крыла,  $b_1$  - длина бортовой хорды переднего крыла. Данные компоновки обеспечивают без ограничений на вес самолета при фиксированном положении переднего крыла относительно корпуса самолета существенное снижение уровня звукового удара без снижения аэродинамического качества самолета относительно исходной компоновки равной длины с одним крылом, площадь которого равна сумме площадей переднего и заднего крыльев тандемной компоновки.

Решение задачи производится путем расчетных исследований с использованием методики, изложенной в [4].

На фиг.2, 3 показана геометрия исходной компоновки и компоновки с тандемным расположением двух крыльев на фюзеляже. Для проведения расчетного анализа тандемная компоновка с длиной, равной длине фюзеляжа исходной компоновки, организуется заданием площадей геометрически подобных переднего и заднего крыла с суммарной площадью, равной площади крыла исходной компоновки и их расположения на фюзеляже с помощью следующих параметров.

Относительная площадь переднего крыла  $\bar{s} = S / S_0$  , где  $S$  - площадь переднего крыла,  $\text{м}^2$ , а  $S_0$  - площадь крыла исходной компоновки самолета,  $\text{м}^2$ .

Относительное положение переднего крыла на фюзеляже определяется соотношением  $\bar{x}_1 = X_1 / L_k$  , где  $X_1$  - расстояние от носка фюзеляжа до начала бортовой хорды переднего крыла, м, а  $L_k$  - длина фюзеляжа, м.

Положение задней кромки заднего крыла фиксировано и совпадает с плоскостью донного среза фюзеляжа.

На фиг.4, 5 показано формирование волны звукового удара при удалении от исходной компоновки самолета и компоновки с тандемным расположением двух крыльев.

Результаты представлены в виде распределений избыточного статического давления  $\Delta P = P - P_0$  в зависимости от расстояния в направлении полета -  $X$  для различных относительных удалений от самолета по высоте  $K = H / L_k$ , где  $P$  - статическое давление в возмущенном потоке,  $\text{кг/м}^2$ ,  $P_0$  - статическое давление в набегающем потоке,  $\text{кг/м}^2$ ,  $H$  - удаление по высоте от самолета, м, а  $L_k$  - длина самолета, м.

При удалении от исходной компоновки (фиг.4) на удаление ( $K=3$ ) на профиле

возмущенного давления наблюдаются скачки, вызванные перепадами давления на ударных волнах, создаваемых носовой частью фюзеляжа (1), корневым наплывом (2) и базовым крылом (3). Профиль возмущенного давления завершается хвостовой ударной волной (4), на которой пониженный уровень давления, полученный в результате

5 расширения потока в волне разрежения, следующей за ударной волной от базового крыла, восстанавливается практически до атмосферного давления. Скорость распространения ударной волны (3) от базового крыла превышает скорость ударной волны (2) от корневого наплыва, что приводит к их взаимодействию с образованием результирующей волны, генерирующей скачок (5), наблюдаемый при  $(K=10)$ . В результате превышения скорости

10 распространения волны (5) относительно головной ударной волны (1) расстояние между ними сокращается, что наблюдается на удалении  $(K=50)$ . Профиль давления на поверхности земли  $(K=400)$  в результате произошедшего раннее взаимодействия промежуточной ударной волны (5) с головной ударной волной (1) приобретает форму, близкую к N-образной, включающей головную ударную волну (6) с существенно возросшей

15 интенсивностью и хвостовую ударную волну (4). Таким образом исходная компоновка не обеспечивает на поверхности земли приемлемого уровня звукового удара.

Перераспределение возмущенного давления в носовую часть самолета с помощью установки переднего крыла существенно изменяет процесс формирования волны звукового удара, что иллюстрируется на фиг.5 для компоновки с тандемным расположением двух

20 крыльев при относительной площади переднего крыла  $\bar{s} = 0,1$ , начало бортовой хорды которого удалено от носка фюзеляжа на расстояние  $\bar{x}_1 = 0,125$ . На удалении от самолета, соответствующем  $(K=3)$ , лидирующей ударной волной является результирующая волна (1), распространяющаяся после взаимодействия ударной волны от носовой части фюзеляжа и наплыва переднего крыла. Интенсивность ударной волны 1 превышает

25 интенсивность волны, создаваемой носовой частью фюзеляжа, что обеспечивает ей большую скорость движения. Следующие промежуточные скачки на профиле давления соответствуют ударным волнам от базового переднего крыла (2), наплыва заднего крыла (3) и заднего базового крыла (4). Замыкается профиль давления скачком (5) от хвостовой ударной волны.

30 На удалении  $(K=10)$  лидирующий скачок давления (6) создает ударная волна, образовавшаяся после взаимодействия ударной волны (1) с догнавшей ее волной от базового переднего крыла (2). Возросшая при этом интенсивность и соответственно скорость распространения лидирующей ударной волны позволяет ей сохранять дистанцию между догоняющими ее ударными волнами от наплыва (3) и базового заднего крыла (4).

35 При этом увеличение интенсивности ударной волны приводит к существенному усилению процесса ее затухания. При дальнейшем удалении  $(K=50)$  наблюдается заметное сокращение расстояния между ударными волнами от базового заднего крыла и его наплыва, что обусловлено превышением скорости движения ударной волны от базового крыла. В результате при  $50 < K < 200$  происходит взаимодействие этих волн с образованием

40 на профиле давления одной промежуточной ударной волны с возросшей интенсивностью и скоростью распространения. Не смотря на это на поверхности земли  $(K=400)$  сохраняется существенная дистанция между головной и промежуточной ударными волнами. Перепады давления на головной и промежуточной ударных волнах в результате нелинейности процесса затухания реализуются существенно меньшие по сравнению с перепадом

45 давления на поверхности земли, создаваемым головной ударной волной от исходной компоновки (фиг.4).

