

## ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАЩИ АПАРАТИ

### 7.1. Общи сведения за хеликоптерите

Хеликоптерът е летателен апарат, при който подемната сила и теглителната сила се създават от едно или повече носещи витла. Носещото витло представлява система от въртящи се лопати, всяка от които може да се разглежда като крило с голямо удължение и специфичен крилен профил. Формата на лопатите в план може да бъде правоъгълна, но по-често е със слабо стеснение към края. При въртенето всяка лопата създава аеродинамични сили. Сумарно силите от всичките лопати образуват аеродинамичната сила на носещия „витлов диск“. По подобие на крилото аеродинамичната сила на лопатите се разлага на подемна сила и съпротивление. Сумата от подемните сили на лопатите образува теглителната (обща подемна) сила на носещата система, която преодолява силата на теглото и позволява хеликоптерът да лети вертикално. Сумарното съпротивление на въртящите се лопати трябва да бъде преодолявано от двигателната система на хеликоптера. Чрез промяна на наклона на „витловия диск“ се променя направлението на действие на теглещата компонентата на „витловия диск“, която е перпендикулярна на плоскостта на въртене и с това хеликоптерът може да се управлява.

Сродни на хеликоптера са **автожирите**. При автожира поътната сила се създава от самолетно витло, а енергията за въртене на носещото витло се взема от насрещния поток. Затова автожирът не може да излита вертикално, а е необходимо да се засили по пистата.

Основният принцип, по който се класифицират хеликоптерите е по броя на носещите витла (НВ) и тяхното разположение. По този признак хеликоптерите се подразделят на едновитлови, двувитлови с напречна и надлъжна схема и със съосна двувитлова схема. При едновитловите хеликоптери има, освен носещо витло, но и опашно. Опашното е нужно за преодоляване на реактивния момент на носещото витло, който се стреми да завърти хеликоптера в посока обратна на въртенето на НВ. Опашното витло се задвижва от основния двигател чрез редуктор и трансмисия по опашната греда. На безпилотните модели за задвижване на опашното витло се използват отделни двигатели (обикновено електрически). Едновитловите хеликоптери са най-разпространени, с проста и надеждна конструкция, висока транспортна ефективност.



**Фиг. 7.1.** Хеликоптер Бел-206 едновитлова схема с двулопатно носещо витло.

По брой на построени и експлоатирани образци на второ място се нарежда т.н. „съосна“ схема на хеликоптера. Носещата система на тези хеликоптери се състои от две витла, разположени един над друг и въртящи се в противоположни посоки. Реактивният момент на двете витла взаимно се уравниават и не е нужно опашно витло и трансмисия за задвижването му. Основен проблем на съосната схема е опасността от кръстосване на лопатите от двете носещи витла. Това налага раздалечаване на двата въртящи се диска по височина. Тази схема намира приложение при средни и леки хеликоптери.



**Фиг.7.2.** Хеликоптер със съосна схема на носещите витла Ка-50.

Двувитлова схема има две носещи витла, които се въртят в противоположни посоки. Идеята на тази схема е да се увеличи товароносимостта. За надлъжната схема тези две витла са разположени в предния и задния край на хеликоптера (фиг. 7.3). В напречната схема двете носещи витла са разположени от двете страни на тялото. В исторически план по напречната схема е построен първият сериен хеликоптер (Focke – Achgelis Fa 223) и най-товароносимият хеликоптер Ми-12. Двувитловите хеликоптери се произвеждат рядко – имат усложнено управление и повишено ниво на вибрации.

