**РЕФЕРАТ**

**на тему:**

**“Літаки вертикального зльоту і посадки.**

**Особливості літаків. Реактивні літаки цього типу. Їх застосування”**

Вперше в нашій країні схема СВВП із реактивним двигуном зі змінюваним напрямком вектора тяги був запропонований у 1946р. конструктором К.А. Шуликовим. Ним було також уперше запропоноване поворотне сопло реактивного двигуна, особливість конструкції якого, як вказувалося в авторському посвідченні №166244 від 18 грудня 1948р., "полягає в тому, що воно обладнане поворотними у вертикальній площині реактивними насадками, які монтуються на опірних підшипниках і зв'язані черв'ячною передачею з привідним механізмом. За допомогою цих насадок можна змінювати напрямок вектора тяги у вертикальній площині. При такій конструкції сопла енергію газів струменя можна використовувати безпосередньо як джерело піднімальної тяги для здійснення вертикального злету, вертикальної посадки і гальмування літального апарата. "

|  |
| --- |
|  |
| **Проекти запропоновані К.А. Шуликовим. 1947 р.** |

Поворот реактивних насадок здійснювався від електропривода за допомогою черв'ячної передачі. Сопла постачені направляю - щими лопатками і мають кожухи для охолодження. Насадки можуть повертатися на будь-який заданий рівень, завдяки чому досягається необхідне відхилення газового струменя в залежності від режиму польоту. Максимальне відхилення відповідає зльоту і посадки, для гальмування сопло відхиляється вперед.

  К.А. Шуликовим були розроблені кілька проектів СВВП, постачених реактивними двигунами з поворотними соплами. Сопла могли відхилятися на такий кут, щоб рівнодіюча сила тяги ТРД проходила через центр ваги літака.

  Особливий інтерес представляє проект СВВП із ТРД РД-45, запропонований К.А. Шуликовим у 1947р. У цього літака предполага- лось використовувати крім основних поворотних сопел, через которие випливає основна частина газів ТРД, допоміжні пово- ротні насадки. Завдяки цьому при установки основних сопів у відхилене положення, що відповідає режимам злету і посадки, можна  забезпечувати керування літаком, повертаючи допоміжні насадки. Двигун розміщався в носовій частині СВВП у похилому положенні по так називаної реданной схемі, що забезпечувало додатковий момент тангажа, скорочуючи розбіг літака при короткому зльоті. Для керування літаком на різних режимах польоту в проекті передбачалося використовувати поворотний стабілізатор.

  Недостатню тяговооружённость СВВП автор поліпшив в іншому своєму проекті, у якому передбачалося використовувати більш могутній ТРД ВК-1.

  У запропонованих проектах не використовувалася струминна система керування, що передбачалося забезпечити тільки за допомогою поворотних сопел, проте можна бачити, що запропонована К.А. Шуликовим схема СВВП на кілька років випереджала предло- женную М.Вибо схему СВВП із поворотними соплами, використану пізніше для  СВВП P.1127.

  Іншим нашим конструктором - А.Я. Щербаковим у 1947р. було вперше запропоноване використовувати піднімальні реактивні двигуни, що повинні створювати піднімальну тягу і забезпечувати вертикальний зліт і посадку літака. Ним був також розроблений проект СВВП із поворотними ТРД, а в 1948р. був побудований експериментальний апарат, що випробувався підвішеним на стенді.

Теоретичні й експериментальні дослідження СВВП проводилися в Льотно-дослідницькому інституті ім. М.М. Громова, де в 1955р. експериментальний апарат "Турболіт" був побудований конструкторським колективом під керівництвом А.Н.Рафаелянца і В.Н.Матвєєва.

|  |
| --- |
|  |
| **"Турболіт"** |

Цей апарат являє собою металеву ферму, на якій у вертикальному положенні встановлений реактивний двигун ЧЕРВОНИЙ-9Т. Поруч із двигуном розташована закрита кабіна пілота і баки з паливом. Апарат  коштує на землі на чотирьох опорах шасі з невеликими колісьми.

  Для керування на апараті у вихідному соплі ТРД установлені два газових керма. Відхиляючи їх у різні сторони, можна одержати подовжнє і поперечне керування апаратом. Крім того, він був постачений струминними рулями, установленими на чотирьох довгих фермах. Струминні рули забезпечують шляхове керування аппара- тім, а також могли бути використані замість газових рулей і для подовжнього і поперечного керування. Керуються струминні і газові рули за допомогою ручки і педалей у кабіні льотчика.

