

## ОСНОВНИ ПОНЯТИЯ В ДИНАМИКАТА НА ПОЛЕТА

Динамиката на полета е раздел от механиката, в която се изучава движението на летателния апарат под въздействието на силите и моментите, които действат на него. По методически причини първо се разглежда движението на летателния апарат в пространството като материална точка (център на тежестта), в която са приложени всички сили. Това значи, че процесите на създаването на силите и тяхната ориентация не е предмет на тази част от динамиката на полета (наричана още траектории на полета). Счита се, че на самолета не действат неуравновесени моменти. Изучаването на движенията около масовия център е друг раздел и се нарича устойчивост и управляемост.

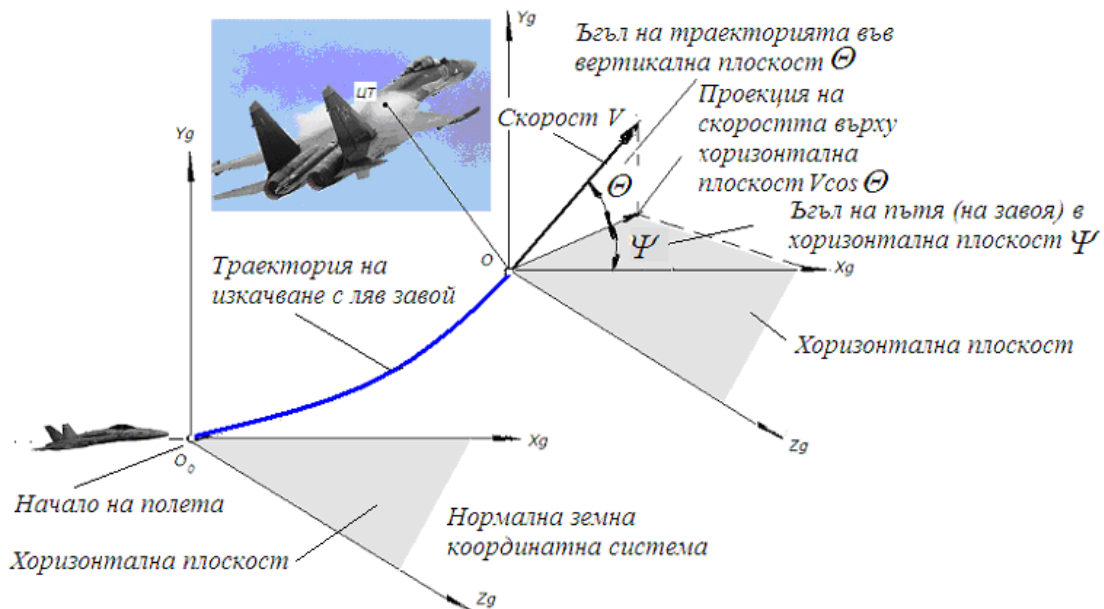
Основни понятия в динамиката на полета са: траектория, координатна система, ъгли на ориентация на самолета относно въздушния поток (ъгъл на атака и ъгъл на плъзгане), пилотажни и навигционни ъгли (ъгли на ориентация на самолета спрямо хоризонта - тангаж, крен и за посоката на полета – ъгъл на рискание, курс)

**Траекторията** на полета в най-общ случай е пространствена крива, по която се движи масовият център на апарата. Във всяка точка от траекторията скоростта на движение на масовия център е насочена по допирателна линия към пространствената крива. Видът на траекторията се разглежда относно земната повърхност в **нормална-земна координатна система  $O_0X_gY_gZ_g$** , в която центърът  $O_0$  е разположен на повърхността на Земята, а ос  $O_0Y_g$  е насочена по местната вертикала от повърхността на Земята нагоре. Ос  $O_0X_g$  се избира от условията на навигацията. Тя може да бъде насочена по т. нар. линия на зададения път (нанесена на карта линия между началния и крайния пункт на полета). Проекцията на траекторията във вертикалната плоскост на нормалната-земна координатна система се нарича **профил** на полета, а в хоризонтална плоскост – **маршрут**. Ориентацията на вектора на скоростта се определя от ъгъла на пътя  $\psi$  (ъгъл на изкривяване на траекторията в хоризонтална плоскост) и от ъгъла на наклона на траекторията във вертикална плоскост  $\theta$ .