Таким образом перераспределение возмущенного давления в носовую часть самолета позволяет за счет увеличения интенсивности головной ударной волны вблизи самолета с

50 помощью переднего крыла сохранить дистанцию между головной и промежуточной ударными волнами, обеспечивающими приемлемые уровни перепадов давления на поверхности Земли.

На фиг.6-10 для тандемной компоновки показано влияние относительной площади переднего крыла и положения его на фюзеляже на параметры создаваемого на

поверхности Земли звукового удара при полете на крейсерской высоте ( $K=400$ ) и волновое аэродинамическое качество -  $K_B$ . При этом параметры звукового удара представлены в виде избыточного статического давления, реализуемого на головной и промежуточной ударных волнах.

5 Изменение относительной площади переднего крыла в диапазоне  $\bar{s} = 0 - 1$  при фиксированном положении начала бортовой хорды переднего крыла относительно носка фюзеляжа (фиг.6) приводит к существенному изменению интенсивности звукового удара и аэродинамического качества компоновки. Максимальное снижение уровня звукового удара свыше 50% относительно исходной компоновки обеспечивается при площади переднего  
10 крыла от  $\bar{s} = 0,1$  до 0,4. При этом аэродинамическое качество, незначительно увеличенное относительно исходной компоновки (5%) при  $\bar{s} = 0,1$ , непрерывно снижается с увеличением площади переднего крыла.

Изменение положения переднего крыла постоянной площади относительно корпуса  
15 позволяет определить дополнительные компоновки, обеспечивающие одновременно снижение уровня звукового удара и увеличение аэродинамического качества относительно исходной компоновки, что показано на фиг.7-10 для разных относительных площадей переднего крыла. Обеспечение одновременного снижения уровня звукового удара и  
20 сохранения величины аэродинамического качества не менее исходной компоновки при заданной относительной площади переднего крыла реализуется в определенном интервале положений переднего крыла относительно носка корпуса  $\bar{X}_{1\min} \leq \bar{X}_1 \leq \bar{X}_{1\max}$  (показаны штриховыми линиями). На основании результатов расчетных исследований влияния площади переднего крыла и его положения на корпуса получено обобщение в виде зависимости обобщенного параметра  $\bar{\Delta}_{b_1}$ , определенного на границах интервала  
25  $\bar{X}_{1\min} \leq \bar{X}_1 \leq \bar{X}_{1\max}$ , от относительной площади переднего крыла, которая показана на фиг.11. Данная зависимость определяет диапазон допустимых положений переднего крыла заданной площади на корпусе компоновки и имеет вид  $\bar{\Delta} = C / \bar{b}_1$  где  $\bar{\Delta} = \Delta / L_K$  - относительное расстояние от конца бортовой хорды переднего крыла до начала бортовой хорды заднего крыла,  $\Delta$  - абсолютная величина этого расстояния,  $L_K$  - длина корпуса,  $C$  -  
30 безразмерный коэффициент, определяемый в диапазоне величин  $0,0336 \leq C \leq 0,0455$ ,  $\bar{b}_1 = b_1 / L_K$  - относительная длина бортовой хорды переднего крыла,  $b_1$  - длина бортовой хорды переднего крыла. При этом обеспечивается одновременное существенное снижение интенсивности звукового удара на поверхности Земли при полете на крейсерской  
35 высоте (до уровня  $5 \text{ кг/м}^2$ ) и величина аэродинамического качества не ниже исходной компоновки.

Предложенный способ обеспечивает без ограничений на вес самолета при заданной площади переднего крыла и фиксированном его положении относительно корпуса самолета существенное снижение уровня звукового удара без снижения  
40 аэродинамического качества самолета относительно исходной компоновки равной длины с одним крылом, площадь которого равна сумме площадей переднего и заднего крыльев тандемной компоновки.

Источники информации

1. Жилин Ю.Л. Звуковой удар от сверхзвукового пассажирского самолета. Труды ЦАГИ,  
45 Вып.1498, 1973 г., с.41-45.
2. Жилин Ю.Л. Влияние компоновки самолета, режима его полета и состояния атмосферы на интенсивность звукового удара. Труды ЦАГИ, Вып.1094, 1967 г., с.14-22.
3. Патент США №5740984, кл. В64С 30/00. 21.04.1998 г.
4. Фомин В.М., Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Численное исследование влияния  
50 аэродинамической компоновки СПС на параметры создаваемого им звукового удара // Вычислительные технологии. Том 11, часть 2, Специальный выпуск, 2006. с.64-74.

Формула изобретения

Способ снижения уровня звукового удара, создаваемого самолетом на поверхности Земли при его полете на сверхзвуковой скорости, заключающийся в перераспределении повышенного давления в носовую часть самолета за счет дополнительного переднего крыла, отличающийся тем, что площадь переднего крыла задают в диапазоне от 10 до 40% от суммарной площади переднего и заднего крыльев и устанавливают его с постоянным углом относительно оси корпуса самолета на расстоянии между бортовыми хордами переднего и заднего крыльев, определяемом по формуле  $\bar{\Delta} = c / \bar{b}_1$ ,

где  $\bar{\Delta} = \Delta / L_k$  - относительное расстояние от конца бортовой хорды переднего крыла

до начала бортовой хорды заднего крыла,

$\Delta$  - абсолютная величина этого расстояния, м,

$L_k$  - длина корпуса, м,

$C$  - безразмерный коэффициент, определяемый в диапазоне величин  $0,0336 \leq C \leq 0,0455$ ,

$\bar{b}_1 = b_1 / L_k$  - относительная длина бортовой хорды переднего крыла,

$b_1$  - длина бортовой хорды переднего крыла, м.

