**Технология улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов**

Антоненко Сергей Владимирович

Успешная реализация этой технологии может изменить представления о современной авиации, решив ее основную проблему - противоречие в требованиях к крылу при крейсерском полете и при взлете-посадке. Тем самым позволит снизить стоимость авиаперевозок, а также, требования к аэродромам и местам их расположения. Авиация военного назначения может получить новые возможности при ведении боевых действий. Основным достоинством технологии является отсутствие аналогов по характеристикам и возможность использования на уже существующих самолетах.

"Человек не имеет крыльев и по отношению веса своего тела к весу мускулов в 72 раза слабее птицы ... Но я думаю, что он полетит, опираясь не на силу своих мускулов, а на силу своего разума".

Н.Е.Жуковский

**Введение**

В настоящее время рынки авиационной техники полностью поделены и выход на них с новыми изделиями весьма затруднителен и сопряжен с колоссальными затратами. В этих условиях наиболее целесообразным представляется путь создания конкурентоспособных изделий за счет резкого улучшения некоторых технических характеристик без снижения (или с незначительным снижением) остальных. Определяющим при выборе характеристик для такого улучшения должен стать качественный рост потребительских свойств создаваемого образца авиационной техники по сравнению с имеющимися на рынке.

На сегодняшний день самыми востребованными, с этой точки зрения, являются взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) самолетов. Это определяется тем, что они оказывают сильное влияние на:

1. Безопасность прохождения самых опасных этапов полета - взлета и посадки.

2. Расположение аэродромов (их удаленность от потребителя) и их количество.

3. Размеры потребных взлетно-посадочных полос (ВПП) и их характеристики.

4. Нагрузки на самолет при посадке, а следовательно и на его весовое совершенство.

5. Экологию и комфортность людей, проживающих вблизи аэродрома.

6. Требования к уровню подготовки пилотов.

7. Затраты на обеспечение безопасности полетов.

Представленная технология может позволить создать конкурентоспособный самолет за счет значительного улучшения его взлетно-посадочных характеристик.

**Современное состояние вопроса**

Создание самолетов вертикального взлета-посадки (СВВП) и короткого взлета-посадки (СКВП) является одной из самых, если не самой актуальной проблемой авиации. Это подтверждается тем, что работы по улучшению взлетно-посадочных характеристик самолетов не прекращаются по настоящее время, а также тем, что не смотря на недостатки вертолетов парк этих аппаратов постоянно увеличивается.

Однако, возможности известных в настоящее время способов создания подъемной силы применяемых для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов практически исчерпаны и дальнейший прогресс этих способов ограничен существующими технологиями и невозможен без резкого роста удельных характеристик силовой установки, создания новых материалов и видов топлив, аэродинамических исследований, лабораторных и стендовых отработок и т.д. и, следовательно, колоссальных временных, людских и материальных затрат.

В настоящее время разработаны и применяются следующие способы улучшения ВПХ самолетов:

А. В целях сокращения взлетно-посадочной дистанции:

1. Повышение несущей способности крыла:

- управление пограничным слоем (сдув, отсос);

- применение предкрылков, закрылков, отклоняемого носка, крыла изменяемой стреловидности.

2. Создание дополнительной подъемной силы:

- отклонение вектора тяги маршевого двигателя;

- установка подъемных двигателей или вентиляторов с газовым и механическим приводом.

3. Комбинированные способы:

- отклонение спутной струи воздушного винта, применение струйных закрылков.

Б. В целях обеспечения вертикального взлета:

1. Реактивные способы создания подъемной силы:

- поворот сопел маршевых двигателей, поворот крыла с установленными на нем маршевыми двигателями;

- установка подъемных ТРД (ДТРД);

- использование низконапорных эжекторов.

2. Использование воздушных винтов (вентиляторов):

- поворот винтов маршевых двигателей, поворот крыла с установленными на нем маршевыми двигателями;

- установка подъемных вентиляторов с газовым и механическим приводом.

Однако, приведенные выше наиболее эффективные способы сокращения взлетно-посадочной дистанции (создание дополнительной подъемной силы) и все способы вертикального взлета и посадки по причинам низкой весовой отдачи, компоновочных сложностей, высокого уровня шума, создаваемого на местности, высокой степени эрозии ВПП и др. не нашли широкого применения и используются, в основном, для некоторых самолетов военного назначения. Поэтому для создания СКВП и СВВП различных назначений необходимо изыскание принципиально новых способов создания подъемной силы, позволяющих обеспечить улучшение ВПХ без существенного снижения летно-технических характеристик.

**Предлагаемая технология**

Предлагаемая принципиально новая технология улучшения ВПХ, основанная на "вихревом" способе создания подъемной силы, хотя и требует отработки, позволяет сделать качественный рывок в улучшении взлетно-посадочных характеристик самолетов, не выходя за рамки существующих технологий, компоновочных и конструкторских решений, не требуя создания новых материалов и топлив.

"Вихревой" способ создания подъемной силы

Суть способа состоит в образовании над верхней поверхностью крыла слоя частиц газа, движущихся на расстоянии от последней, повороте слоя в направлении крыла путем понижения давления в области, ограниченной с одной стороны слоем, а с другой - крылом путем отбора газа из упомянутой области и образованием струи газа, втекающей в область. При этом ускоряют втекающую в упомянутую область струю по мере обтекания ею части верхней поверхности крыла. Способ защищен патентами: РФ № 2116224, приоритет от 08.04.94 г., регистрация 27.07.98 г.; РФ № 2144886, приоритет от 02.03.98 г., регистрация 27.01.00 г. (заявка РСТ/RU 99/00052).