В частни случаи се получават траектории само във вертикална или само в хоризонтална плоскости.

Ако естественият хоризонт се пренесе мислено успоредно в центъра на тежестта на самолета, то се получава т. нар. **нормална координатна система  $OX_gY_gZ_g$** , която се различава

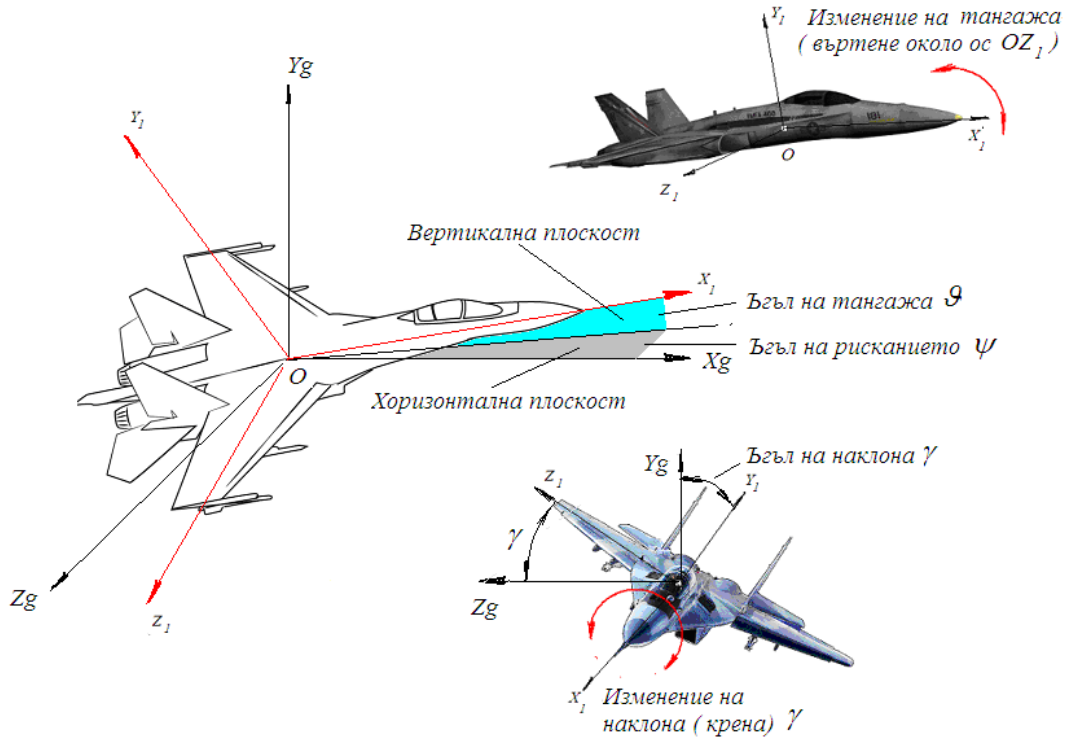
от нормалната-земна по това, че центърът ѝ се движи по траекторията, а ориентацията на осите е непроменена. Нормалната координатна система  $Ox_gY_gZ_g$ , траекторните ъгли  $\Theta$  и  $\Psi$  и нормалната земна координатна система  $O_0x_gY_gZ_g$  са показани на фиг. 5.1.



**Фиг. 5.1.** Траекторни ъгли в нормална координатна система  $Ox_gY_gZ_g$

Когато се разглеждат въпросите на устойчивост и управляемост, важни са не само силите, но и моментите около центъра на тежестта. Моментите, които се създават от пилота с отклонение на органите за управление, въртят самолета в пространството около оси, които са свързани със самолета и координатната система, която се използва за анализ на движенията също се нарича свързана. Изборът на осите се прави така, че да съвпадат или да са близо до главните инерционни оси на самолета. Свързаната координатна система се отбелязва с  $Ox_1Y_1Z_1$ . Надлъжната ос  $Ox_1$  се избира близо до главната надлъжна инерционна ос на самолета. Ос  $Oy_1$  се нарича нормална ос, лежи в плоскостта на симетрия на самолета, разположена е по направлението на вертикалния стабилизатор и е перпендикулярна на надлъжната ос. Оста  $Oz_1$  се нарича странична ос и е разположена перпендикулярно на плоскостта  $Ox_1Y_1$ , по посока на дясното полукрило на самолета. Положението на тези оси по отношение на хоризонта определят пилотажните ъгли на тангаж и наклон (крен), а посоката на полета е свързана с ъгъла на рискание и навигационното понятие курс. Ъглите на **тангажа**  $\vartheta$ , **наклона**  $\gamma$  и

