

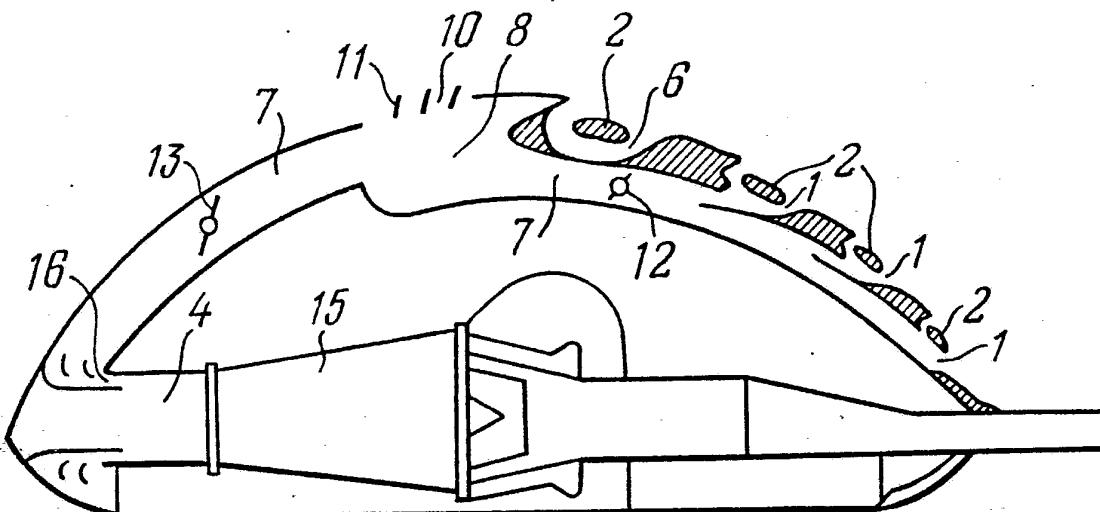


МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(51) Международная классификация изобретения ⁵ : B64C 21/08	A1	(11) Номер международной публикации: WO 93/08076 (43) Дата международной публикации: 29 апреля 1993 (29.04.93)
(21) Номер международной заявки: PCT/RU92/00186		
(22) Дата международной подачи: 13 октября 1992 (13.10.92)		
(30) Данные о приоритете: 5004219/23 14 октября 1991 (14.10.91) SU 5004220/23 14 октября 1991 (14.10.91) SU		
(71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ТРИУМФ» [RU/RU]; Мытищи 141007, 2 Щёлковский пр., д. 5, корп. 3 (RU) [NAUCHNO-PROIZVODSTVENNOE PREDPRIYATIE «TRIUMF», Mytischi (RU)].		Дачная, д. 31а, кв. 2 (RU) [PUSHKIN, Rostislav Mikhailovich, Krasnoarmeisk (RU)]. МАСС Александр Михайлович [RU/RU]; Петропавловск-Камчатский 683000, ул. Циолковского, д. 35/1, кв. 69 (RU) [MASS, Alexandre Mikhailovich, Petropavlovsk-Kamchatsk (RU)]. ШИБАНОВ Анатолий Петрович [RU/RU]; Красноармейск 141260, ул. Восточная, д. 4, кв. 5 (RU) [SHIBANOV, Anatoly Petrovich, Krasnoarmeisk (RU)]. ЩУКИН Илья Львович [RU/RU]; Калининград 141070, пр. Космонавтов, д. 8а, кв. 135 (RU) [SCHUKIN, Illya Lvovich, Kaliningrad (RU)]. ФИЩЕНКО Сергей Викторович [RU/RU]; Приморско-Ахтарск 353890, ул. Ленина, д. 17, кв. 21 (RU) [FISCHENKO, Sergei Viktorovich, Primorsko-Akhatarsk (RU)].
(72) Изобретатели; и		
(75) Изобретатели / Заявители (только для US): САВИЦКИЙ Анатолий Иванович [RU/RU]; Москва 109262, ул. Малышева, д. 26, корп. 1, кв. 3 (RU) [SAVITSKY, Anatoly Ivanovich, Moscow (RU)]. ЩУКИН Лев Николаевич [RU/RU]; Калининград 141070, пр. Космонавтов, д. 8а, кв. 135 (RU) [SCHUKIN, Lev Nikolaevich, Kaliningrad (RU)]. КАРЕЛИН Виктор Георгиевич [RU/RU]; Москва 123056, Тишинская пл., д. 6, кв. 14 (RU) [KARELIN, Viktor Georgievich, Moscow (RU)]. ПУШКИН Ростислав Михайлович [RU/RU]; Красноармейск 141260, ул.		
		(74) Агент: ДЕМЕНТЬЕВ Владимир Николаевич; Москва 113114, Дербеневская наб., д. 13/17, корп. 4, кв. 35 (RU) [DEMENTIEV, Vladimir Nikolaevich, Moscow (RU)].
		(81) Указанные государства: CA, JP, US, европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, SE).
		Опубликована С отчетом о международном поиске.

(54) Title: METHOD FOR CONTROLLING BOUNDARY LAYER ON AN AERODYNAMIC SURFACE OF A FLYING VEHICLE, AND A FLYING VEHICLE

(54) Название изобретения: СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ



(57) Abstract

A method for controlling the boundary layer by suction of the air from vortex chambers provided in the aft part of the aerodynamic surface of the flying vehicle (FV), wherein the speed of the air suction is regulated being first increased until the boundary layer joins the streamlined surface and then decreased until the pressure starts to drop at the aft part of the FV. An FV provided with a boundary layer control system comprising a number of vortex chambers (1) housing streamlined bodies (2) and connected by a common channel (9) through a receiver (8) to a low pressure source (4).