  "Турболіт", випробовуваний льотчиком-випробувачем Ю.А. Гарнаевим, успішно літав спершу на прив'язі, а потім у вільному польоті. Керування за допомогою газових і струминних рулей діяло дуже ефективно. Керований льотчиком апарат міг вертикально підніматися , переміщатися в повітрі в будь-якому напрямку і сідати на площадку, по розмірах лише трохи перевищуючі розміри самого апарата. Апарат "Турболёт" демонструвався в польоті на повітряному святі в Тушино в 1957р., а надалі використовувався для оцінки стійкості і керованості СВВП.



  На початку 50-х і кінці 60-х років проблема вертикального (чи укороченого) злету і посадки найбільше часто обговорювалася на сторінках спеціальних видань. Цей факт стане зрозумілим, якщо врахувати, що одним з найважливіших достоїнств літака, як військової зброї в плині багатьох літ була максимальна швидкість його горизонтального польоту (для повітряного транспорту вона в доступному для огляду майбутньому залишиться головним покозателем з погляду пасажира ), збільшенню якої супроводжував ріст вертикальної швидкості і висоти вертикального польоту.

  Введення в експлуатацію нових типів літаків з максимальною швидкістю, соответсвующей М=2,0 - 2,5, сопровождалася ростом злітної і посадкової швидкості до 250-300 км/год, що зажадало удлиннения взлётно - посадкової смуги і, отже, створення нових ВПП. Такий несприятливий оборот справи не удалося радикально виправити застосуванням високоефективною механізацією крила, а пізніше і крила змінюваної геометрії. Обоє цих способу дозволили лише зм'якшити ситуацію, посколько відношення максимальної швидкості до мінімального в літаках не може регулюватися безмежно. Для перших серійних надзвукових літаків це відношення складало близько 5-9 і зросло до 10 для літаків другого покоління, а для літаків зі змінюваної стреловидностью крила воно досягло 11,5.

  Стало ясно, що необхідно змінити принцип злету і посадки - замість дотичного щодо землі напрямку руху перейти по можливості до вертикально за допомогою доповнення аеродинамічної піднімальної сили вертикальної складової тяги рухової установки. У граничному випадку тяга двигунів цілком може бути спрямована вертикально, а її величина перевищувати вагу літака. Якщо при цьому виконуються умови стійкості і керованості, то можливий підйом літака при нульовій горизонтальній швидкості. У такий спосіб народилася ідея літака вертикального злету і посадки (ВВП) і літака короткого злету і посадки (КВП).

**Конструктивна ідея літаків ВВП і КВП**

  Розробка літаків ВВП почалася вперше в 50-х роках, коли був досягнутий відповідний технічний рівень турбореактивного і турбогвинтового двигателястроения, що викликало повсюдну заинтерисованность у літаках цього типу як серед потенційних користувачів, так і в конструкторських бюро. За десятиліття минулі з тих пір, у світі були створено десятки досвідчених літаків ВВП різних систем. Большенство конструкцій було розроблено в 1-2 екземплярах, що, як правило терпіли аварії вже під час перших іспитів, і подальші дослідження над ними вже не проводилися. Великі надії, що зв'язувалися з такими літаками, наштовхнулися на серйозних практичних труднощів , і, по опублікованим даним, на Заході зараз мається єдиний випуска серійно околозвуковой літак-штурмовик ВВП "Харриер" Р.1127 британської фірми "Хоукер - Сиддли" (виготовлений так само по ліцензії в США під індексом АV-8).

  Технічна комісія НАТО, що оголосила в червні 1961р. вимоги истребителю-бомбордировщику вертикального злету і посадки, дала тим самим визначений імпульс сверхзвукрвих літаків ВВП у західних країнах. Передбачалося, що в 60-х - 70-х роках країнам НАТО буде потрібно більш 5000 таких літаків, з которихх перші ввійдуть в експлуатацію вже в 1067р. Прогноз такої великої кількості продукції викликав шести проектів надзвукових літаків: Р.1150 англійської фірми "Хоукер-Сиддли" і западногерманской "Фокке-Фульф"; [**Vj-101**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html) западногермаского Південного Об'єднання "EWR-Зюд" (Бельков Хенкел Мессершмитт); D-24, голландської фірми "Фоккер" і амереканской "Рипаблик"; G-95 італійської фірми "Фиат"; [**"Мираж" III-V**](http://vtol.boom.ru/vtol/mir_3-5/index.html) французкой фірми "Дассо" і F-104G у варіанті ВВП амереканской фірми "Локхид" разом з англійськими фірмами "Шортів" і "Роллс-Ройс".