**рисканието**  $\psi$  са между свързаната  $Ox_1y_1z_1$  и нормалната  $Ox_gy_gz_g$  координатни системи. Отбелязват се с **малки гръцки букви** (за разлика от траекторните  $\Theta, \Psi$ ). Показани са на фигура 5.2.



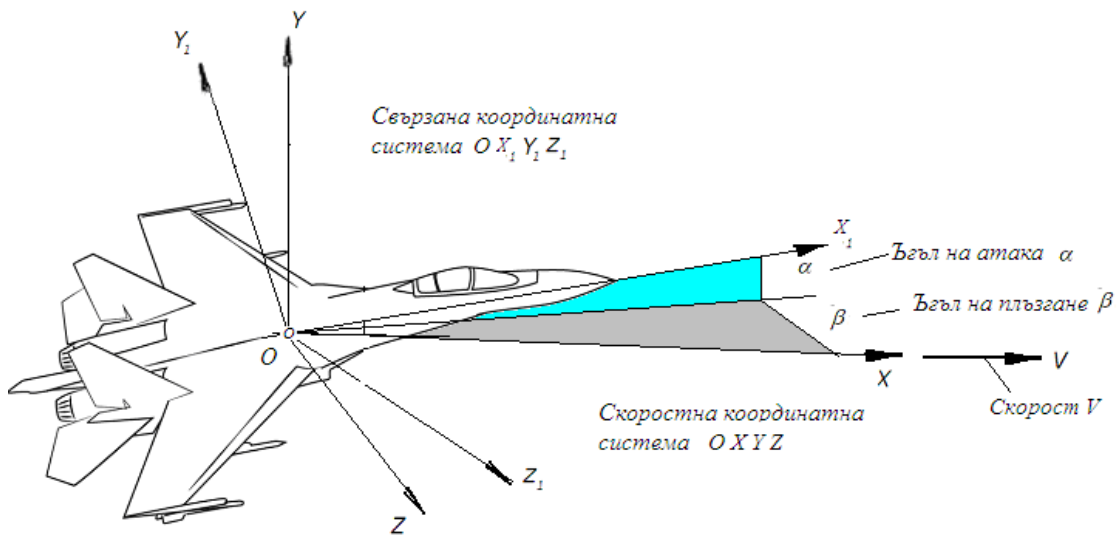
**Фиг. 5.2.** Свързана и нормална координатни системи с ъглите на тангажа  $\vartheta$ , наклона  $\gamma$  и рисканието  $\psi$ .

Ъгълът на тангажа  $\vartheta$  е сключен между надлъжната ос на самолета  $Ox_1$  и плоскостта на местния хоризонт  $Ox_gz_g$ . Ъгълът на наклона  $\gamma$  е между плоскостта на симетрия на самолета  $Ox_1y_1$  и вертикалната плоскост  $Ox_gy_g$ , минаваща през центъра на тежестта на самолета. Ъгълът на рисканието  $\psi$  е между проекцията на свързаната ос  $Ox_1$  върху местния хоризонт (равнина  $Ox_gz_g$ ) и ос  $Ox_g$ .

**Курсът** като навигационно понятие се измерва от **северната посока до проекцията на свързаната ос  $Ox_1$  върху хоризонталната плоскост** при въртене на тази проекция надясно (полет на север е  $0^\circ$ , на изток  $90^\circ$ , на юг  $180^\circ$  на запад-  $270^\circ$ ). В показаната на фиг 5.2 координатна система курсът и рисканието се измерват върху хоризонтална плоскост, но в различни посоки. При въртене на самолета в хоризонтална плоскост наляво (от позиция на пилота) ъгълът на рискание се увеличава по отношение на ос  $Ox_g$ . Рисканието има знак: отклонения надясно от ос  $Ox_g$  са с отрицателен знак и обратно -

отклонения наляво от ос  $OX_g$  са с положителен знак в разглежданата координатна система.