Способ управления пограничным слоем путем отсоса воздуха из вихревых камер, образованных в кормовой части аэродинамической поверхности летательного аппарата (ЛА), при котором осуществляют регулирование скорости отсоса воздуха, вначале увеличивая его до присоединения пограничного слоя к обтекаемой поверхности, а затем уменьшают до момента начала снижения давления в кормовой части ЛА.

ЛА, оснащенный системой управления пограничным слоем, включающей ряд вихревых камер (1) с размещенными в них обтекаемыми телами (2), соединенных общим каналом (9) через ресивер (8) с источником низкого давления (4).

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюрок, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BВ	Барбадос	GA	Габон	NL	Нидерланды
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NO	Норвегия
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NZ	Новая Зеландия
BG	Болгария	GR	Греция	PL	Польша
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PT	Португалия
BR	Бразилия	IE	Ирландия	RO	Румыния
CA	Канада	IT	Италия	RU	Российская Федерация
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	SD	Судан
CG	Конго	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KR	Корейская Республика	SK	Словакская Республика
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SN	Сенегал
CM	Камерун	LK	Шри-Ланка	SU	Советский Союз
CS	Чехословакия	LU	Люксембург	TD	Чад
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	TG	Того
DE	Германия	MG	Мадагаскар	UA	Украина
DK	Дания	ML	Мали	US	Соединенные Штаты Америки
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА И ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

Область техники

5 Изобретение относится к области авиации, а именно к способам управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности летательного аппарата и к конструкции летательного аппарата, оснащенного системой управления пограничным слоем.

10 Предшествующий уровень техники

Как известно, показатель аэродинамического совершенства летательного аппарата (ЛА) определяется коэффициентом аэродинамического качества $K = C_y/C_x$, где C_y , C_x - коэффициенты подъемной силы и аэродинамического сопротивления, соответственно.

15 Из определения коэффициента аэродинамического качества следует, что для получения высоких значений "K" необходимо уменьшать аэродинамическое сопротивление ЛА или увеличивать подъемную силу.

20 Увеличить C_y можно за счет увеличения угла атаки несущих поверхностей ЛА. Однако при увеличении угла атаки на кормовой части поверхности крыльев устанавливается положительный градиент давления в направлении обтекания.

25 При определенных уровнях этого положительного градиента давления ввиду недостаточной кинетической энергии потока вблизи поверхности поток не способен осуществлять движение против градиента давления и отрывается от поверхности.

30 При отрыве от поверхности потока значительно возрастает аэродинамическое сопротивление обтекаемых потоком элементов конструкции, а у аэродинамически несущих поверхностей (крыльев, корпусов) снижается подъемная сила, то есть C_x увеличивается, C_y снижается, что в итоге приводит к снижению коэффициента аэродинамического качества K .

35 Для предотвращения отрыва потока и улучшения аэродинамических характеристик самолетов и других летатель-

- 2 -

ных аппаратов пристеночные слои воздушного потока отсасывают, повышая тем самым кинетическую энергию пристеночного потока и его способность преодолевать большие градиенты давления.

Известны различные решения по управлению пограничным слоем путем отсоса его в пристеночной зоне.

Так, известен способ управления пограничным слоем, в котором отбор воздуха из пристеночной области осуществляется через выполненные на аэродинамической поверхности отверстия (патент ФРГ № 1273338). Данный способ является высокоэнергоемким, так как отбор воздуха из пристеночной области производится в нормальном по отношению к пограничному слою направлению. Указанный недостаток присущ и решению, относящемуся к ЛА с фюзеляжем в форме толстого крыла малого удлинения (см. патент США №3037321), оснащенному устройством управления пограничным слоем, которое выполнено в виде размещенного в кормовой части фюзеляжа коллектора, сообщенного посредством щелей с областью пристеночного течения. Во входной части коллектора установлено устройство для создания в нем разряжения с помощью блока вентиляторов. Использованная схема энергоемкая из-за высоких потребных мощностей приводов вентиляторов, необходимых для отсасывания воздуха из зон низкого давления на поверхности ЛА и вдува его в зоны высокого давления (вблизи задней кромки ЛА).

Кроме того, потребная мощность вентиляторов увеличена из-за излишне большого количества воздуха, отсасываемого из зоны низкого давления. В соответствии с законами управления пограничным слоем необходимое для создания безотрывного обтекания количество отсасываемого или вдуваемого воздуха интенсивно растет вниз по потоку с приближением к задней кромке. В рассмотренной схеме количество отсасываемого воздуха равно количеству вдуваемого в окрестности кормовой кромки. Согласно закону управления количество отсасываемого воздуха в предложенной схеме должно быть в несколько раз меньше вдуваемого вблизи кормы. Нарушение закона управления приводит к росту

- 3 -

энергозатрат на привод вентилятора и к падению аэродинамического качества ЛА. Излишне большой отсос приводит к росту сопротивления поверхностного трения.

5 Более совершенными являются способ управления пограничным слоем и реализующие его разновидности устройств, в которых отсос пристеночного слоя воздуха осуществляют с использованием образованных в кормовой части аэродинамической поверхности специальных камер, в полостях которых создают вихревые потоки, направление движения которых в пристеночной части камеры совпадает с направлением движения пограничного слоя, благодаря чему скорость последнего возрастает, что приводит к безотрывному обтеканию профиля.

10 Известно работающее по описанному выше способу устройство управления пограничным слоем, выполненное в виде ряда расположенных с внутренней стороны профиля вихревых камер с отверстиями, размещенными поперек внешнего потока (см. патент США 4671474).

15 Вихревое движение внутри камер поддерживается за счет гидродинамического взаимодействия вихревого движения в камере с внешним течением в зоне отверстия и за счет энергии источника отсоса воздуха.