Ще до представлення проектів на конкурс стало ясно, що він не відбудеться. Виявилося, що кожна держава має свою особливу, відмінну від інших концепцію майбутнього літака і не погодиться на монополію однієї чи фірми групи фірм. Наприклад, англійські військові підтримали не свої фірми, а французкий проект, Федиративная Республіка Німеччина підтримала проект фірми "Локхид" і т.д.Долю конкурсу зумовила, по-видемому, Франція, представники якої заявили, що незалежно від результатів конкурсу будуть працювати над своїм проектом літака [**"Міраж" III-V**](http://vtol.boom.ru/vtol/mir_3-5/index.html).

|  |
| --- |
|  |
|  |
| **Літаки вертикального злету і посадки** [**Бальзак**](http://vtol.boom.ru/vtol/bal/index.html) **фірми "Дассо" і** [**Vj-101C-X2**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html) **обединения "EWR-Зюд" під час наземних іспитів.** |

    Політичні, технічні і тактичні проблеми вплинули на зміну концепції комісії НАТО, що розробила нові вимоги. Почалося створення багатоцільових літаків. У цієї ситуація тільки два з представлених проектів вийшли зі стадії попереднього проектування: літак [**"Міраж" III-V**](http://vtol.boom.ru/vtol/mir_3-5/index.html), финансируемий французким урядом, і літак [**Vj-101C**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html) об'єднання "EWR-Зюд", фінансується западногерманской промисловістю.Ці літаки були розроблені відповідно в 3 і 2 екземплярах і піддалися іспитам (4 з них загинуло в катастрофах) до 1966 і 1971 р. У 1971 р. за замовленням командування авіації ВМС США почалися роботи над третім надзвуковим літакам ВВП у західних країнах - американським [**XFV-12A**](http://vtol.boom.ru/vtol/12.htm).

  Відношення СРСР до проблеми вертикального злету і посадки проявилося в 1967 р. Під час демонстраційних польотів на підмосковному аеродромі "Домодедово" були показані три досвідчених надзвукових літаки КВП і один околозвуковой ВВП, конструкцій **А.І. Мікояна**, [**П.О. Сухого**](http://vtol.boom.ru/kons/su/index.html) і [**А.С. Яковлева**](http://vtol.boom.ru/kons/yak/index.html).**\*\***

У 60-х роках переважало думку, що велике число і розмаїтість проектів і програм літаків ВВП свідчать про те, що автаконструктори розглянули уже всі рішення проблеми вертикального злету і посадки. Створилося враження, що вони краще підготовлені до реалізації замовлень у майбутньому, ніж конструктори, що більш 20 років тому приступали до розробки військових надзвукових літаків. Однак наступна практика використання надзвукової авіації показала малу імовірність того, що в найближчому майбутньому надзвукові самоёлти ВВП знайдуть широке застосування. На це вказують труднощі, що виникають прни їхньої розробки, і той факт, що літні дані, якими вони володіють, значно гірше, ніж у звичайних сучасних літаків, при більш високій вартості виготовлення й експлуатації  і меншій надійності.

**Принципи використання літаків ВВП і КВП**

  Історія розвитку літаків ВВП і КВП показує, що дотепер вони створювалися винятково для військової авіації. Тому принципи використання і типи еадач, що передбачалися чи раніше очікувалися в майбутньому, мали вирішальні значення при пошуку найкращих рішень. Потреба в літаках подібного типу викликана необхідністю рассредоточениявоенной авіації з метою уникнути її знищення на стоянці.  Розосередження сучасних військових літаків, що вимагають аеродромів із протяжённними взлётно - посадоточними смугами, дуже утруднено не тільки через малий колличества останніх (навіть з обліком відповідних цивільних аеродромів), але через малу імовірність будівництва нових в умовах війни. Це означає, що вертикальний зліт і посадка дають на перший погляд оптимальне рішення, оскільки літак ВВП може базуватися на площадках, розміри яких не набагато привишают його габарити.