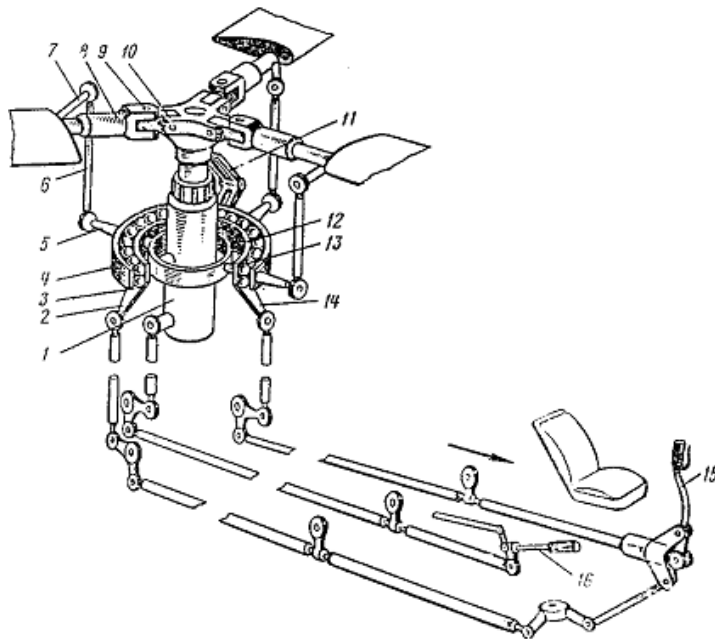


**Фиг.7.3.** Хеликоптер CH-47D Chinook – двувитлова надлъжна схема.

Съществуват двувитлови схеми с наклонени оси, които се кръстосват в основата на хеликоптера. За да се избегне съприкосновение на лопатите при въртене, се използват обикновено двулопатни витла със синхронизатор, от което тази схема има и друго наименование – „синхроптери“. Както и съосната схема тези хеликоптери имат по-малка попътна устойчивост в сравнение с едновитловата и се налага тя да се подобри с вертикални плоскости с по-голяма площ и рамо относно центъра на тежестта.

Основен орган за управление на носещото витло, а от там и на хеликоптера по крен и тангаж, е **автомат – наклонителят** (АН). Неговото устройство при тришарнирно носещо витло е показано на фиг. 7.1. За попътно управление се използва опашно витло с изменяема стъпка.

Способите за управлението на едновитловата схема са показани на фиг. 7.4, 7.5, 7.6, 7.7, 7.8.



Плъзгаща се втулка – 1  
(не се върти, движи се осево);

Неподвижен пръстен – 3 с карданно окачване към 1 (не се върти, а само се накланя);

Подвижен пръстен – 4 (върти се и се накланя);

Осеви шарнир – 8;

Вертикален шарнир – 9;

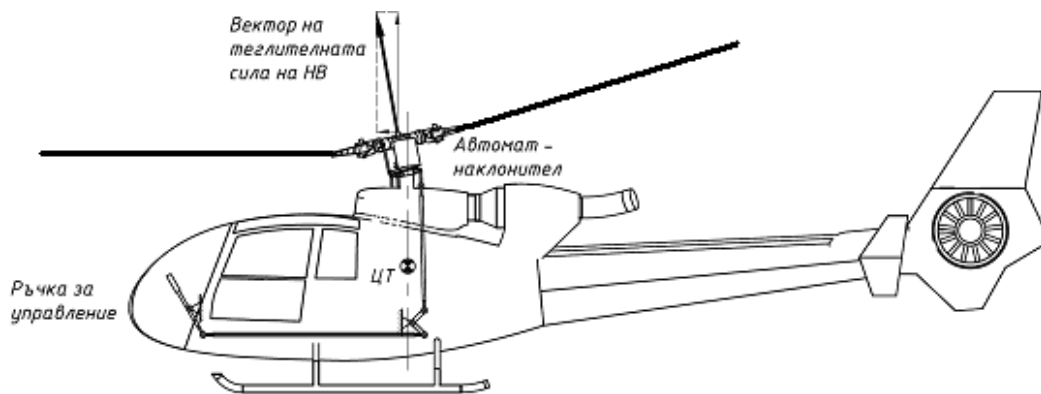
Хоризонтален шарнир – 10;

Шлиц-шарнир – 11  
(между втулката на НВ и пръстен 4);

Лост за управление – 15;

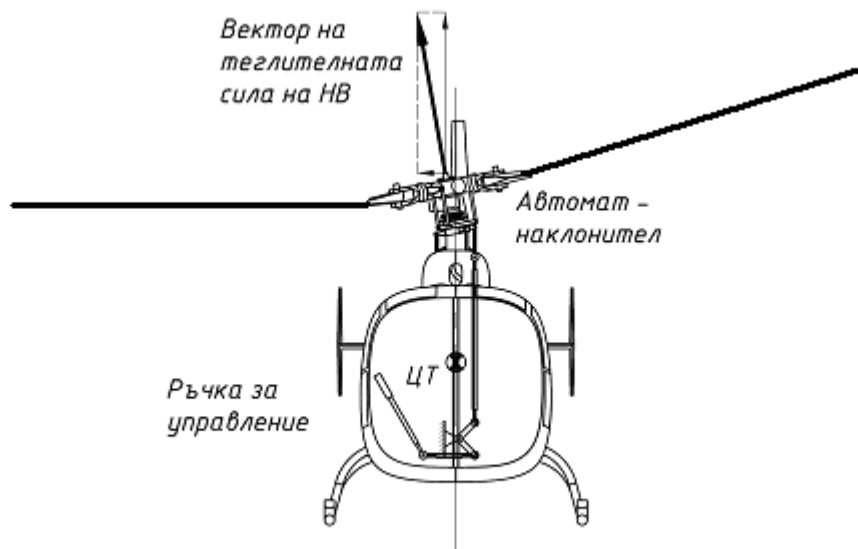
Лост „стъпка-газ“ – 16 (за обединено управление на общата стъпка и двигателя).