20 Однако известное устройство имеет недостатки, основными из которых являются: сложность конструкции, высокий уровень сопротивления профиля и большие энергозатраты на отсос вихревого потока.

25 Высокий уровень сопротивления возникает из-за значительного профильного сопротивления, обусловленного плохо обтекаемой квадратной формой камеры, и из-за увеличения сопротивления трения на поверхности вихревых камер.

30 Большие энергозатраты на отсос потока объясняются большим сопротивлением магистралей, соединяющих вихревые камеры с источником низкого давления. Дросселирующий эффект магистралей особенно велик для звукового течения, реализуемого в известном устройстве. Кроме того, при малых скоростях внешнего потока и небольших значениях по-

- 4 -

ложительного градиента давления энергосистема устройства работает в неэкономичном режиме, так как она, будучи настроенной на максимальные значения скоростей потока и градиентов давления, осуществляет отсос больше необходимого, что приводит к излишним энергозатратам.

Известно устройство управления пограничным слоем, в котором вихревым камерам придана цилиндрическая форма, что позволяет уменьшить их профильное сопротивление (см. патент Великобритании 2178131). Однако из-за малой величины щели, соединяющей пристеночную область потока с вихревой камерой, область взаимодействия течения в камере и внешнего потока является недостаточно протяженной, чтобы в случае больших положительных градиентов давления обеспечить необходимое увеличение скорости потока в пристеночной области для предотвращения отрыва пограничного слоя.

Раскрытие изобретения

Задачей настоящего изобретения является разработка такого способа управления пограничным слоем и такой конструкции летательного аппарата, оснащенного устройством управления этим слоем, которые обеспечили бы безотрывное обтекание аэродинамической поверхности при малых энергозатратах на самых различных режимах движения ЛА.

Эта задача решается тем, что регулируют скорость отбора воздуха, отсасываемого из вихревых камер, образованных в кормовой части аэродинамической поверхности, а именно: вначале постепенно увеличивают ее до образования в камерах вихревых потоков, присоединенных к пограничному слою, а затем поддерживают на уровне, при котором сохраняется присоединенный поток и происходит безотрывное обтекание аэродинамической поверхности.

В качестве контролируемого параметра, по которому судят о безотрывном обтекании аэродинамической поверхности может быть использовано давление в кормовой части летательного аппарата, которое при безотрывном обтекании является максимальным. Уменьшение его

- 5 -

значения при снижении уровня отбора воздуха служит сигналом для прекращения этого снижения.

Другой особенностью настоящего способа является то, 5 что при минимальных скоростях отсоса воздуха из вихревых камер его осуществляют в режиме эжекционного отбора, при этом эжектируемый воздух последовательно присоединяют в общем канале к воздуху, отобранному из последующих по направлению к кормовой части летательного аппарата ячеек, то есть эжекцию воздуха осуществляют в направлении от последней ячейки к первой.

Формирование общего потока воздуха в направлении от кормовой ячейки к первой позволяет использовать установленный при безотрывном обтекании градиент давления 15 на поверхности. Поток воздуха, отсасываемого от кормовой ячейки, отбирает за счет эжекторного эффекта воздух из других ячеек, расположенных вверх по потоку от кормовой ячейки и имеющих более низкий уровень давления, чем в кормовой ячейке.

Основным отличием летательного аппарата, содержащего фюзеляж в форме несущего крыла, силовую установку в виде турбореактивных двигателей и газодинамическую систему управления пограничным слоем, включающую ряд последовательно расположенных в кормовой части крыла вихревых камер, сообщенных с источником низкого давления, согласно настоящему изобретению является установка в полостях вихревых камер обтекаемых тел, образующих со стенками камер кольцевые каналы, и наличие в системе управления пограничным слоем средств регулирования скорости воздушных потоков в этих каналах.

Введение в вихревые камеры обтекаемых тел с одновременным оснащением ЛА средствами регулирования скорости отсоса воздуха, позволяет облегчить создание устойчивого присоединенного вихревого потока и поддержание 35 его циркуляции. Введение в вихревые камеры обтекаемых тел позволяет увеличить пристеночную, открытую часть вихревых камер и, тем самым, развить область взаимодействия потока в камерах с пограничным слоем. Попытки уве-

- 6 -

личить эту область без введения обтекаемых тел приводили к тому, что поток в камере дробился на несколько потоков, что резко снижало эффективность управления пограничным 5 слоем.

Другой особенностью настоящего летательного аппарата является соединение вихревых камер с источником низкого давления общим трактом, в котором размещены указанные средства регулирования скоростей воздушных потоков в камерах, выполненные в виде эжекторов и управляемых поворотных заслонок. Указанные эжекторы выполнены в виде каналов, сообщающих вихревые камеры с проточной частью тракта. 10

В частном случае указанный общий тракт может иметь 15 во входной части ресивер с диффузором на входе, при этом передняя вихревая камера может быть разобщена от проточной части тракта и соединена непосредственно с ресивером каналом, обеспечивающим ввод воздуха из ресивера в пограничный слой в направлении открытой части полости 20 этой камеры.

Наличие ресивера обеспечивает функционирование системы управления пограничным слоем при отключении отдельных двигателей ЛА.

Другой особенностью изобретения является выполнение на фюзеляже летательного аппарата щелей, сообщающих 25 проточную часть тракта с областью разряжения на аппарате, в которых установлены поворотные управляемые заслонки. В случае выполнения входной части тракта в виде ресивера указанные щели располагаются на его верхней 30 стенке. Сообщение проточной части тракта или ресивера с областью разряжения на аппарате позволяет на номинальных режимах работы системы сбросить часть отсасываемого воздуха в область пониженного давления во внешнем потоке, обтекающем аэродинамическую поверхность, что снижает 35 энергозатраты на отсос. Кроме того, в случае соединения с областью разряжения ресивера, обеспечивается частичное функционирование системы управления пограничным слоем при отключении всех двигателей ЛА.