  Крім здатності вертикального злету і посадки, літаки ВВП мають додаткові переваги, а саме можливістю зависання, розвороту в цьому положенні і польоту в бічному положенні в залежності від используваемих рухової установки і системи керування.

  Перераховані приемущества літаків ВВП у бойових умовах значно знецінюються наявністю серйозних недоліків, що приводять до ускладнень експлуатації таких літаків і погіршенню їхніх літних даних. Іспиту надзвукових літаків і досвід їхньої експлуатації у військових частинах показивют, що розосередження великого числа малих груп літаків у різних місцях   вигідно з погляду безпеки, але не зручно з погляду матеріально - технічного забезпечення (паливом, запасними частинами, боеприсами і т.д.), що вообщем не повинне залежати від наземного транспорту. Використовувані в дійсні час системи матеріально - технічного забезпечення й обсуживания не пристосовані до експлуатації у важкодоступній місцевості. Тому необхідно створити нову систему, здатну функціонувати при частій зміні місць базування, вирішувати, крім задач керування польотами і технічним обслуговуванням, багато інших проблем, зокрема питання роботи, житла, харчування, побутового обслуговування і відпочинку літного і наземного персоналу. У цій ситуації чсно, що тільки военна - морська авіація, що розташовує авіаносцями, готова до ефективной експлуатації літаків ВВП. І не випадково при проектуванні сучасних літаків вертикального злету і посадки і КВП передбачається їхнє базування палубах авіаносців.

  Інша група недоліків літаків ВВП стосується літних характеристик. Однієї з них є чутливість до поривів вітру при польоті на малих швидкостях, вселдствии чого зліт і посадка в неспокійній атмосфері стає небезпечним. До недоліків варто віднести і значну різницю у вантажопідйомності літака звичайного злету і вертикального чи короткого злету.

  Злітна маса літака під час експлуатації може бути різної в залежності від кількості прийнятого на борт вантажу ( чиозброєння палива). При цьому в звичайних літаків збільшення злітної маси приводить до подовження шляху разбкга, а в літаків ВВП - неможливості вертикального злету. Для используваемих у даний час рухових установок приблизно можна вважати, що літак ВВП у варіанті вертикального злету може підняти вантаж, у два рази менший, чим при звичайному зльоті. Через цей діапазон задач і радіус дії такого літака істотно залежить від розташування району бойових операцій стосовно місця злету і від можливості вибору наступного місця посадки. Опредиляющим параметром літака ВВП є величина, обраьная тяговооружённости, тобто відношення злітній масі до тяги при зльоті. Дослідження показали, що для вертикального злету необхідна наявність значного резерву вертикальної складової тяги стосовно ваги літака.

У сучасних околозвукових і надзвукових літаках ВВП відношення злітній масі до тяги двигунів складає ~ 0,65-0,85 кг/даний. Вертикальна тяга створюється або шляхом відхилення вниз реактивних струменів тягових двигунів, що забезпечують поступальний рух літака, або за допомогою спеціальних піднімальних двигунів, встановлених у положенні, близькому до вертикального.

|  |
| --- |
|  |
| **Розташування піднімальної рухової установки й елементів системи струминного (реактивного) керування літака "Міраж"** [**"Бальзак"**](http://vtol.boom.ru/vtol/bal/index.html) **фірми "Дассо"** |

  У таблиці представлені характеристики чотирьох надзвукових літаків вертикально злету і посадки. Порівняння показує, що літаки розрізняються аеродинамічними схемами, системами керування на різних етапах польоту і принципами роботи рухових установок.

  Поява окремих двигателй для вертикального і горизонтального польоту в літаках "Міраж" [**"Бальзак"**](http://vtol.boom.ru/vtol/bal/index.html) і [**"Мираж" -III-V**](http://vtol.boom.ru/vtol/mir_3-5/index.html) фірми "Дассо" не було випадковим. Цьому послужили дві причмни. Перша з них визначається бажанням використовувати вже існуючу конструкцію з мінімальними змінами. Друга причина випливає з порівняльної оцінки переваг і недоліків рухової установки такого типу. Поділ функцій між двигунами дозволяє вибрати оптимальні типи двигунів для дуже різних умов злету - посадки і горизонтального польоту, особливо на надзвуковій швидкості.