На рис. 1...3 показан вариант конструкции крыла самолета, реализующей приведенный выше способ создания подъемной силы. Крыло оснащено поворотным модулем, расположенным вдоль размаха в передней части крыла, и элероном-закрылком (флапероном) с верхним щитком, расположенным вдоль размаха в задней части крыла. Поворотный модуль состоит из носового щитка, емкости для подачи воздуха и канала, сообщающего емкость с верхней поверхностью крыла.

Рис. 1.

На рис. 1 приведена конфигурации крыла в режиме полета на малых скоростях.

В емкость подают воздух, отобранный от компрессора маршевого двигателя и (или) от компрессора специальной силовой установки.

Эжектирующая струя "a", истекающая из канала вдоль носового щитка поворотного модуля, установленного под углом к верхней поверхности крыла, интенсивно смешивается с воздухом, находящемся в пространстве между носовым щитком и верхней поверхностью крыла, образуя эжектируемую струю "b" и плоскую струю "c".

При эжектировании струи "b" снижается полное давление воздуха в пространстве между струей "c" и верхней поверхностью крыла, что приводит к отклонению струи "c" в сторону верхней поверхности крыла, сопровождающемуся падением полного давления в ней. При этом одна часть струи "с" в виде струи "d" вдоль верхней поверхности крыла возвращается в зону выдува эжектирующих струй "a", а другая часть в виде струи "e" уносится потоком, обтекающим крыло. По мере движения струи "d" вдоль верхней поверхности крыла в зону выдува эжектирующих струй "а" скорость ее увеличивается, а статическое давление снижается.

Флаперон выполняет роль закрылка, увеличивая кривизну профиля крыла.

Увеличение подъемной силы "Y" обусловлено как увеличением кривизны и относительной толщины новообразованного профиля крыла, так и снижением статического давления в струе "d".

Рис. 2

На рис. 2 показана конфигурация крыла в режиме вертикального взлета и посадки.

Здесь в обеспечение максимальных углов выдува струи "с" область возвратного течения отделена от атмосферы верхним щитком флаперона, а подъемная сила "Y" образуется за счет разности статического давления в струе "d", действующего на верхнюю поверхность крыла, и полного атмосферного давления, действующего на нижнюю поверхность крыла.

Рис. 3

На рис. 3 показана конфигурация крыла в режиме маршевого полета - поворотный модуль в убранном положении, флаперон выполняет роль элерона, управляя потоком, обтекающим крыло.

**Обоснование реализуемости**

Для изучения процесса образования подъемной силы были проведены математическое моделирование и ряд экспериментальных продувок натурной модели крыла.

**Математическое моделирование**

В результате математического моделирования подтверждены основные элементы процесса создания подъемной силы на крыле, находящемся в потоке воздуха, а именно, поворот струи "с", падение полного давления в струе "с", образование струи "d", ускорение струи "d" и соответствующее снижение статического давления в ней.

**Экспериментальное моделирование**

Продувки модели крыла подтвердили техническую реализуемость режима вертикального взлета-посадки с использованием крыла, находящегося в неподвижной воздушной среде, а именно, поворот струи "с", сопровождающийся устойчивым вихревым движением воздуха над верхней поверхностью крыла, в том числе при углах истечения струи "с" близких к 900, наличие положительной результирующей подъемной силы "Y", растущей по мере увеличения угла истечения струи "с", реактивного импульса и относительной площади поверхности эжектирующей струи "а".

**Достоинства**

Проведенные на сегодняшний день исследования позволяют сделать вывод о следующих достоинствах предлагаемой технологии создания подъемной силы по сравнению с известными в применении к улучшению взлетно-посадочных характеристик самолетов:

- высокий КПД процесса образования подъемной силы (практически вся кинетическая энергия эжектирующих струй "a" расходуется на реализацию подъемной силы);

- высокая весовая отдача (отсутствуют высокоподвижные элементы, совмещены функции части устройств в маршевом полете, полете на малых скоростях и режиме вертикального взлета и посадки);

- использование элементов, отработанных в других способах улучшения взлетно-посадочных характеристик (отбор воздуха от компрессора ТРД (ДТРД), выдув струй вблизи поверхности крыла);

- универсальность (использование технологии возможно для самолетов различных назначений, обладающих различными скоростями маршевого полета, взлетной массой и габаритами);

- возможность модификаций и модернизаций;

- низкие уровни шума и эрозии (скорости и импульсы струй "c" и "e", взаимодействующих с атмосферой и аэродромным покрытием, малы).

**Область применения**

Данная технология применима для самолетов самого различного назначения (общего, гражданского, магистрального, военного и др.) для целей улучшения летных характеристик на малых скоростях (взлет, посадка, маневрирование).

Предпочтительно для самолетов, использующих в качестве маршевой двигательной установки турбо-реактивные двигатели различных степеней двухконтурности.

**Перспективы применения**

Реализация предлагаемой технологии может существенно повлиять на развитие авиации и позволит:

А. Транспортной авиации:

- сократить стоимость перевозок;

- увеличить безопасности перелетов;

- повысить оперативность перевозок.

Б. Военной авиации:

- осуществить давнюю мечту авиаторов и военных стратегов - объединить преимущества вертолета и самолета, при этом в зависимости от потребностей можно задать необходимую долю первого и второго;

- получить широкий спектр авиационной техники, способной базироваться начиная с авианосцев, гор, грунтовых аэродромов и заканчивая крышей зданий;

- получить неоспоримые преимущества при атаке по наземным и воздушным целям и парировании их атак;

- создать новую, более эффективную, тактику ведения боевых действий с использованием авиации.

**Проблемы с внедрением**

Основная проблема банальна - отсутствие средств, которые необходимы для:

- проведения более детальных исследований;

- выбора оптимальных параметров крыла;

- уточнения конструкции;

- создания действующего экземпляра самолета.