- 7 -

Еще одним отличием летательного аппарата согласно настоящему изобретению является выполнение источника низкого давления в виде эжектора, устанавливаемого на 5 входе или выходе турбореактивного двигателя аппарата или в его газовых трактах. Это позволяет получить эффективный источник отсоса воздуха.

Краткое описание чертежей

Данное изобретение поясняется подробным описанием 10 конкретного примера его осуществления со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых изображены:

на фиг.1 - продольное сечение ЛА в виде толстого аэродинамического профиля с устройством управления пограничным слоем с четырьмя вихревыми камерами, расположенными на кормовой части поверхности;

на фиг.2 - сечение одной из вихревых камер с эжектирующим каналом, с нанесенным профилем скорости в пристеночной области в нескольких сечениях потока;

на фиг.3 - сечение первой по потоку вихревой камеры; ресивера и части газодинамического тракта, соединяющего камеры с источником низкого давления;

на фиг.4 - распределение давления на поверхности толстого аэродинамического профиля при отрывном (пунктирная линия) и безотрывном (сплошная линия) обтекании 25 его воздушным потоком.

Лучший вариант осуществления изобретения

Устройство управления пограничным слоем состоит из нескольких вихревых камер 1, размещенных друг за другом, в кормовой части ЛА. В полостях камер размещены обтекаемые тела 2 с образованием со стенками камеры кольцевого канала 3. Камеры сообщены с источником низкого давления 4. При этом каждая из камер снабжена эжектором в виде канала 5, соединяющего полости камеры с проточной частью общего для всех каналов газодинамического тракта, 35 соединенного с источником низкого давления 4. Первая камера 6 может быть разобщена от указанного тракта (как это показано на фиг.1 и 3), последняя камера не имеет эжектора, а ее канал отсоса является началом газодинамического тракта, который выполнен в виде канала 7 с

- 8 -

ресивером 8. При этом вход газодинамического тракта в ресивер выполнен в форме диффузора 9. Полость ресивера 8 сообщена с областью низкого давления в обтекающем потоке щелями 10 с управляемыми поворотными заслонками 11. В канале 7 газодинамического тракта и каналах эжекторов также установлены управляемые поворотные заслонки 12, 13, 14. Источником низкого давления может служить турбореактивный двигатель 15 ЛА с эжектором 16. Первая по потоку вихревая камера 6 в случаях, когда она не имеет эжекционного отсоса воздуха, соединяется с ресивером 8 каналом 17.

Принцип работы устройства управления пограничным слоем, согласно изобретению, заключается в следующем.

При включении двигателя 15 низкий уровень давления распространяется от эжектора 16 на ресивер 8, диффузор 9, канал 7. Уровень давления в канале 7 повышается в направлении кормовых вихревых камер примерно по тому же закону, по которому возрастает давление во внешнем потоке в направлении к кормовой части обтекаемой поверхности.

Диффузор 9, соединяющий канал 7 с ресивером 8, уменьшает скорость отсасываемого воздуха, повышает давление в ресивере 8 и тем самым улучшает условия работы эжектора 16 на входе в диффузор турбореактивного двигателя, снижая потери последнего за счет снижения уровня его дросселирования.

При включении источника отбора воздуха низкий уровень давления распространяется на полости вихревых камер и происходит перетекание воздуха из пристеночной области течения к источнику отбора.

Скорость газа в пограничном слое возрастает с возрастанием уровня отбора воздуха из полостей камер. При некоторой величине уровня отбора воздуха пограничный слой присоединяется к поверхности ЛА и на ней реализуется давление с положительным градиентом вдоль кормы. О присоединении пограничного слоя к поверхности ЛА можно судить по измерению давления в кормовой части. Не изменяющаяся

- 9 -

величина давления на поверхности при увеличении скорости отбора воздуха свидетельствует о безотрывном обтекании поверхности и возникновении присоединенных вихрей в камерах. Контроль надежности присоединения пограничного слоя к поверхности ЛА по величине давления на ее кормовой части не является единственным вариантом. В качестве такого контрольного параметра может выступать скорость движения ЛА, так как в устойчивом режиме полета отрыв пограничного слоя неизбежно приводит из-за увеличения аэродинамического сопротивления к снижению скорости ЛА.

После присоединения потока скорости отбора воздуха уменьшают. При этом интенсивность отбора воздуха через входное отверстие камеры снижается. Поскольку на передней кромке "А" входного отверстия давление меньше чем на задней кромке "В", то при снижении интенсивности отбора воздуха при определенной его величине полностью прекращается поступление воздуха в камеру со стороны передней кромки А и продолжается со стороны задней кромки В. Дальнейшее снижение уровня отсоса приводит к интенсификации циркуляционного течения в камере (присоединенного вихря), поддерживаемого перепадом давления на передней и задней кромках входного отверстия камеры. При этом передний участок входного отверстия камеры (по кромке А) действует как канал вдува воздуха, а задний (по кромке Б) как канал отсоса.

Уровень отсоса уменьшают до таких минимальных значений скоростей отбора воздуха, при которых еще имеет место безотрывное обтекание поверхности. При начале отрыва потока уровень давления в кормовых точках (или скорость движения ЛА) начинает падать.