  Не менш важливої є проблема безпеки під час зависання, тому що в случаии аварії одного чи декількох піднімальних двигунів повинна зберігатися можливість благополучного приземлення. Параметри такої рухової установки залежать головним чином від характеристик піднімальних двигунів. Ці двигуни повинні мати малу питому масу (стосовно піднімальної сили), малі розміри, високу надійність і низьку вартість. Виконання цих вимог виявляється можливим завдяки короткочасній роботі двигунів - два рази на кожен політ по 30-40 з в обмеженому діапазоні швидкостей і висот. Як випливає з опублікованих даних, така рухова установка на літаку ВВП може бути ефективної тільки за умови створення піднімальних двигунів з питомою масою не більш 0,05 кг/даний. (Для порівняння нагадаємо, що двигуни літака "Міраж" III-V мають уделюную масу 0,08 кг/даний.)

|  |
| --- |
|  |
| [**Vj-101C**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html) |

Проект літака [**Vj-101C**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html) об'єднання "EWR-Зюд" розроблявся в інших умовах . Спочатку передбачалося, що це буде літак- перехоплювач, що замінить у 70-х роках літак F-104G (пізніше була прийнята програма "Панавиа"), але потім з'явилися вимоги польоту на малій висоті (використання літака для нанесення ударів по наземним цілям), що обумовило приминения економічної рухової установки. У цій ситуації більш вигідної виявилася комбінована система, у якій частина двигунів використовується тільки при зльоті, посадці і не перехідних режимах. Був розроблений проект рухової установки з двома піднімальними двигунами, розташованими вертикально за кабіною пілота, і чотирма підйомно-маршовими двигунами, поміщеними в двох оворотние гондол, закріплені на кінцях крила. Вибір такої схеми рухової установки продиктирован наступними розуміннями:  
  - під час злету і посдки може бути використана тяга всіх двигунів;  
  - можна приминить форсування в двигунах, встановлених у гондолах, що підвищує їхній ефективность ціною деякого збільшення маси конструкції;  
  - відсутні втрати тяги, що мають місце в рухових установках з відхиленням струменя газів;  
  - використання поворотних гондол спрощує перехід у різні фази польоту;  
  - керування в рижимах висіння, вертикального злету і посадки може бути легко реализованно шляхом деффиринциального зміни тяги окремих груп двигунів, завдяки чому не потрібна спеціальна система струминного (реактивного) керування (приминения якого викликає усложние конструкції і збільшення її ваги і зниження ефективності по тяги в наслідку додаткової витрати стиснутого повітря);  
  - відсутність тягових двигунів і їх сопів у фюзеляжі дозволяє рациональнее використовувати обсяг літака, наприклад розмістити все паливо поблизу центра ваги і спростити конструкцію головних опор шасі;  
  - зміна напрямку тяги двигунів дає можливість здійснити короткий зліт і посадку;  
  - вплив землі в режимі висіння ( щоприводить до засмоктування вихлопних газів і підвищенню температури) невелико, оскільки воздухозаборники двигунів у гондолах розміщаються досить високо;  
  - установка гондол на кінцях крила в прийнятій аеродинамічній схемі зменшує нагруженность конструкції і її масу, а також облнгчает доступ при обслуговуванні.

  Єдиним істотним недоліком прийнятої системи рухової установки є додатковий опір від гондол. Порівняння результатів дослідження для такий компановки і систем, у якій тягові двигуни розташовуються у фюзеляжі, показало, що різниця опорів дорівнює опору однієї гондоли. Система рухової установки з поворотними гондолами застосовна тільки в літаках із крилом малого подовження, оскільки підйом літака за допомогою сил, прикладених до кінців довгих консолей крила, зв'язана зі збільшенням маси, тому що при цьому необхідно використовувати відповідно більш міцну і тверду конструкцію.