При разглеждането на силите, които действат на самолета е по-удобно да се използва скоростна координатна система  $OXYZ$ . Началото  $O$  на скоростната координатна система е в центъра на тежестта на самолета. Ос  $OX$  е насочена по вектора на скоростта, ос  $OY$  – по направлението на подемната сила в плоскостта на симетрия на самолета, ос  $OZ$  – по дясното полукрило на самолета. **Между свързаната и скоростната координатни системи** са разположени ъглите на **атака** и **плъзгане**. Те имат отношение към въпросите за устойчивост на самолета и реакцията му при смущения и управление. На фигура 5.3 са показани двете системи и ъглите между тях.



**Фиг.5.3.** Свързана ( $Ox_1y_1z_1$ ) и скоростна ( $OXYZ$ ) координатни системи, ъгли на атака  $\alpha$  и плъзгане  $\beta$ .

Само в частен случай на хоризонтален полет ъглите на тангажа и на атака съвпадат.

### 5.1. Понятие за претоварване на самолета

В динамиката на полета силите, които действат на самолета се отнасят към две категории: повърхностни и масови. Към повърхностните сили се отнасят тягата на двигателя  $P$ , подемната сила  $Y$  и челното съпротивление  $X$ . Всички те са резултат от взаимодействие на въздушната или газовата среда с частите на самолета. Към масовите сили принадлежи само теглото на самолета  $G$ . Отношението на повърхностните сили към теглото се нарича претоварване и за динамиката на материалната точка векторът на пълното претоварване  $n = \frac{R}{G}$  се

прилага в центъра на тежестта на самолета. То може да бъде разложено по направления удобни за разглеждане на конкретни въпроси. По направлението на тягата и челното съпротивление компонентата на пълното претоварване се нарича надлъжно и се отбелязва с  $n_x = \frac{P-X}{G}$ . По направлението на подемната сила се нарича - нормално  $n_y = \frac{Y}{G}$ , а по направлението на страничната сила при несиметрично обтичане на самолета-странично  $n_z = \frac{Z}{G}$ .

## 5.2. Сили, действащи на самолета в праволинеен установен хоризонтален полет

Праволинеен установен хоризонтален полет се нарича полет по праволинейна хоризонтална траектория с постоянна скорост. Той е основен режим на транспортните и пътнически самолети.

Тъй като скоростта е разположена в хоризонтална плоскост скоростната и нормалната координатни системи съвпадат в този частен случай. Силите се разглеждат в скоростна координатна система. За този частен случай плоскостта  $OXZ$  е плоскост на местния хоризонт.

Праволинейността на траекторията показва, че ускорението в центъра на тежестта по направленията на осите  $OY$  и  $OZ$  от скоростната координатна система е равно на нула. Понятието установен полет означава, че скоростта е постоянна и, че ускорението по направлението на ос  $OX$  също е равно на нула. От тук следва, че условието за установен праволинеен хоризонтален полет в скоростна координатна система е:

$$\vec{j}_X = 0 \quad \vec{j}_Y = 0 \quad \vec{j}_Z = 0$$

От физиката е известно, че произведението от масата и ускорението дава сила (втори закон на Нютон). Като се използва този закон на Нютон, уравненията за движение на масовия център на самолета в установен праволинеен хоризонтален полет се записват по следния начин:

$$m\vec{j}_X = \vec{F}_X \quad m\vec{j}_Y = \vec{F}_Y \quad m\vec{j}_Z = \vec{F}_Z, \text{ където}$$