Для того чтобы уменьшить энергозатраты на источник отбора воздуха создают эжекционный отсос из камер. Для этого под действием положительного градиента давления, реализуемого на поверхности при ее безотрывном обтекании, в кормовой части формируют общий поток воздуха в направлении от кормовой к первой ячейке. Градиент давления

- 10 -

ускоряет поток и давление на выходе из камеры падает в направлении от кормы. При этом на входе в камеру и выходе из нее создается перепад давления, необходимый для 5 эжекции газа из ее полости.

Все управление изложенным процессом осуществляется с помощью поворотных заслонок I2,I3,I4 и эжекторов 6.

При взлете летательного аппарата заслонки полностью открыты и через кромки "A" и "B" вихревых камер осуществляется интенсивный отсос воздуха (пунктирные линии на 10 фиг.2). В этом случае отсос воздуха в системе управления пограничным слоем излишне большой и не обеспечивает оптимальный режим работы системы. Особенно большое отличие 15 от оптимального режима имеет место при малых скоростях движения ЛА. Однако такой режим способствует устойчивому присоединению потока на кормовой поверхности ЛА при больших углах атаки, порывах ветра, боковой обдувке и других возмущающих факторах. По мере набора скорости полета отличие режима работы системы УПС от оптимального 20 уменьшается. Одновременно уменьшается угол атаки и другие возмущающие факторы.

На крейсерском режиме осуществляется оптимизация режима работы системы управления пограничным слоем. Для этого при неизменности режима работы двигателей и при 25 фиксированном положении других органов управления движением ЛА производится поиск оптимального положения заслонок I3 по условию максимального давления на кормовой поверхности или максимальной скорости ЛА. Выбор в качестве целевой функции условия максимальной скорости движения ЛА позволяет учесть влияние уровня отсоса из вихревых камер на распределение давления по поверхности ЛА, то есть учесть влияние отсоса на величину профильного и индуктивного сопротивлений. Кроме того, учитывается влияние отсоса на величину силы трения в зоне расположения 30 вихревых ячеек и на величину потери тяги двигателями.

При оптимальном положении заслонок I3 в вихревых камерах формируются устойчивые присоединенные вихри (сплошные линии на фиг.2), вращающиеся под действием

- II -

перепада давления, имеющего место во внешнем присоединенном к поверхности ЛА потоке. Поскольку уровень отсоса прямым образом зависит от положения заслонки I3, то оптимальное положение заслонки соответствует минимуму суммарного сопротивления, то есть режиму полета при максимальном аэродинамическом качестве.

При посадке ЛА (в конечной ее стадии) необходимо увеличить аэродинамическое сопротивление. Это можно осуществить путем частичного отрыва потока в кормовой части ЛА. Для этого снижается уровень отсоса воздуха путем закрытия заслонок I4 или заслонки I2 в канале 7. Открытие щелей I0 также способствует образованию локального отрыва в кормовой части поверхности.

При аварийном отключении некоторых двигателей работающие двигатели должны обеспечить необходимый уровень разряжения в ресивере. Для этого должно быть изменено положение заслонок I3 в газовых трактах работающих двигателей. Заслонки I3 в газовых трактах отключенных двигателей должны быть закрыты.

При аварийном отключении всех двигателей все заслонки I3 закрываются, а заслонки II открываются. В этом режиме вихревые камеры продолжают работать под действием перепада давления между зоной максимального разряжения на корпусе ЛА и давлением вблизи кормовой кромки ЛА. Под этим перепадом давления осуществляется движение воздуха по каналу 9 и сохраняется режим отсоса из вихревых ячеек с помощью согласующих эжекторов 5.

Для обеспечения нормального режима работы турбореактивного двигателя I5 на пусковых режимах служат управляемые заслонки II в каналах I0 ресивера 8. При открытии заслонок уменьшается разряжение на входе в диффузор турбореактивного двигателя, чем предотвращается возможный помпаж компрессора двигательной установки. На nominalных режимах работы системы управляемые заслонки II позволяют сбросить в область пониженного давления во внешнем потоке, обтекающем поверхность, из ресивера 8.

- 12 -

через каналы 10 часть отсасываемого воздуха, что снижает энергозатраты на отсос.

Промышленная применимость

5 Проведенные в результате проектно-конструкторских разработок расчетные и экспериментальные исследования свидетельствуют о высоком уровне летно-технических характеристик ЛА, оснащенного, в частности, вышеописанной системой управления пограничным слоем, а именно, аэродинамическое качество на крейсерских режимах полета составляет 18÷25.

- 13 -

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Способ управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности летательного аппарата путем формирования присоединенных вихревых потоков в камерах, образованных в кормовой части аэродинамической поверхности, из которых отсасывают воздух, отличающийся тем, что регулируют скорость отбора воздуха из камер, вначале постепенно увеличивая ее до образования в ячейках присоединенных вихревых потоков, а затем поддерживая на уровне, при котором сохраняется безотрывное обтекание аэrodинамической поверхности.
2. Способ по п.1, отличающийся тем, что измеряют давление в кормовой части летательного аппарата и о безотрывном обтекании аэродинамической поверхности судят по максимальному значению этого давления.
3. Способ по п.1, отличающийся тем, что при минимальных скоростях отсоса воздуха его осуществляют в режиме эжекционного отбора из ячеек, при этом эжектируемый воздух последовательно присоединяют в общем канале к воздуху, отобранному из ячеек, последующих по направлению к кормовой части аэродинамической поверхности.
4. Летательный аппарат, содержащий фюзеляж в форме несущего крыла, силовую установку в виде турбореактивных двигателей (15) и газодинамическую систему управления пограничным слоем, включающую ряд последовательно расположенных в кормовой части крыла вихревых камер (1) в виде полостей, открытых со стороны пограничного слоя и сообщенных с источником низкого давления (4), отличающейся тем, что в полостях вихревых камер размещены обтекаемые тела (2) с образованием между стенками камеры и поверхностью тела кольцевого канала (3), а система управления пограничным слоем включает в себя

- I4 -

средства регулирования скорости воздушных потоков в указанных каналах.