20

25

30

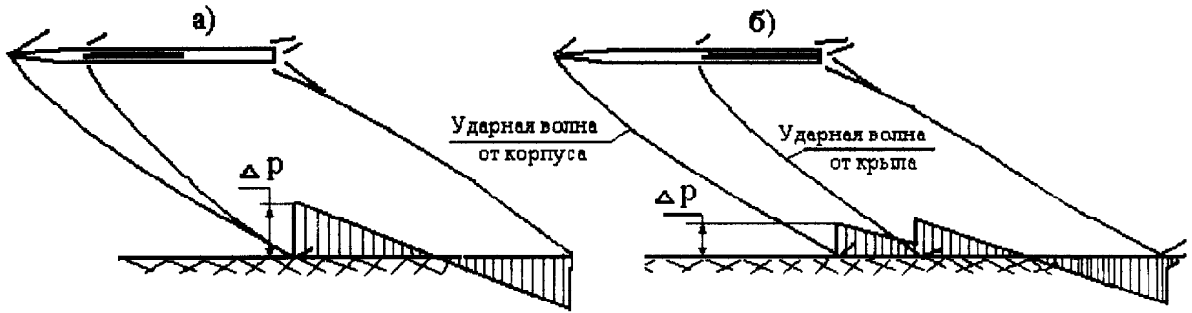
35

40

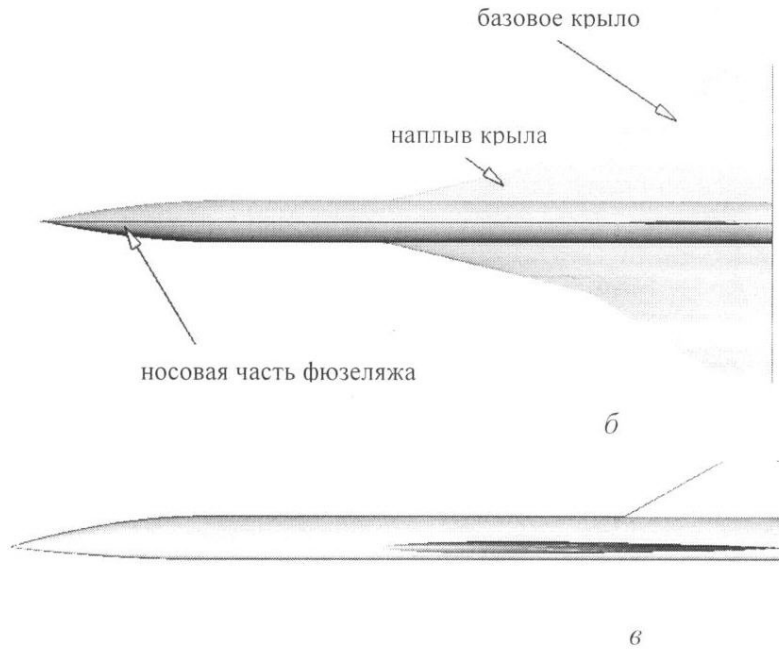
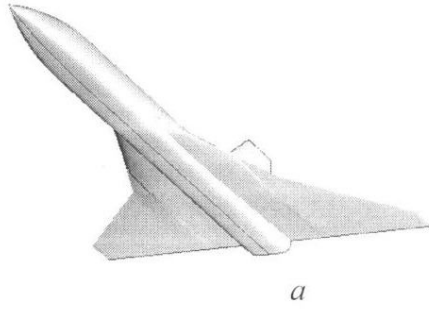
45