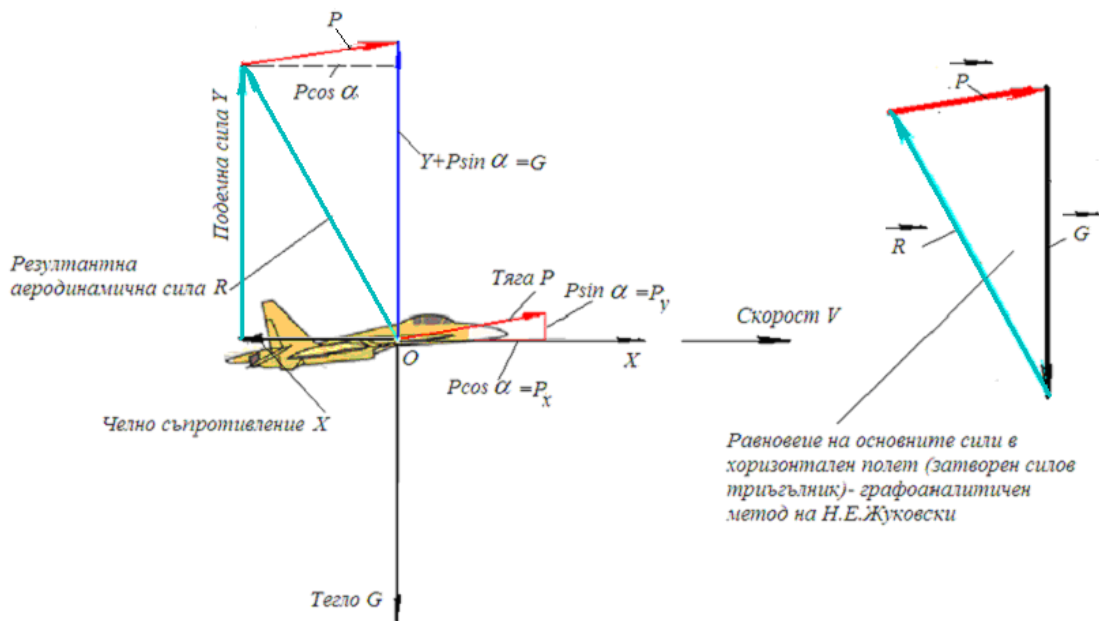
$$m = \frac{G}{g}; \quad G \text{ е теглото на самолета; } g \text{ е земно ускорение;}$$

$F_x, F_y, F_z$  е сума от проекциите на всички външни сили, действащи на самолета по направленията на избраната скоростна координатна система.

От условието за праволинейност следва, че  $F_y = 0, F_z = 0$ , а от условието за установен полет  $F_x = 0$ . Доколкото в такъв полет странична сила отсъства (няма плъзгане), то по-нататък се разглеждат само условията  $F_x = 0, F_y = 0$ .

Полетът на самолета в такъв режим е симетрично обтичане под някакъв положителен ъгъл на атака, за да се получи потребната подъемна сила  $Y$ . Двигателите, непосредствено или чрез витла (движители), създават теглителна сила  $P$ , насочена по хордата на крилото или по оста на самолета, която с компонентата си  $P_x$  върху хоризонталната плоскост уравновесява челното съпротивление  $X$ . Другата компонента на тягата  $P_y = P \sin \alpha$  е насочена по посока на подъемната сила  $Y$  и заедно с нея уравновесява теглото  $G$ .

Силите в хоризонтален полет са показани на фиг. 5.4.



**Фиг.5.4.** Схема на силите при установен хоризонтален праволинейен полет

Математическият израз за равновесие на силите е:

$$\vec{F}_x = \vec{P} \cos \alpha - \vec{X} = 0$$

$$\vec{F}_y = \vec{Y} + \vec{P} \sin \alpha - \vec{G} = 0$$

При малки ъгли на атака (до  $15^\circ$ ) протичат повечето полети и в такъв случай  $\cos \alpha \approx 1$ , а  $\sin \alpha \approx 0$ . Условието за установен праволинеен хоризонтален полет се опростява до:  $P=X$ ;  $Y=G$ .

В установен хоризонтален праволинеен полет надлъжното претоварване е  $n_x = 0$  (при малки ъгли на атака  $P \approx X$ ;  $P-X \approx 0$ ), нормалното  $n_y = 1$  ( $Y = G$ ), страничното  $n_z = 0$  ( $Z = 0$ ).

### 5.3. Минимална допустима скорост за установен праволинеен хоризонтален полет

От условието за праволинейност  $Y = G$  се получава връзка между скоростта на полета и коефициента на подъемната сила, който е ограничен до максималната си стойност при критичния ъгъл на атака. Следователно, теоретично-минималната скорост за праволинеен хоризонтален полет е:

$$c_y \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

$$V_{\min, теор} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y, \max}}}$$

Но в практиката се лети на допустими коефициенти на подъемната сила  $C_{y, доп}$ . Те са по-малки от максималния възможен  $C_{y, \max}$ , защото преди да се достигне този коефициент от условията на откъсване на потока от крилото се получават: тресене на самолета, подхвати, попадане на опашката в смутен поток и други, които са извън нормалните условия за полет. Тогава минималната допустима скорост на хоризонталния полет е:

$$V_{\min, доп} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y, доп}}}$$

От анализа на последната формула следва, че допустимата минималната скорост на хоризонталния полет зависи, главно, от две величини, които са известни за всеки конкретен самолет:  $C_{y, доп}$  и отношението  $\frac{G}{S}$ , наричано специфично натоварване на крилото.