5. Летательный аппарат по п.4, отличающийся тем, что полости вихревых камер (I) сообщены с источником низкого давления (4) общим трактом (7), а средства регулирования скорости воздушных потоков в камерах выполнены в виде размещенных в этом тракте эжекторов (5) и управляемых поворотных заслонок (I2, I3).

10. 6. Летательный аппарат по п.5, отличающийся тем, что эжекторы выполнены в виде каналов (5), соединяющих полости вихревых камер (I) с проточной частью тракта, сообщающего их с источником низкого давления.

15. 7. Летательный аппарат по п.5, отличающийся тем, что тракт, сообщающий полости вихревых камер с источником низкого давления, выполнен во входной части в виде ресивера (8) с диффузором (9) на входе в него.

20. 8. Летательный аппарат по п.5, отличающийся тем, что на верхней поверхности фюзеляжа выполнены щели (I0) с управляемыми поворотными заслонками (II), сообщающие проточную часть тракта с областью разряжения на аппарате.

25. 9. Летательный аппарат по п.7 и 8, отличающийся тем, что щели (I0), сообщающие тракт с областью разряжения, выполнены на верхней стенке ресивера (8).

30. 10. Летательный аппарат по п.7, отличающийся тем, что по меньшей мере одна передняя вихревая камера (6) разобщена от проточной части тракта и сообщается с ресивером каналом (I7), обеспечивающим тангенциальный ввод воздуха из ресивера в пограничный слой в направлении открытой части полости вихревой камеры.

35. II. Летательный аппарат по любому из п.4-10, отличающийся тем, что источник низкого давления (4) образован эжектором (I6) на входе или выходе турбореактивного двигателя (I5) аппарата или в его газовых трактах.