50



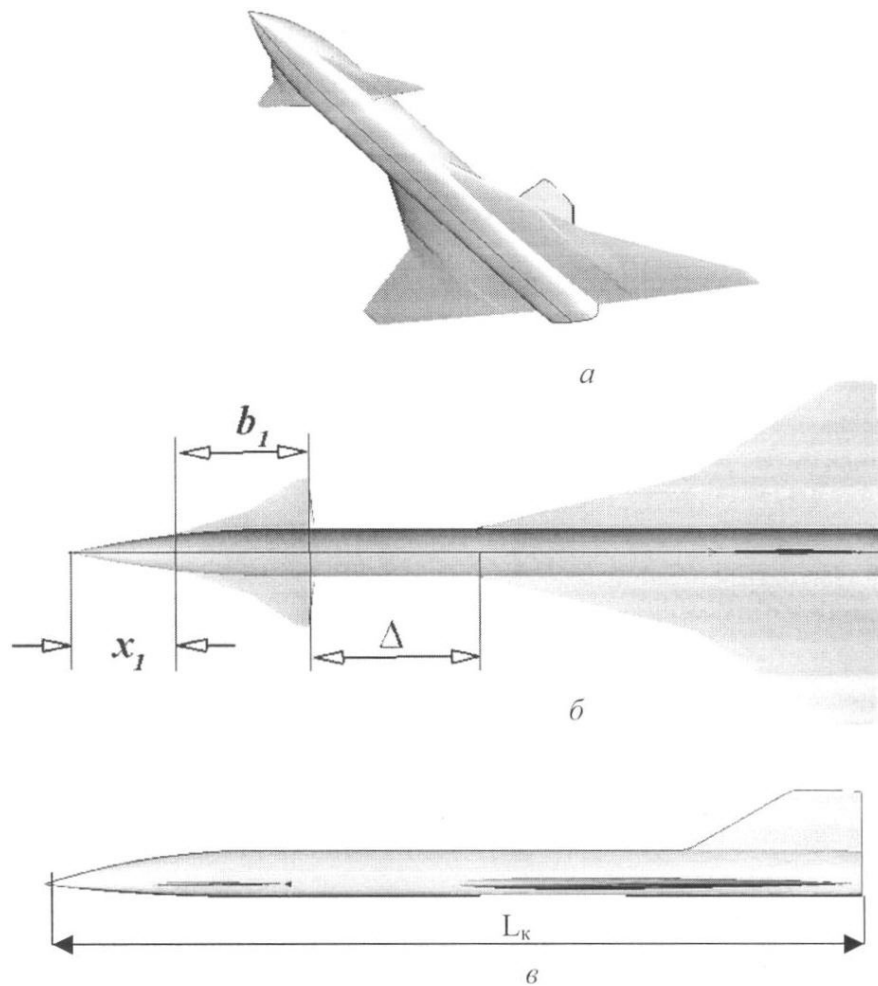


Фиг. 1



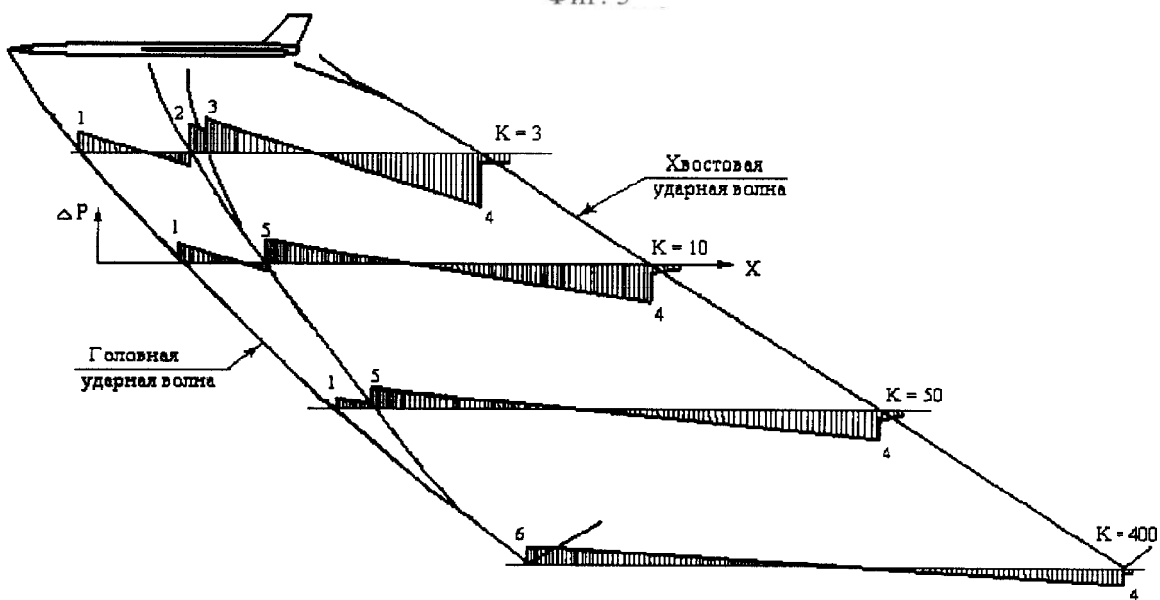
а – общий вид, б – вид в плане, в – вид с боку.

Фиг. 2

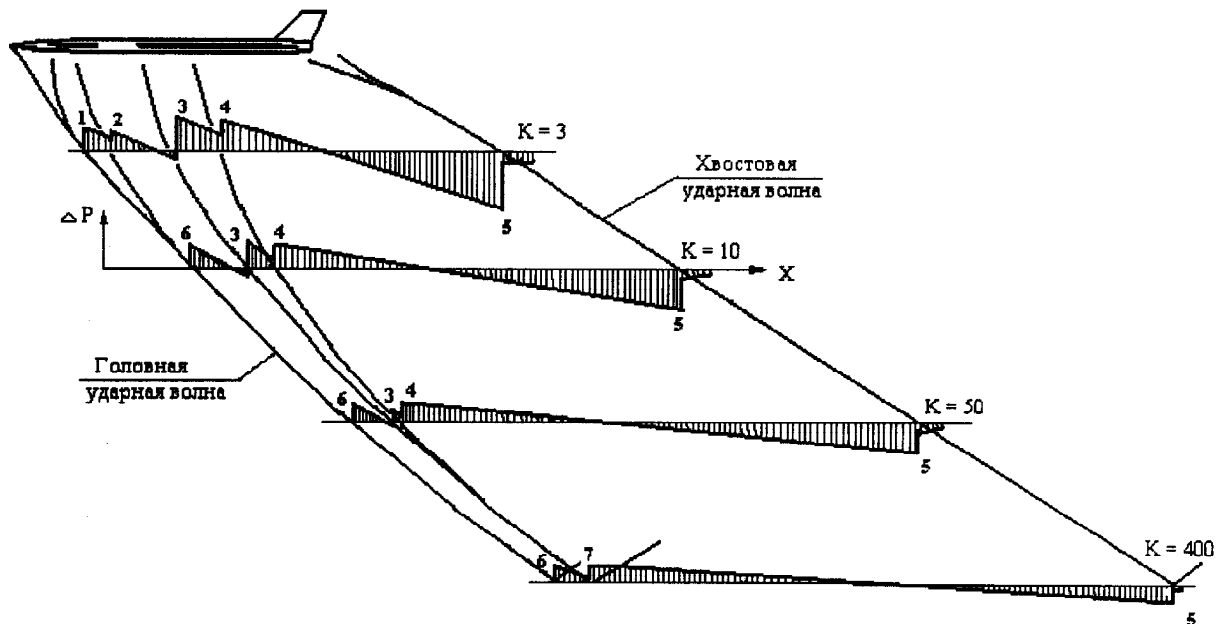


*a* – общий вид, *б* – вид в плане, *в* – вид с боку.