Допустимата минимална скорост на хоризонталния полет  $V_{\min, доп}$  не е постоянна величина, а с увеличаването на височината на полета също се увеличава, защото плътността на въздуха  $\rho$  намалява. Това е характерно за всички самолети.

#### 5.4. Потребна теглителна сила в установен праволинеен хоризонтален полет

От условието за постоянство на скоростта в установен хоризонтален праволинеен полет следва, че теглителната сила на двигателите трябва да уравновесява челното съпротивление, т. е. потребната за хоризонтален полет теглителна сила (тяга)  $P_{хп} = X$ . Ако се раздели това равенство на теглото  $G$  и се отчете, че в разглеждания случай  $G = Y$ , а  $\frac{Y}{X} = K$ , то се получава:

$$\frac{P_{хп}}{G} = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}$$

От това условие следва проста зависимост за определяне на потребната теглителна сила на двигателите  $P_{хп}$  за хоризонтален установен праволинеен полет:  $P_{хп} = \frac{G}{K}$ .

От условието за равенство на тягата и челното съпротивление следва, че и силата на съпротивлението в разглеждания режим на полет може да се определи по същата формула  $X_{хп} = \frac{G}{K}$ .

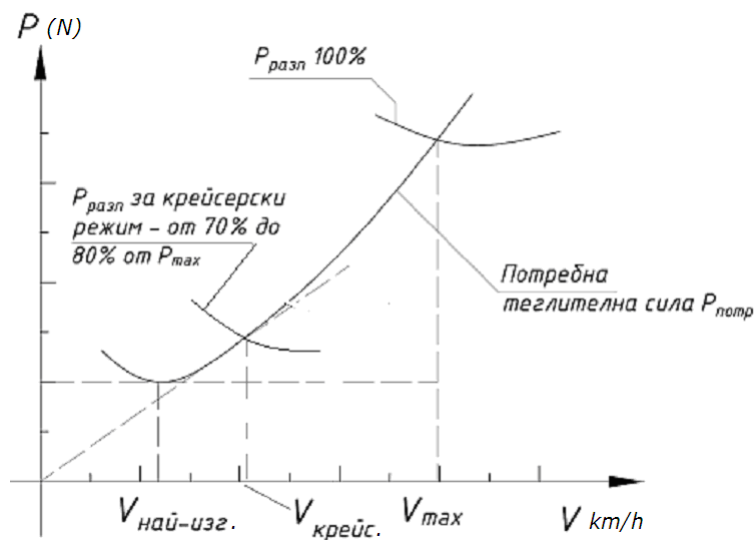
Формулата за потребната тяга показва, че има режим на полета с минимална теглителна сила, при който се лети с най-изгоден ъгъл на атака и следователно максимално качество. Този режим се нарича най-изгоден.

Доколкото между скоростта на полета  $V$  и коефициента на подъемна сила  $c_y$  има еднозначна връзка в разглеждания режим ( $V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}}$ ), то потребната теглителна сила зависи от скоростта на полета. На фигура 5.5. е показана такава зависимост. Характерът на протичане на зависимостта  $P_{потр} = f(V)$  от фиг. 5.5 се обяснява от следното:

На малки скорости, за да се поддържа режимът на полета е нужен голям ъгъл на атака и голям коефициент на подъемна сила  $c_y$ , а значи и голям коефициент на съпротивление  $c_x$  – от полярата на самолета  $c_y = f(c_x)$ , потребната тяга от двигателите е голяма и равна на голямото съпротивление. С увеличаване на



скоростта на хоризонталния полет, потребният ъгъл на атака и съответстващият на него коефициент  $c_y = \frac{2G}{\rho S V^2}$  намаляват, намалява и челното съпротивление, но това е до най-изгодния ъгъл на атака и максималното качество. След това, на по-големи скорости се изисква все по-малък коефициент  $c_y$ , но полярата показва, че при по-малките от най-изгодния ъгли на атака съпротивлението нараства, качеството намалява и се изисква отново по-голяма потребна теглителна сила. На големите ъгли на атака (малки скорости) в това съпротивление голям дял има индуктивното съпротивление, а на малки ъгли на атака и коефициенти на подъемна сила (големи скорости) расте ролята на пасивното съпротивление.