  Поворотні гондоли одна з найбільш цікавих особливостей літака [**Vj-101C**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html). Ваговий аналіз показує, що механізм повороту гондол важить менше, ніж система відхилення реактивного газового струменя. У конструкції вузла повороту використані шарикоподшипники великого діаметра, убудований у бічну стінку гондоли, і трубчаста вісь, через яку подається необхідне харчування. Гондоли повертаються гідроприводами, що працюють у здвоєній гідросистемі з насосами, розміщеними безпосередньо на двигунах. Установка рознімних з'єднань паливної і гидровлической системи і блоку керування в площині кінцевих перетинів крила дозволяє легко демонтувати гондоли, як окремі агрегати. Запуск двигунів виробляється з помущью гидровлического стартера.

  Істотну проблему при проектуванні літака вертикального злету і посадкипредставляет вибір типу воздухозаборников, що повинні удолитворять вимогам, що відносяться до принципово різних режимів польоту. Однієї з труднощів є запуск піднімальних двигунів у горизонтальному польоті при позитивних кутах атаки фюзеляжу, оскільки в районі воздухозаборника створюється розрядження, а в районі сопла - підвищений тиск. Задача зважується за допомогою великих щитків, розташованих на верхній і нижній поверхнях фюзеляжу, що викликають рух рух повітря, сприятливий для роботи двигунів. Воздухозаборники основних подъёмно - маршових двигунів розраховані на сверхзвукавую швидкість польоту, тому на зльоті і посадці виявилося необхідним застосування додаткового воздухозаборника, що утвориться при видвижениипередней частини гондоли вперед одночасно з випуском щитків і шасі. Щілина, створювана при цьому на поверхні гондоли, збільшує площа перетину воздухозаборника і сприятливо впливає на розподіл швидкості і тиску повітряного потоку на вході в компресор навіть при сильних горизонтальних поривах вітру.

|  |
| --- |
|  |
| **Принцип дії ежекторной системи** |

  У смолёте [**XFV-12A**](http://vtol.boom.ru/vtol/12.htm) фірми "Норт   Америкен" використовується явище ежекції, тобто усмоктування навколишнього повітря каналами, распложенними в крилах і горизонтальному оперенні, під дією струменя газів, що виходять з турбовентиляторного двигуна. На режимах висіння і польоту з малою швидкістю керування літаком здійснюється за допомогою чотирьох працюючих независими ежекторів, що створюють реактивну піднімальну силу різної велечини. При горизонтальному польоті двигун працює, як у звичайному польоті, а при зависанні і польоті з малою швидкістю весь струмінь вихідних газів направляється в ежектори.

  Реактивна піднімальна сила ежекторів зростає завдяки захоплення повітря газавой струменем. Вследствии змішання цих потоків (у відношенні 7,5:1) швидкість і температура газовоздушной суміші на виході з ежектори зменшуються, а тяга зростає приблизно на 50%. Использований у цьому літаку принцип ще мало вивчений, незважаючи на проведені в останні роки в NASA літні іспити модифікації літака DHC-8A "Буфало" фірми "Де Хевеленд  Канада", постаченого реактивними закрилками (дані літних іспитів якого значно відрізняються від результатів аеродинамічних розрахунків і продувок). При створенні ежекторной системи були використані дослідження фірми "Локхид", на досвідченому літаку якої [**XV-4A "Колибри"**](http://vtol.vov.ru/eng/VSTOLWheel/LockheedXV-4A.htm), совершившем перший поле в 1962р., піднімальна сила створювалася в результаті ежекції повітря струменем від двох турбореактивних двигунів. Однак аеродинаміка цього літака була інший, тому що ежектори, що знаходяться в середній частині фюзеляжу, не впливали на обтікання крила і горизонтального оперення і не використовувалися для керування літаком.

Згідно опублікованим даної, цей літак має наступні переваги:  
  -схема "утоку" із крило і горизонтальне оперення, постаченим ежекторами, дозволяє вчасно вертикального злету і посадки велику піднімальну силу;  
  -наявність загальної системи керування піднімальною силою, тягою двигуна і літака забезпечує простоту переходаиз режиму висіння в горизонтальний політ з М-2  
  -велике значення коеффициента піднімальної сили в облости задньої крайки крила й оперення, сприятливий характер обтікання (від дії ежекторів) на верхній поверхні на перехідних режимах польоту;  
  -дуже короткий розбіг, що дозволяє підвищити вантажопідйомність;  
  -використання щитків ежекторів як керуючих поверхонь і аеродинамічних гальм, що сприяє зменшенню маси літака і спрощує подовжнє керування;  
  - габарити двигуна складають менш 2/3 габаритів використаних раніше піднімальних двигунів  
  - шляхова стійкість і керованість завдяки великій поверхні гальмових щитків і стабілізаторів близька до анолагичним параметрів сучасних літаків класичної схеми.