**Фиг. 7.4.** Схема на автомат – наклонител (АН).



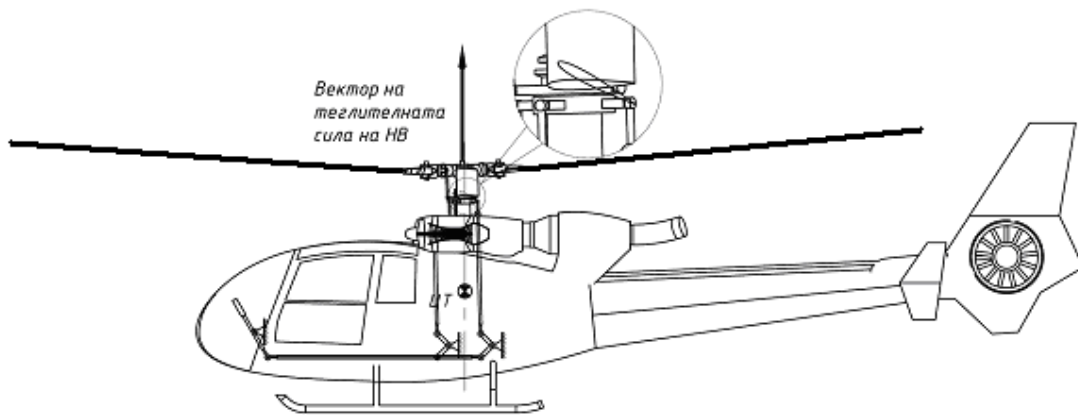
**Фиг. 7.5.** Управление по тангаж.

При управлението по тангаж от АН се наклоняват конусът на НВ и векторът на тягата му. Направлението на действие на тягата не преминава през ЦТ – хеликоптерът се наклонява. При надлъжна устойчивост (обикновено гарантирана с хоризонтален стабилизатор) хеликоптерът сам преустановява движението напред, моментите от всички сили се балансират в наклоненото положение на хеликоптера. При наклон на конуса се появява компонента от вектора на тягата, което движи хеликоптера (напред или назад).