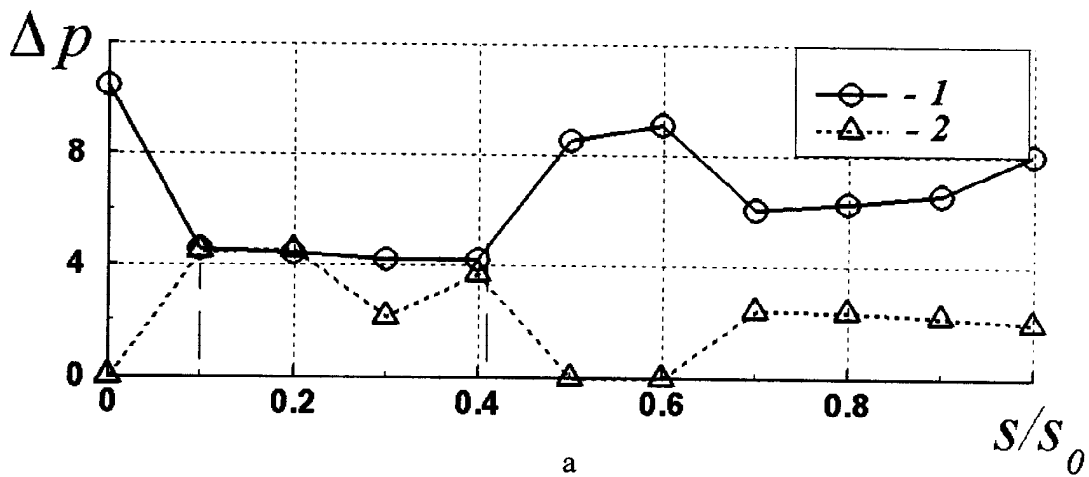
Фиг. 3



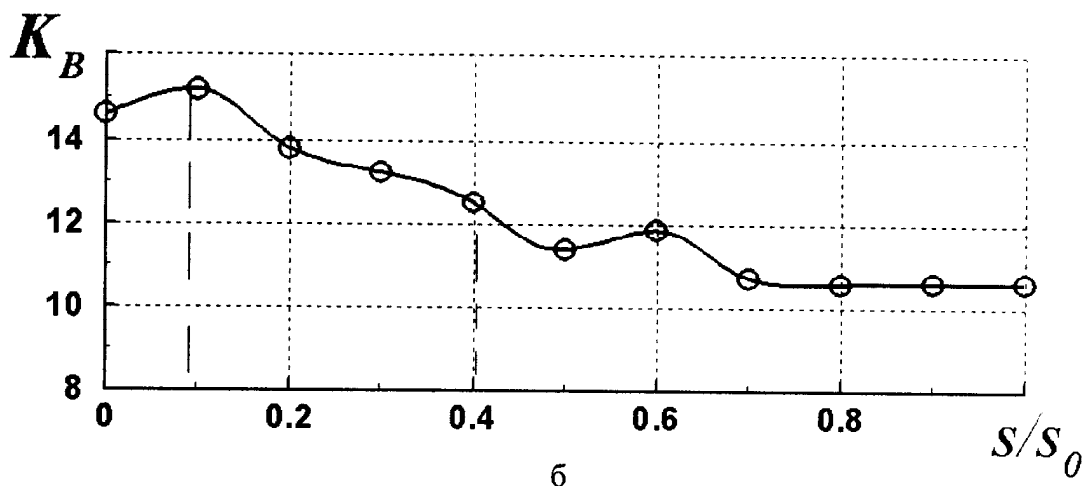
Фиг. 4



Фиг.5



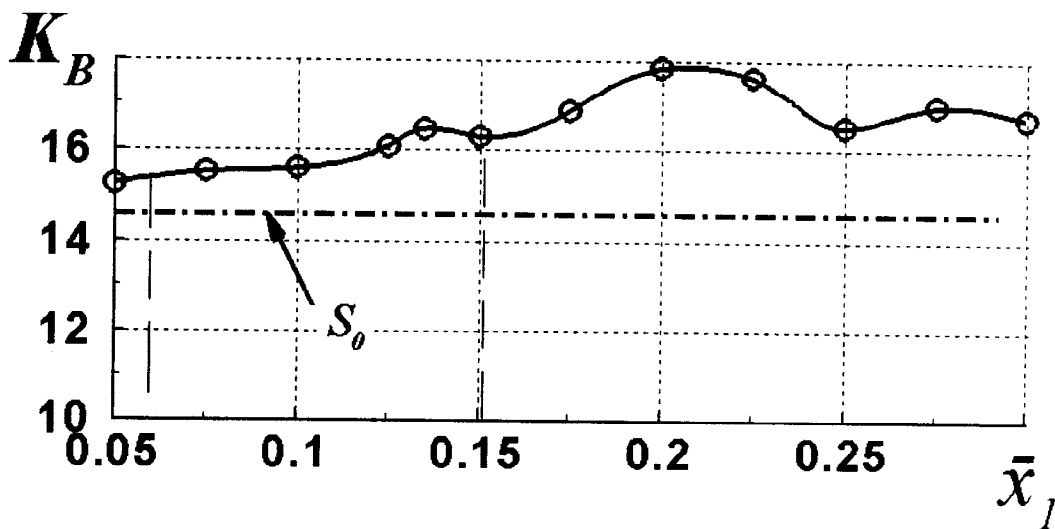
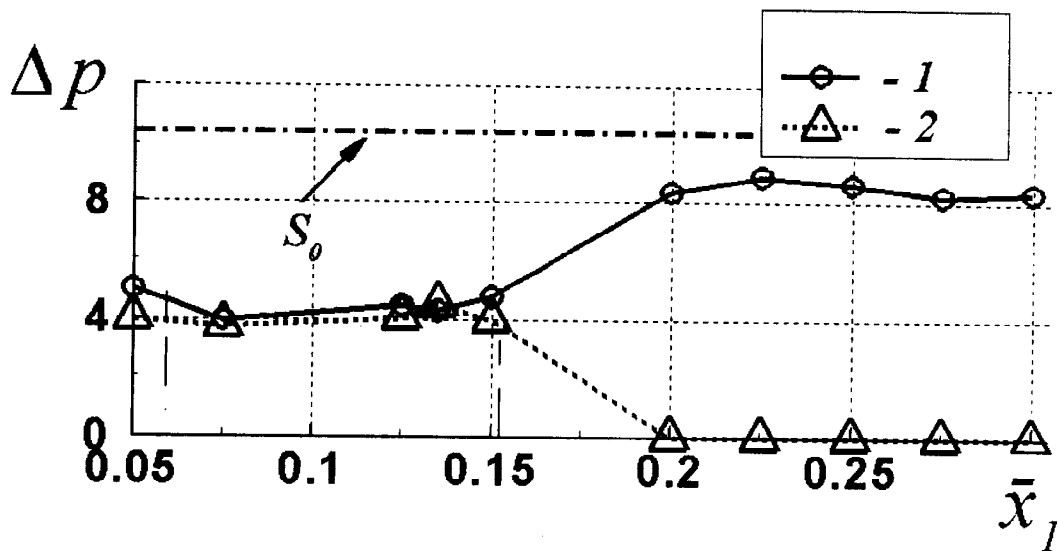
а