  Крім специфічної системи рухової установки літаки ВВП характеризує ще одна відмітна риса, а саме необхідність доповнювати схему аеродинамічного керування іншими пристроями, що забезпечують керованість літака при польоті з малою поступальною швидкістю. У літаках "Міраж", наприклад, застосована струминна система керування з 10 соплами, через які під тиском випускається повітря, створюючи реактивну силу регульованої величини. Повітря забирається з компресорів піднімальних двигунів і направляються по спеціальних каналах у сопла, що знаходяться в передній і задній частині фюзеляжу (керування по тангажу), на кінцях крила (керування креном) і з двох сторін кола (керування рисканьем).

  У літаку [**Vj-101C**](http://vtol.boom.ru/vtol/vj/index.html)тяга двигунів регулюється. Ручка керування з'єднана безпосередньо з важелем газу двигунів, тому при зависанні висота регулюється зміною тяги всіх двигунів. Необхідні кути чи крену атаки досягаються диференціальною зміною тяги двигунів при відхиленні ручки керування у відповідну сторону. подовжнє керування здійснюється збільшенням тяги двигунів у гондолах і одночасно зменшенням тяги фюзеляжних чи двигунів навпаки. Поперечне керування виробляється шляхом диференціальної зміни тяги двигунів у гондолах (при цьому зміна тяги фюзеляжних двигунів не має значення). Шляхове керування забезпечується за допомогою педалей, що здійснюють поворот гондол для створення необхідного моменту. З метою зменшення впливу велечини тяги на стійкість літака застосовується система механізмів, що змінюють кутову швидкість повороту гондол за законом косинуса; для зменшення подовжнього моменту від фюзеляжних двигунів (при перехое гондол у горизонтальне положення) виробляється зменшення їхньої тяги по синусі кута  повороту гондол.

  Прийнята схема забезпечує автоматичний перехід літака з режиму висіння в горизонтальний політ. При досягненні висоти 25-30 м натискання кнопки на важелі газу надає руху системі повороту гондол (на початку зі швидкістю 2 градуси в с., а через 35-40з пілот може збільшити її до 4 градусів у секунду), що викликає зменшення вертикальної і збільшення горизонтальної складової тяги. Перехід до горизонтальнуму польоту звичайно займає  ~ 55 c, літак за цей час пролітає 1600 м і досягає швидкості 70 м/с. При посадці пілот випускає спочатку гальмові щитки, потім шасі і включає обох піднімальних (фюзеляжних) двигунів. При переході гондол у вертикальне положення збільшуються тяга фюзеляжних двигунів і вертикальна складова тяги двигунів у гондолах. Остаточне гальмування до нульової швидкості виробляється шляхом збільшення кута атаки. Звичайно процкс посадки триває  ~ 60 з, при цьому літак пролітає відстань ~ 2300 м.

З представленої понеобходимости коротко проблеми вертикального злету і посадки видно, що літаки ВВП мають дуже складну рухову установку і систему керування. Випливає при цьому нагадати, що максимальна тяга двигунів необхідна у воремя злету і посадки, а не на основних етапах польоту, для яких призначається велика частина палива. Застосовувані рухові і керуючі системи, а також особливості техніки пілотування не тільки ускладнюють обслуговування й експлуатацію, але і вимагають підвищеного рівня навчання летно - технічного складу. Незважаючи на ці недоліки, літаки ВВП можуть служити важливим доповненням до звичайних літаків, тому що їхня поява і розвиток є наслідком пошуків оптимальних рішення задач, продиктованих збільшенням діапазону приминения авіації. Поновлення досліджень надзвукових літаків ВВП свідчить про тім, сучасний технічний рівень досить високий для створення надійного, малоуразливого літака такого типу з високими експлуатаційними якостями. Незважаючи на високу вартість, у деяких випадках використання літака ВВП може виявитися найбільш економічним і унивирсальним транспортним чи засобом зброєю, ніж звичайний чи літак вертоліт.