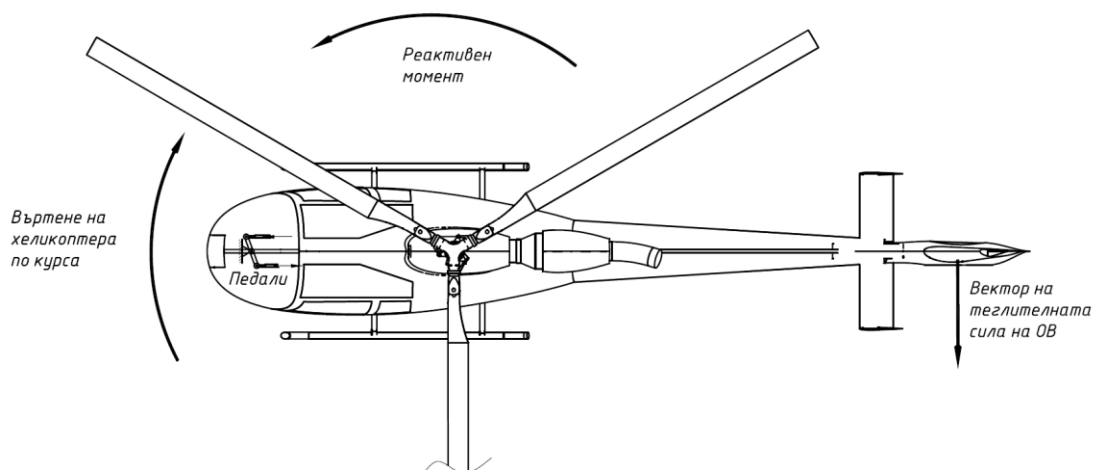


**Фиг. 7.6.** Управление по наклон.

Посоката на наклоняване на конуса настрана (поради промяна на цикличната стъпка.) следва страничното движение на лоста в кабината. При странично управление, хеликоптерът се движи в посоката на наклона на конуса от компонентата на вектора на тягата. Освен наклон на конуса в същата посока се наклонява и самият хеликоптер до ново равновесно положение на всички действащи на системата моменти (включително и от моментите на хоризонталните шарнири). Наклонът на хеликоптера е толкова повече, колкото по-висока е честотата на въртене на ротора и по-нисък е центърът на тежестта.



**Фиг. 7.7.** Управлението на общата стъпка и движението по вертикала става с повдигане на ръчката „стъпка-газ“, свързано едновременно увеличение на мощността на двигателя (за запазване на честотата на въртене).



**Фиг. 7.8.** Схема на поътно управление – чрез преместване на педалите се променя стъпката на опашното витло и балансът между момента от тягата на опашното витло и реактивния момент.

Работата на автомат – наклонителя е следната (обозначенията са по фиг. 7.4). Подвижният пръстен 4 се върти около неподвижния 3 (фиг. 7.4.), получавайки въртеливо движение от втулката на лопатите чрез шлиц-шарнира. От подвижния пръстен чрез лостова система, междинно звено на която е вертикалната тяга 6, е осигурена възможност за завъртане на лопатите около осевия шарнир за промяна на стъпката им.

Неподвижният пръстен 3 чрез карданово съединение е свързан с плъзгаща се втулка 1. Карданът позволява пръстените

на автомат наклонителя да променят разположението на плоскостта си относно осевата линия на задвижващия вал. Когато плоскостта на пръстените е перпендикулярна към осевата линия на задвижващия вал, при въртене на подвижния пръстен 4 вертикалните тяги 6 не променят стъпките на лопатите по азимута. Ако плъзгащата се втулка 1 се премества по направление на осевата линия на задвижващия вал, едновременно се изменя стъпката на всички лопати. Това движение се осъществява от пилота с лост 16 в кабината. Хеликоптерът лети вертикално (фиг. 7.7) или виси във въздуха.

Ако плоскостта на пръстените се наклони напред – по посока на полета, то в азимут  $180^{\circ}$  вертикалните тяги 6 при въртене преминават в най-ниското положение и там (отпред) лопатите имат най-малка стъпка в сравнение с лопатите, намиращи се отзад (азимут  $0^{\circ}$ ). Така се осъществява цикличното изменение на стъпката. По подобен начин се променя цикличната стъпка за наклон (фиг. 7.6).

При въртене лопатите образуват носещ конус, които се накланя в посоката на командата. Заедно с конуса се накланя и теглителната сила на витлото Т, направлението ѝ не преминава през центъра на тежестта и се появява напречен или надлъжен момент за управление. При наклон се появява и компонента на равнодействащата сила в съответната посока, която движи хеликоптера.