б

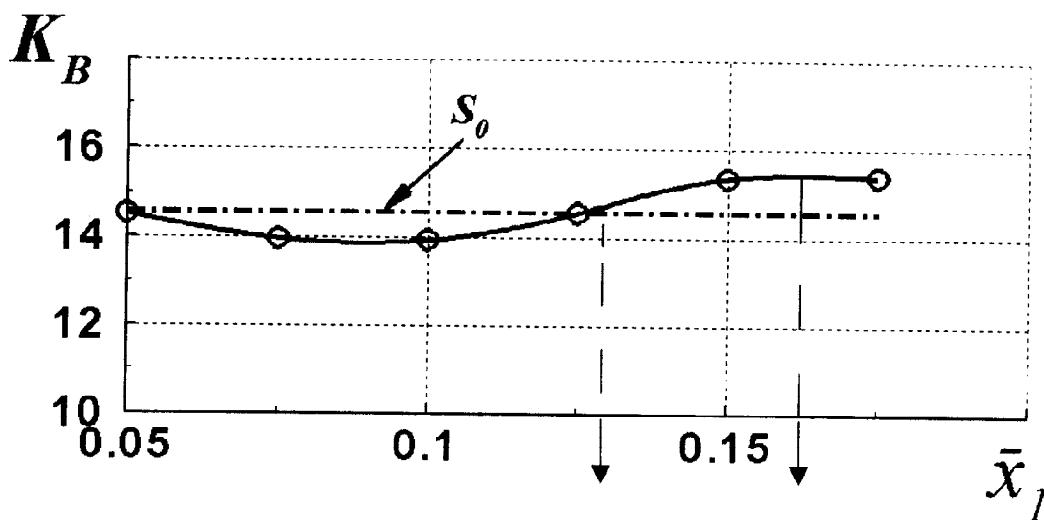
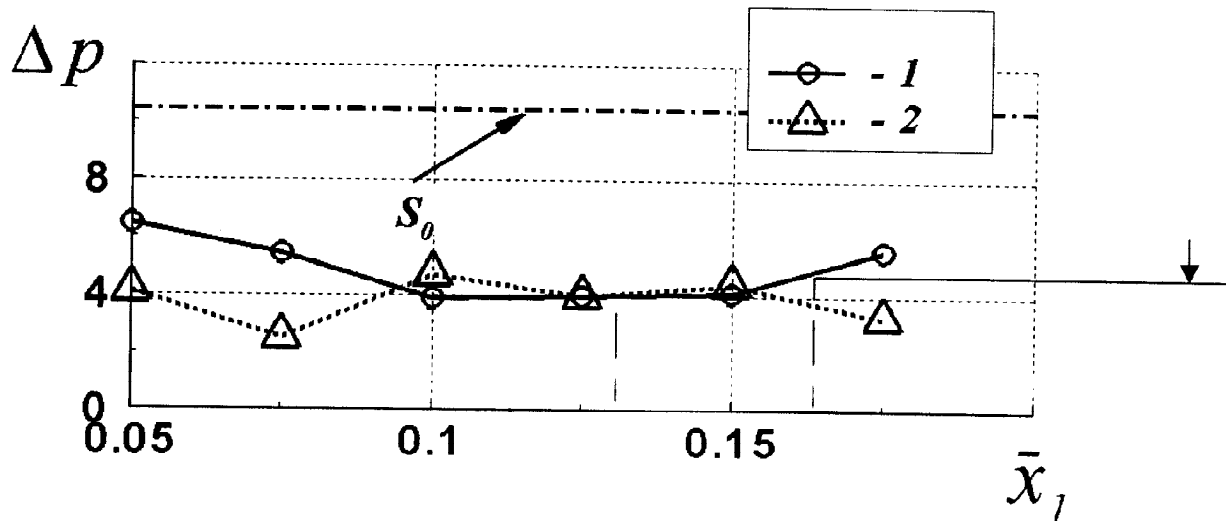
а - 1 - головная УВ, 2 - промежуточная УВ,  
 б - аэродинамическое качество.