1/4

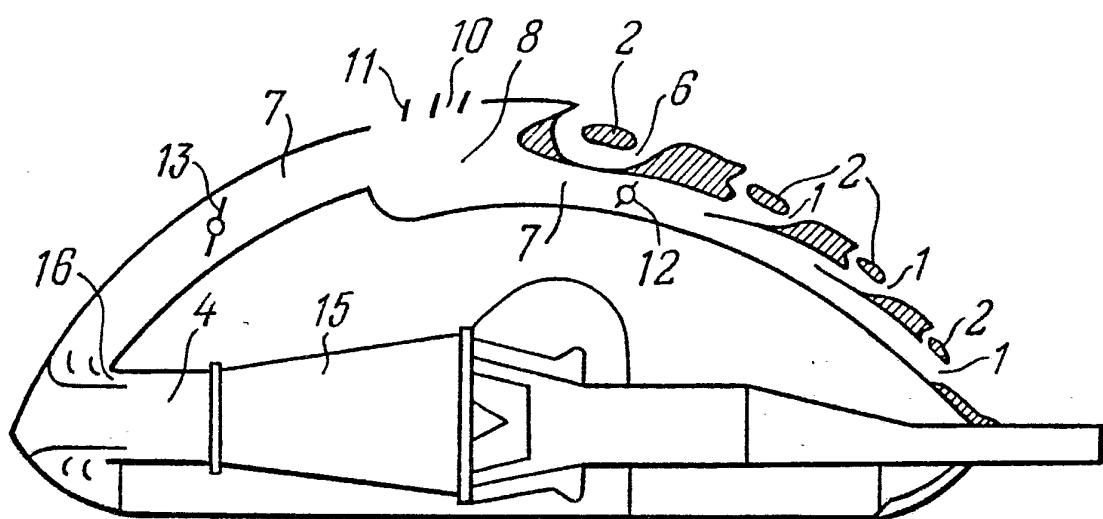


FIG. 1

2/4

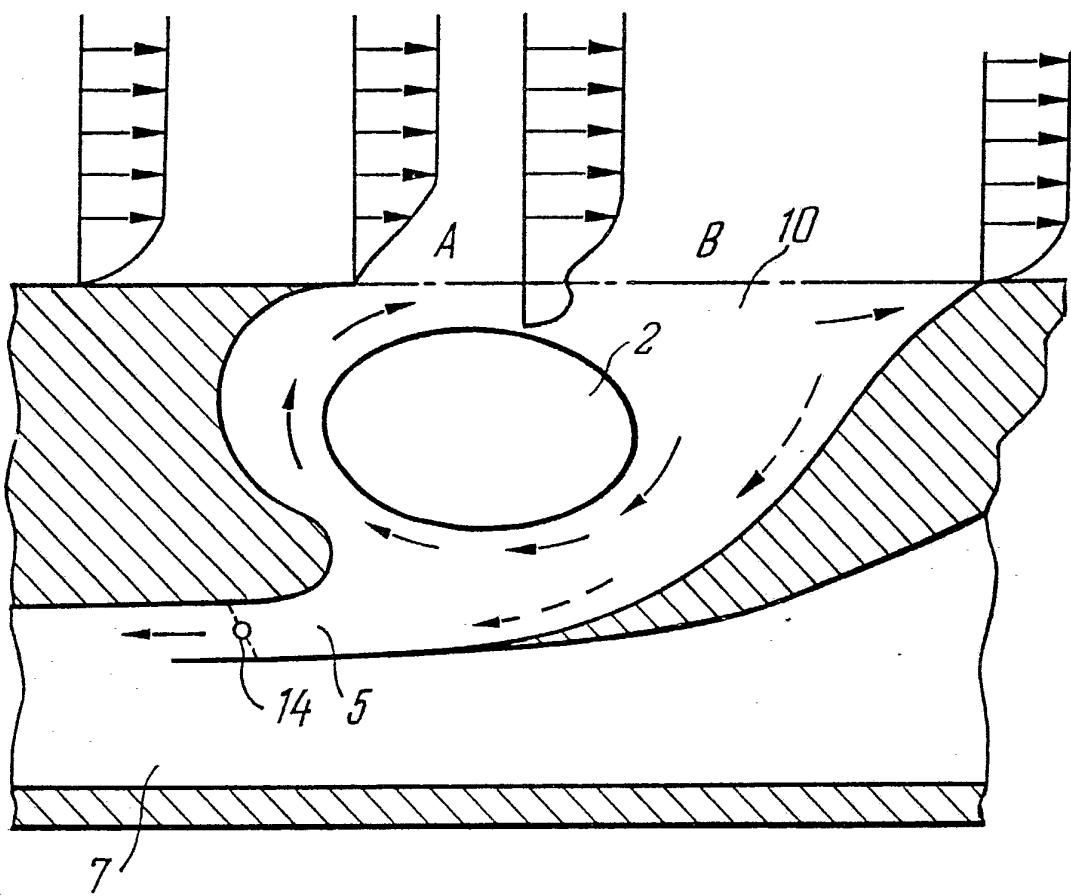


FIG. 2

3 / 4

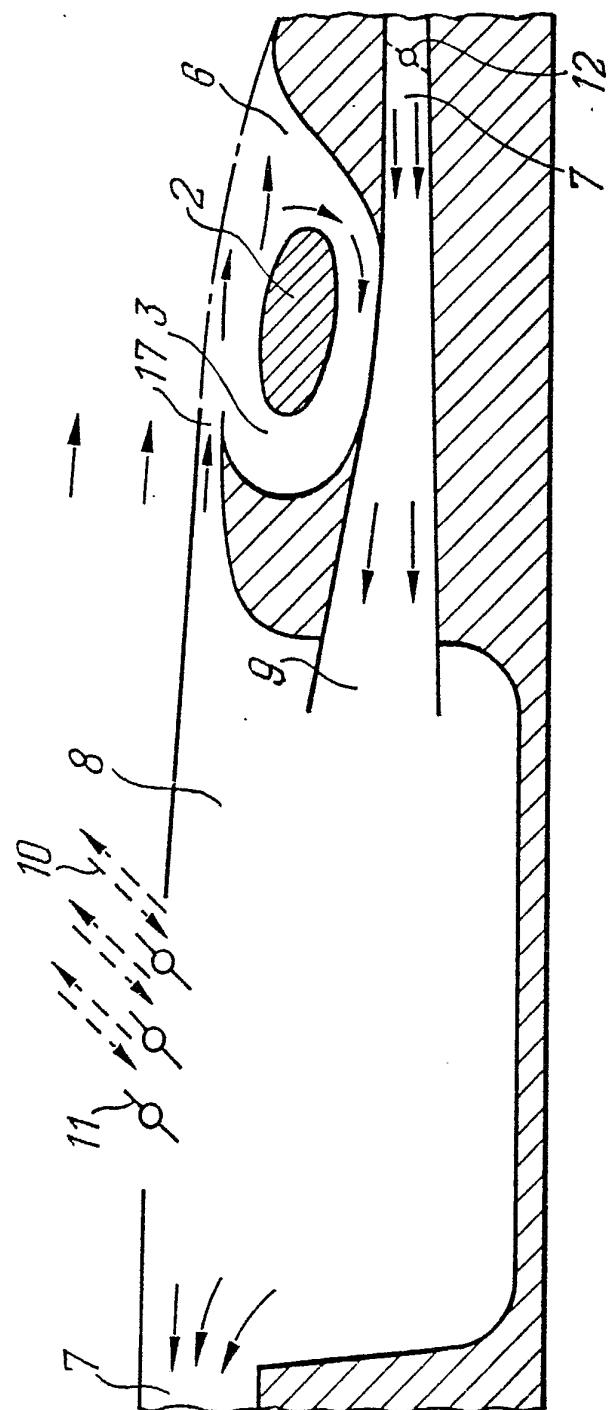


FIG. 3

4/4

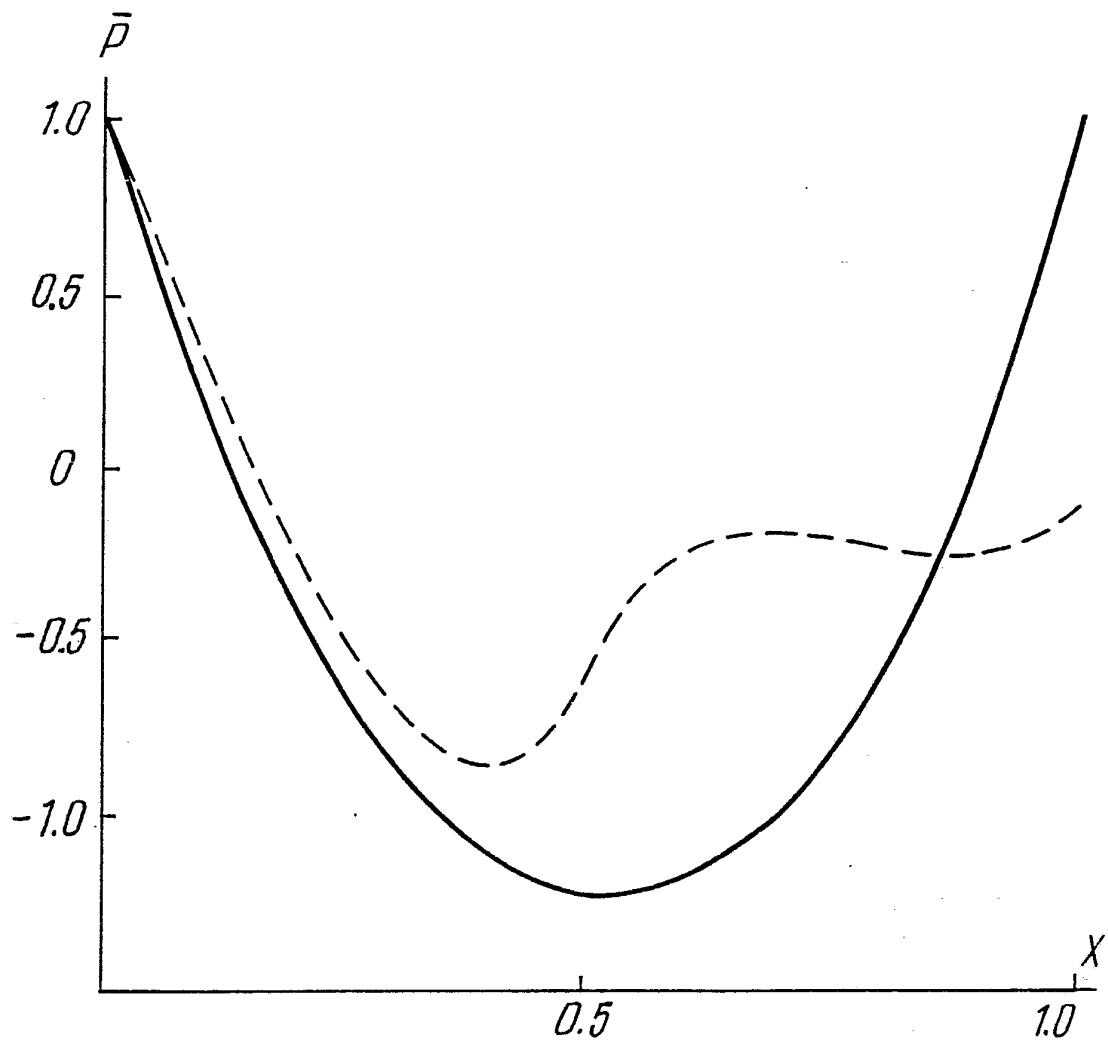


FIG.4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 92/00186

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl. ⁵ B64C 21/08

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl. ⁵ B64C21/00 - B64C21/08, B64C23/06; F15D1/10 - F15D1/12

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB,A,2178131 (MESSERSCHMITT-BOLKOWBLOHM GMBH) 04 February 1987 (04.02.87) cited in the description -----	1,4
A	DE,B1,1273338 (JOHN J. McMULLEN ASSOCIATES INC.) 18 July 1968 (18.07.68), cited in the description -----	1,4
A	DE,A1,584585 (MATHIAS HENTER UND ERNST KASER) 21 September 1933 (21.09.1933) -----	1,3,4,5,6
A	US,A,2894703 (HAZEN D.C. et al.), 14 July 1959 (14.07.59) -----	1,4
A	US,A,3831885 (WITOLD A. KASPER) 27 August 1974 (27.08.74) -----	1

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

- "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- "E" earlier document but published on or after the international filing date
- "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

15 December 1992 (15.12.92)

Date of mailing of the international search report

22 January 1993 (22.01.93)

Name and mailing address of the ISA/

ISA/RU
Facsimile No.

Authorized officer

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Межд.народная заявка №.
PCT/RU 92/00186

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ

B64C 21/08

Согласно Международной патентной классификации (МКИ-5)

В. ОБЛАСТИ ПОИСКА

Проверенный минимум документации (Система классификации и индексы): МКИ-5
 B64C 21/00 - B64C 21/08, B64C 23/06;
 F15D 1/10 - F15D 1/12

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если возможно, поисковые термины):

С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория *	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №.
A	GB, A, 2178131 (MESSERSCHMITT-BOLKOW-BLOHM GMBH), 04 февраля 1987 (04.02.87), (указан в описании)	1, 4