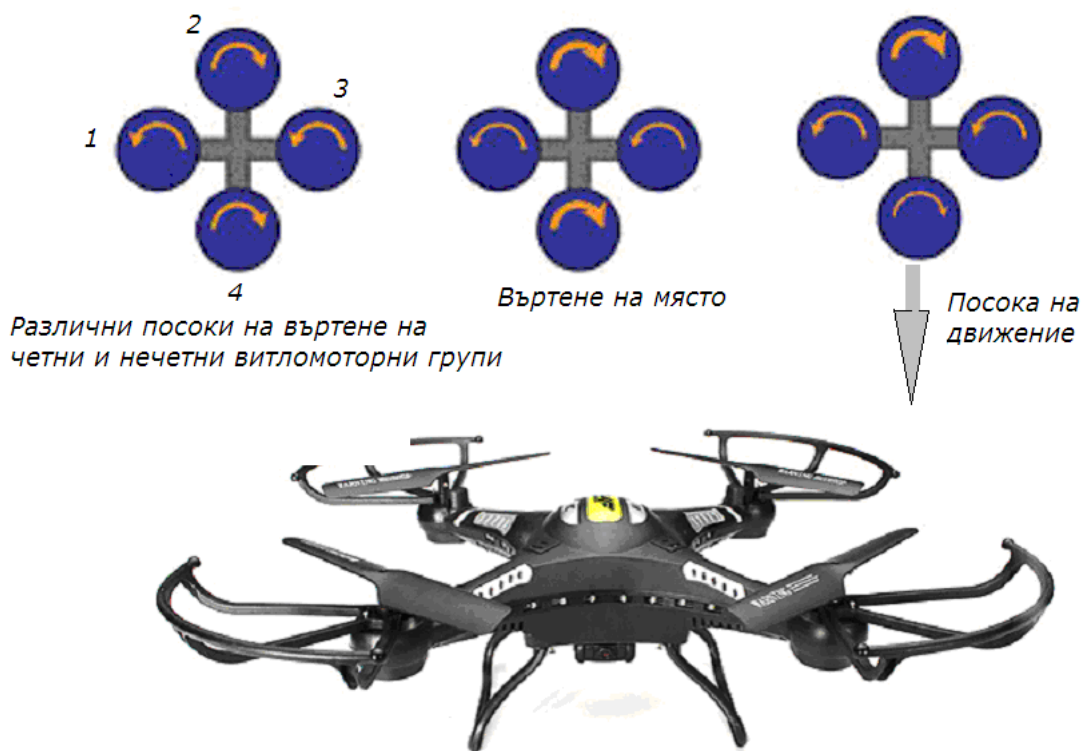
Попътното управление на хеликоптера се осъществява чрез изменение на стъпката на опашното витло, което уравновесява реактивния момент. Това става с отклонение на педалите до ново равновесие на моментите.

Независимо, че управлението на хеликоптера с командните лостове прилича на самолетното, то е по-сложно и има особености. Съвременните хеликоптери се управляват с т. нар. „необратима схема на хидроусилвателите“, за да не се предава на командния лост изменящото се усилие от променящия се циклично шарнирен момент. Освен това, динамиката на преходните процеси при хеликоптера е с много слабо затихване на колебанията и затова управлението е комбинирано „пилот и автопилот“. Пилотът задава началото на промяната, а автопилотът регулира преходните процеси по оптимален закон. Изпълнителните агрегати в управлението (хидроусилвателите) са комбинирани с две възможности за управление – от пилота и от автопилота.

При по-малките хеликоптери ролята на автопилот може да изпълнява управляващ жirosкоп.

## 7.2. Мултикоптери

Като схема мултикоптерите са известни от 1922 г. Новото си раждане получават през 21 век, вече като безпилотни-благодарение на развитието на компютърната техника, автопилотите и източниците на ток (акумулатори). Благодарение на простотата в конструкцията, те са често използвани от любители за аеро и кино снимки – камерата е изнесена от зоната на действие на витлата. Има успешни опити за създаване на по-големи, пилотируеми мултикоптери.



**Фиг.7.9.** Мултикоптер (в случая квадрокоптер).

Мултикоптерите имат четно (от 4 до 12) число витла с постоянна стъпка. При тях, за разлика от едновитловите и двувитловите хеликоптери, няма автомат – наклонител. Всяко витло се върти от собствен двигател. Половината витла се въртят по часовата стрелка, а другата половина – обратно на часовата. Ако са номерирани последователно по кръга, то например четните се въртят надясно, а нечетните наляво. Няма неуравновесен реактивен момент при еднакви обороти и затова и опасно витло не е нужно. Мултикоптерите маневрират посредством изменението на оборотите на витлата. Например:



- Ускоряване на оборотите на всички витла – вертикално изкачване;

- Ускоряване витлата на група двигатели от едната страна и забавяне на друга група двигатели от срещуположната страна; общият вектор на теглителната сила се измества от оста на апарата и мултикоптерът се накланя в посоката на групата с намалени обороти до тогава, докато направлението на равнодействащата сила отново не преминава през центъра на тежестта – движение напред, назад и настрани, в зависимост от положението на лоста за управление (с дясната ръка на пулта за управление);

- Ускоряване на витлата, въртящи се по часовата стрелка и забавяне на витлата, въртящи се обратно на часовата стрелка – завой, въртене на място.

Микропроцесорна система превръща командите на радиоуправлението в команди към двигателите. Управлението е „чрез автопилот“. За да се осигури стабилизация на наклоните, мултикоптерите имат три жirosкопа. В системата за управление често се използва акселерометър, данните от който позволяват на микропроцесорната система, да установи абсолютно хоризонтално положение. Използва се и бародатчик, който чрез микропроцесорът регулира полета на постоянна височина. Също така се прилагат сонари за облитане на препятствия, полет на малки височини и автоматично кацане. Мултикоптерите може да имат GPS система. Реалното положение от GPS системата се сравнява със записания маршрут на полета в полетното задание (в компютър) и в зависимост от разликите се подават команди от автопилота за ликвидирането им. Съществуват режими за връщане на апарата в точката на излитане. Те използват данни от GPS системата.