Фиг. 6



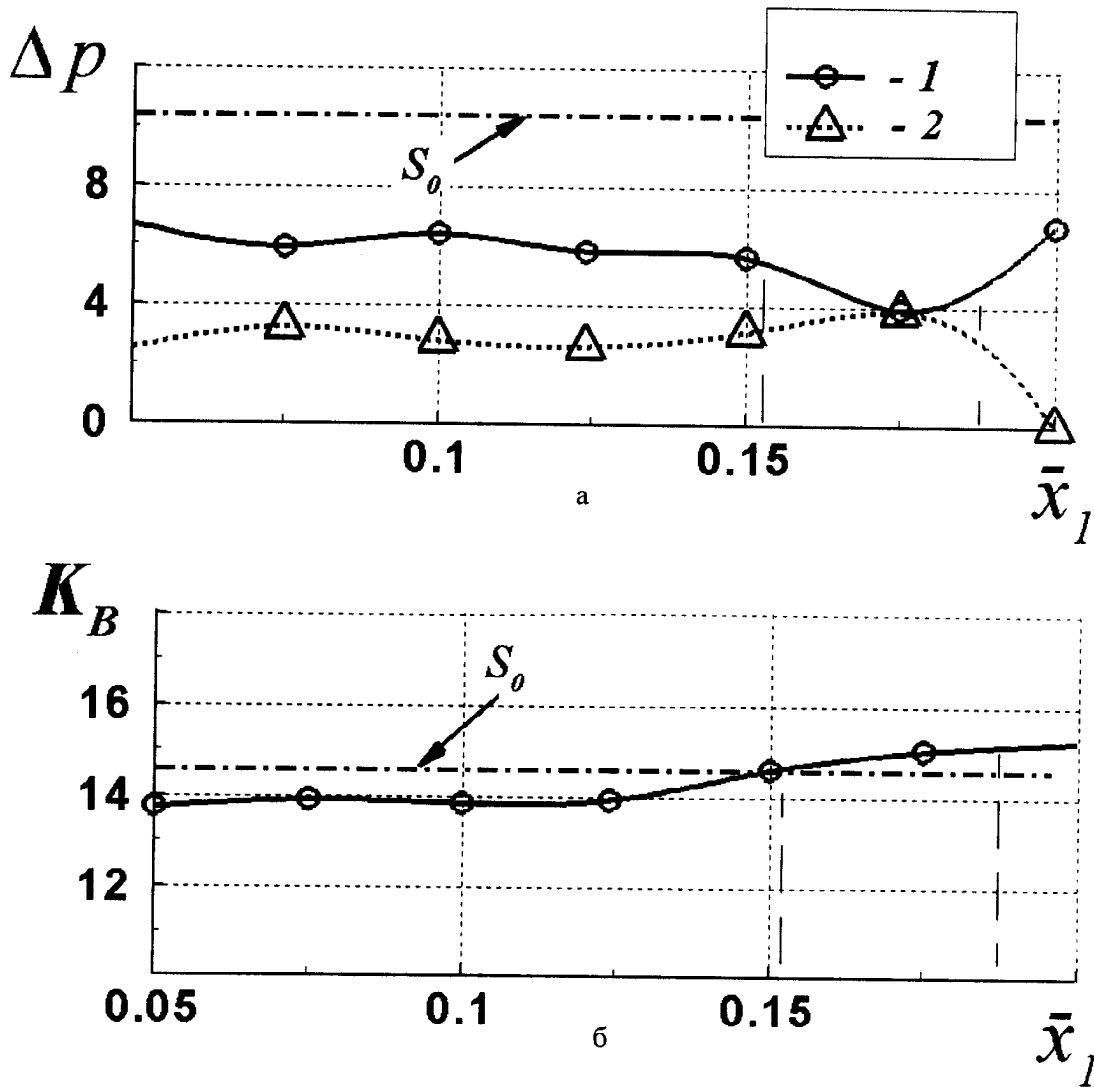
а - 1 - интенсивность головной УВ ( $\text{кг}/\text{м}^2$ ), 2 - промежуточной УВ;  
 б - аэродинамическое качество;  $S_0$  - параметры исходной компоновки