A	DE, B1, 1273338 (JOHN J. McMULLEN ASSOCIATES INC.), 18 июля 1968(18.07.68)	1, 4

последующие документы указаны в продолжении графы С данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:

"A" документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным

"T" более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или даты приоритета и не порочащий заявку, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение.

"E" более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее.

"X" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной и изобретательским уровнем в сравнении с документом, взятым в отдельности

"L" документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано).

"Y" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска и порочащий изобретательский уровень заявленного изобретения в очевидном для лица, обладающего познаниями в данной области техники, сочетании с одним или несколькими документами той же категории

"O" документ, относящийся к устному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.

"P" документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета.

"&" документ, являющийся патентом-аналогом

Дата действительного завершения международного поиска
15 декабря 1992 (15.12.92)

Дата отправки настоящего отчета о международном поиске
22 января 1993 (22.01.93)

Наименование и адрес Международного поискового органа:
Научно-исследовательский институт государственной патентной экспертизы, Россия, 121858, Москва, Бережковская наб. 30-1, тел. (095)240-58-88, факс (095)243-33-37, телеграф 114818 ПОДАЧА

Подпись уполномоченного лица:

А.Павловский

Форма PCT/ISA/210 (второй лист) (июль 1992)

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №.
PCT/RU 92/00186

С. (Продолжение) ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория *	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №.
A	(указан в описании) DE, A1, 584585 (MATHIAS HENTER UND ERNST KASER), 21 сентября 1933 (21.09.33)	1,3,4,5,6
A	US, A, 2894703 (HAZEN D.C. et al.), 14 июня 1959 (14.07.59)	1,4
A	US, A, 3831885 (WITOLD A. KASPER), 27 августа 1974 (27.08.74)	1