Възможностите на мултикоптерите се определят главно от силовата уредба. Съвременните мултикоптери използват безколекторни електродвигатели и литиево – полимерни акумулатори. Това налага ограничения: типичната полетна маса е от 1 до 4 kg, а времето за полет от 10 до 30 min. Повдиганият товар от мултикоптерите със среден размер е от 500 g до 2–3 kg (неголяма фото или видеокамера). Съществуват и големи модели с 6 или 8 ротора, които са способни да повдигнат до 20 – 30 kg. За увеличение на товароносимостта се прилага и съосно разположение на носещите ротори. Скоростта на полета на мултикоптерите е от нула в режим висене до 100 – 110 km/h. Запасът от енергия позволява на някои, управлявани от

микропроцесора в автономен полет, мултикоптери да се отдалечават на разстояние до 12 km, но на практика радиусът на действие на тези апарати е 100 – 200 метра в зоната на видимост и с ръчно управление. По данни в интернет най-добрите образци могат при специални условия да работят до 100km. Най-голямото ограничение на радиуса на действие се налага от времето на полета. За сравнение, безпилотните самолети с аналогични акумулатори могат да работят на 10–15 km при височина на полета от 1 до 2 km.

### **Безопасност на полетите с мултикоптери.**

Широкото разпространение поради ниската цена (до 100\$), а също в много случаи и ниската квалификация на операторите изискват специални мерки за безопасност при полетите. Много често такива апарати се използват и в затворени помещения. В отличие от самолета, който може да планира с изключени двигатели или от хеликоптера, който може да кацне в режим на авторотация, мултикоптерът при отказ на двигателите е напълно неуправляем. Отчитайки, че мултикоптерът има не малка маса и скорост, твърд корпус и въртящи се витла, то е необходимо да се вземат предварително мерки за безопасност. Полетът като пространство и място трябва да се планира така, че да има възможност за безопасното му завършване в аварийен случай. Важен е и човешкият фактор. Нужно е внимателно изучаване на всички особености по документацията и възможните настройки. Има публикации, в които са описани опасни сблъсквания на мултикоптери и пътнически самолети. Последствията от удари на мултикоптери със самолети са подобни като при удар с птица, а понякога и по тежки. Зоните забранени за полети на мултикоптери и други безпилотни апарати (летища, атомни централи и др.) е възможно да бъдат осигурени чрез т.н. "електронна ограда". Тя представлява набор от недостъпни координати, които са заложили в програмното осигуряване на апарата и ограждат виртуално обектите.

### **7.3. Самолети с вертикално излитане и кацане.**

Развитието на самолетите с вертикално излитане и кацане днес е много перспективно за военната авиация. Използването на разузнавателни средства в космоса и високоточни системи за поразяване прави летището неизползваемо в съвременни бойни действия. Ролята на самолетоносачите се увеличава. Поради това се разработват вертикално излитащи и кацащи самолети. Към настоящия момент има два образца от тази техника, които

са излезли от експериментален стадии и се строят серийно. Има натрупан опит от продължителна експлоатация на земя и от самолетноносачи. Единият е **Harrier** на „British Aerospace“ и „McDonnell Douglas“ (фиг. 7.10). Другият е Bell Boeing **V-22 Osprey** (фиг. 7.11)