Фиг. 7



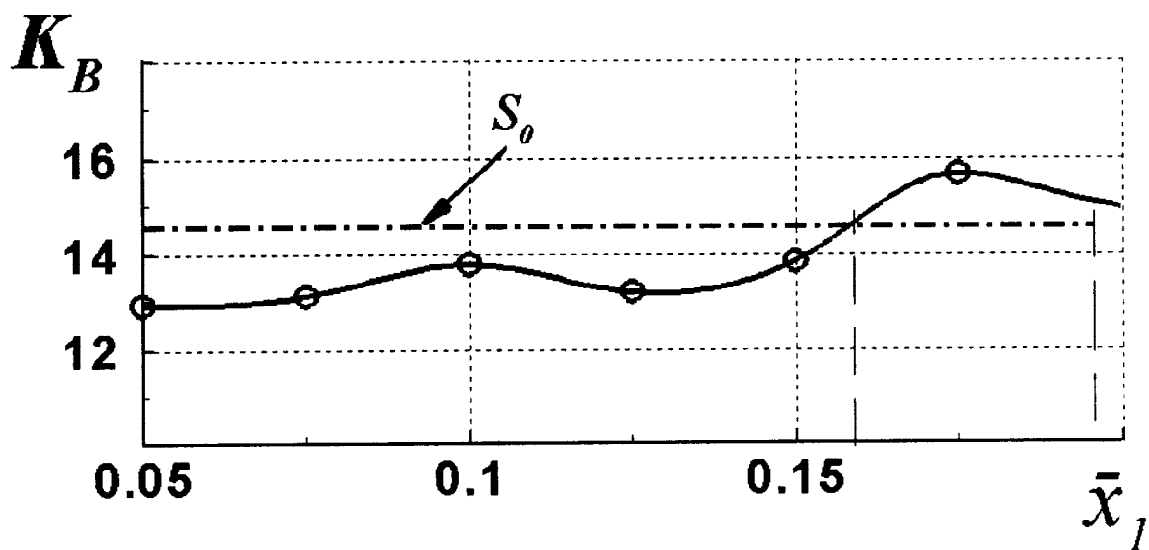
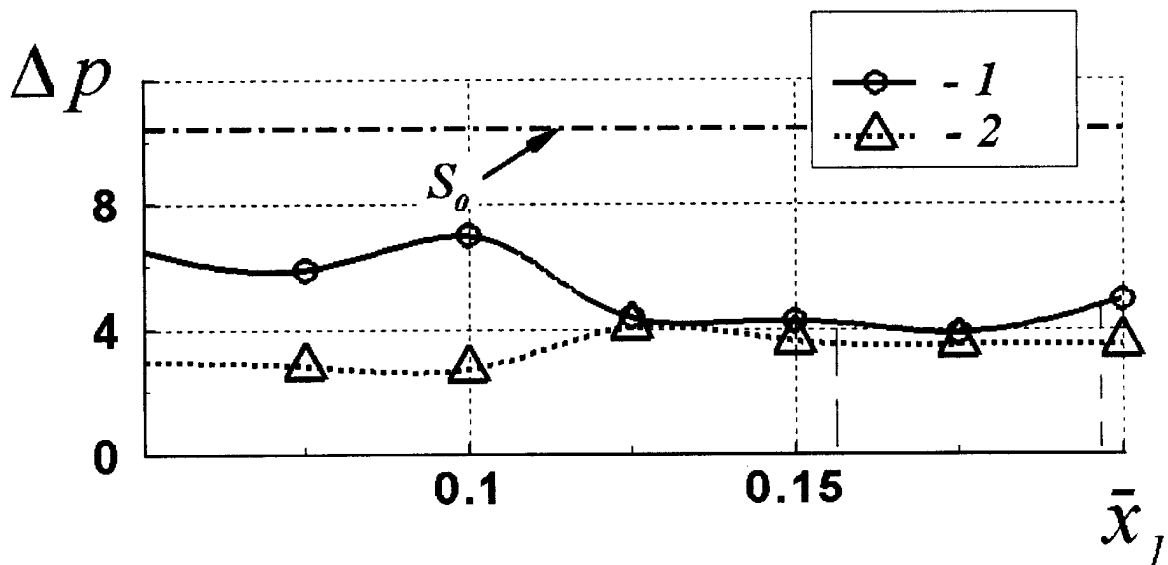
$a - 1$  – интенсивность головной УВ ( $\text{кг}/\text{м}^2$ ), 2 – промежуточной УВ;  
 $b$  – аэродинамическое качество;  $S_0$  – параметры исходной компоновки.

Фиг. 8



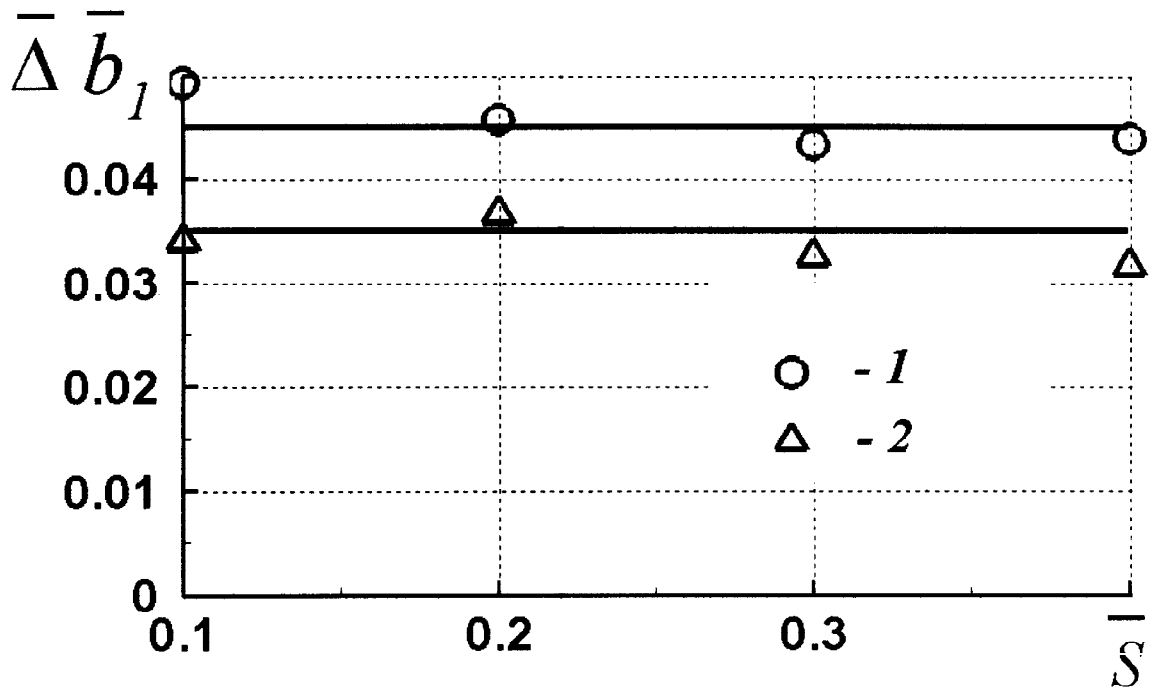
$a - 1$  – интенсивность головной УВ ( $\text{кг}/\text{м}^2$ ),  $2$  – промежуточной УВ;  
 $b$  – аэродинамическое качество;  $S_0$  – параметры исходной компоновки.

Фиг. 9



а – 1 – интенсивность головной УВ ( $\text{кг}/\text{м}^2$ ), 2 – промежуточной УВ;  
 б – аэродинамическое качество;  $S_0$  – параметры исходной компоновки.

Фиг. 10



1 – ограничение по минимальному  $\bar{x}_1$ , 2 – ограничение по максимальному  $\bar{x}_1$  ..

Фиг.11