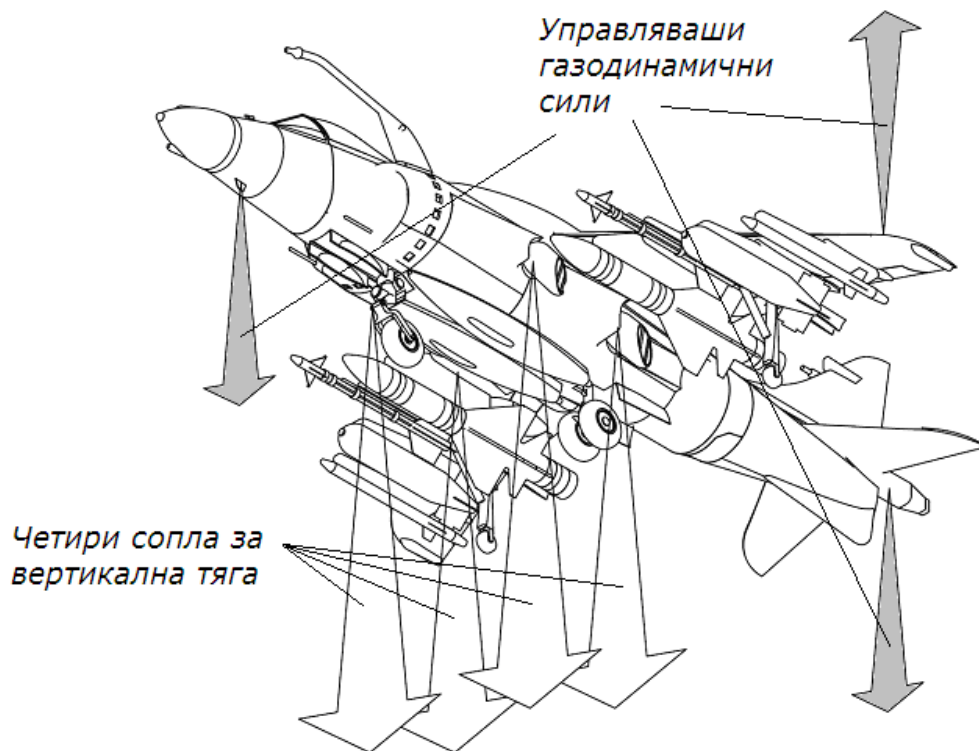
**Фиг.7.10. Harrier** в режим на вертикално излитане от самолетноносач.

Главната особеност на Harrier е в двигателната система и в системата за управление. Двигателят „Pegasus“ има 4, разположени по двойки сопла от страни на тялото. Те могат да се завъртат синхронно до  $89.5^\circ$  със специална верижна предавка. По този начин при вертикално излитане подемната сила се създава от двигателите и е приложена в 4 точки, което придава на самолета допълнителна устойчивост. Предимството на един подемно – маршеви двигател е, че разпределението на тягата по 4 сопла е просто и не се налага съгласуване на работата на различни двигатели, както е при многодвигателни самолети с вертикално разположени оси на отделни подедни двигатели. Излитането от място става като двигателят в положение на соплата в хоризонтален режим се извеждат на максимални обороти; самолетът се удържа със спирачки или специални устройства да не се движи напред; със специална ръчка пилотът подава сигнал в системата за привеждане на соплата във вертикално положение и самолетът се отделя от пистата (палубата).

На режимите висене и вертикално излитане и кацане управлението на самолета е газодинамично – от специални малки сопла, разположени в краищата на крилото, в предната и

задна част на тялото (фиг. 7.11). Работно тяло в тях е сгъстен въздух от компресора. Стабилизацията на самолета в режимите на вертикално излитане и кацане е компютъризиран, автоматичен процес.

Разходът на гориво в режимите на вертикален полет е много голям и за икономичност се използва излитане със съкратена дистанция, като част от подемната сила се създава и от крилото. Такъв маниер на излитане наподобява скок, от което самолетът има наименование още „Подскачащият“ („Jump Jet“).



**Фиг. 7.11.** Схема на газодинамично управление при нулева постъпателна скорост или слаба ефективност на аеродинамичното управление (малка хоризонтална скорост).

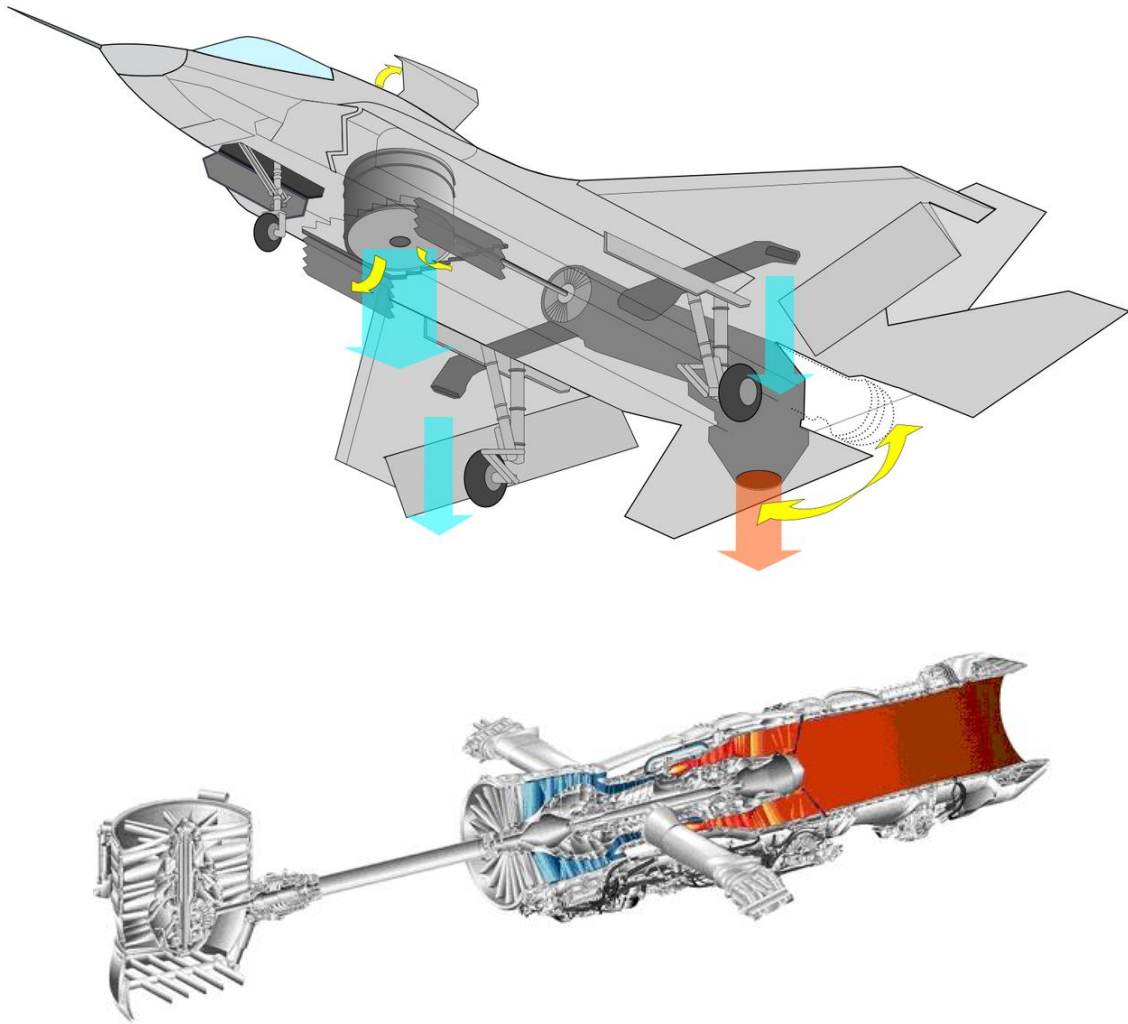
Друг тип самолети с вертикално излитане и кацане са т.н. преобразуващи се схеми. Типичен представител е Bell Boeing V-22 Osprey (фиг. 7.12.). Той е сравнително нов апарат. Първият му полет е на 19 март 1989 г., а е въведен в експлоатация в САЩ от 2007 г.



**Фиг. 7.12.** Вертикално излитане от палуба на V-22 Osprey.

Причината да се появят тези схеми е желанието да се получи апарат, който да комбинира достойствата на хеликоптера (той няма конкуренти на режими „висене“) с тези на самолета (голяма скорост и далечина на полета). Апаратът е със завъртащи се два ротора с витла, задвижвани от турбовитлови двигатели. Този тип апарати имат сложна конструкция и има по-голямо тегло на конструкцията в сравнение със самолет или хеликоптер при еднаква товароносимост. Апаратът е участвал в транспортни операции на американската армия и флота в Афганистан, Ирак и Либия.

Продължава изследователската и конструкторската работа за създаване на ефективни летателни апарати, които да съчетават възможности за големи скорости и вертикално излитане. На фиг. 7.13 е показана схема за работа на двигателя и начина на управление на самолет F-35 (интернет).



**Фиг.7.13.** Схема за работа на двигателя и начина на управление на самолет F-35.

**Литература по темата:**

1. Данилов В.А., В.М.Занько, Н.П.Калинин, А.И.Кривко **Вертолет Ми-8МТВ**, изд. "Транспорт", Москва, 1995г.
2. Дмитриев И.С., С.Ю. Есаулов **Системы управления едновинтовых вертолетов**, изд. "Машиностроение", Москва 1975г.
3. Интернет