**Фиг. 5.5.** Потребна и разполагаема теглителни сили

Кривите, показващи зависимостта на потребната тяга от скоростта в праволинеен хоризонтален полет за първи път са били използвани от Н. Е. Жуковски за анализ на режимите в установения праволинеен полет и затова се използват и под името „криви на Жуковски“. Кривите на Жуковски се строят за всяка височина на полета. За построяването им е нужна следната информация: поляри на самолета при различни числа  $M$ , полетното тегло на самолета, площта на крилото и таблица за стандартната атмосфера.

Редът на изчисление е както следва.

- На избрана височина се задават редица скорости (числа  $M$ ) на полета;

- За всяка скорост се определя потребният коефициент на подъемна сила  $c_y = \frac{2G}{\rho S V^2}$ .

- От полярата на самолета (за избрания режим по число  $M$ ) се намира за всяко  $C_y$  съответното на значение на коефициент  $c_x$  и качеството на самолета  $K$ ;

- Определя се потребната тяга  $P_{хп} = \frac{G}{K}$ .

Н.Е.Жуковски е предложил графоаналитичен метод за построяването на тези криви с помощта на триъгълници от сили действащи на самолета в праволинеен установен полет (включително и режимите на установено изкачване и снижение). При установен полет векторите на силите: тяга  $\vec{P}$ , тегло  $\vec{G}$  и пълна аеродинамична сила  $\vec{R}$  образуват затворен триъгълник (намират се в равновесие). Основите на този метод са били изложени за първи път в книгата на Жуковски „Теоретически основи воздухоплавания“ издадена през 1909 г.

За решаване на въпроса, дали е възможен хоризонталният установен полет със зададена скорост, е нужно кривата за потребната теглителна сила да се сравни с разполагаемата теглителна сила на двигателите на същия режим. Тези криви са известни и са височинно-скоростните характеристики на двигателите, които са поставени на самолета. Те придружават документацията на самолета и са снети експериментално в полет или на стенд за различни положения на управляващия орган на двигателя (ръчката за газ в %).

Видът на двете криви (за потребните тяги и за разполагаемите ) при дозвуков самолет с турбореактивни двигатели (ТРД) е представен на фигури 5.5 и 5.6.

Построяването на кривите за потребните и разполагаемите тяги, позволява да се решават много важни задачи за определяне на летателните характеристики на самолета.

### **5.5. Характерни скорости на установения праволинеен хоризонтален полет**

От протичането на характеристиките на двигателите, потребните тяги и от действията на пилота съществуват възможности да се получат режими, при които се достига до равенство на потребната и разполагаема тяга за определено положение на ръчката за управление на двигателите (РУД). На

фиг. 5.5 пресичането при 100% теглителна сила на двигателя е в точка, която показва възможната максималната скорост на хоризонталния полет за дадения самолет.

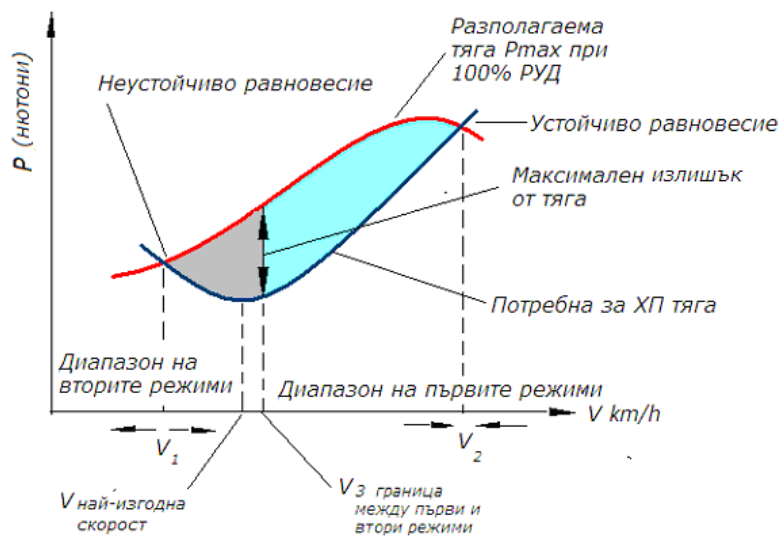
Освен максималната скорост на полета характерни скорости са:

$V_{\text{най-изг.}}$  – най-изгодната скорост, при която се лети с най-изгоден ъгъл на атака, максимално качество и минимална потребна тяга. Теоретично това е режимът на полета, при който се достига най-голяма продължителност на полета на големи височини (за транспортни самолети над 11000 m) . Намира се графично чрез прекарване на допирателна към кривата за потребна тяга, **успоредна на абсцисата** (фиг.5.5).

$V_{\text{кр}}$  – крейсерска скорост, при която се лети на режим за достигане на максимална далечина на полета. Този крейсерски режим зависи и от протичането на характеристиките на двигателите. За всички самолети с ТРД е доказано, че крейсерският режим на полета е този, при който отношението на челното съпротивление в установен хоризонтален полет към скоростта на полета е минимално  $(\frac{X_{\text{хп}}}{V})_{\text{min}}$  . Това е валидно за височини над 11000 m, където специфичният (или, наричан, още относителен) разход на гориво е постоянен (маса на горивото в kg изразходвано за един час, разделено на теглителната сила получена от двигателя в нютони N). Тази скорост на полета се намира чрез **прекарване на допирателна към кривата за потребна тяга от началото на координатната система**, в която са построени кривите за разполагаема и потребна тяга. На по-малки височини този начин за намиране на крейсерската скорост е приблизителен. Крейсерският режим се намира надясно от най-изгодния по кривата на Жуковски. Лети се с по-малко качество от оптималното  $K_{\text{крейс}} \approx 0.94 K_{\text{max}}$ , и коефициент на подъемна сила - около 71% от най-изгодния. На малки височини се лети със скорости по-големи крейсерските, защото се увеличава специфичният разход на гориво поради дроселиране на двигателите (намаляване на честотата на въртене под 50%). Крейсерският режим зависи и от вятъра. При насрещен вятър допирателната линия към кривата за потребната тяга трябва да се прекарва от точка разположена надясно от началото на координатната система на разстояние пропорционално на скоростта на насрещния вятър и обратно за попътен вятър. Крейсерската скорост при попътен вятър се намалява, а при

насрещен – увеличава. За малоскоростни дозвукови самолети влиянието на вятъра върху крейсерския режим е най-голямо.

Оптимален е подборът на двигателя към самолета, когато на крейсерски режим на полета намаляването на тягата (дроселирането) на двигателя е между 75%...80% и работата му е неограничена по време. Този режим на двигателя е характерен и се намира на около 10% по-ниски честоти на въртене от максималните. Той се нарича за двигателя експлоатационен или също крейсерски. При оптимален подбор крейсерските режим на двигателя и самолета съвпадат. Подборът на броя на двигателите е компромисно решение като се отчитат и други съображения (например, дистанция на излитане, полет с непълна теглителна сила при отказ на част от двигателите, изисквания за маневрени характеристики за военните самолети). Окончателно крейсерските режими се определят чрез летателни изпитания.



**Фиг.5.6.** Първи и втори режим на полетите

Разликата между минималната допустима скорост и максималната за дадена височина е диапазонът на скоростите за самолета. Скоростните характеристики на двигателите в дозвуковия диапазон протичат плавно и, ако се дроселира двигателя до положение, когато двете криви се допират, а не се пресичат, то се получава друга характерна скорост, която разделя този диапазон на две зони, които се различават по начина на пилотиране. На тази скорост има максимум на разликата между разполагаемата и потребна теглителна сила (при 100% положение на РУД) и тя е много близо до най-изгодната. **Затова на практика за гранична между**

**споменатите зони се приема най-изгодната скорост.** Надясно от най-изгодната скорост режимите на хоризонталния установен полет са устойчиви и самолетът при случайни изменения на скоростта се стреми да се върне към изходната скорост без намесата на пилота (фиг. 5.6). Това е зоната на т.н. **първи режим** на хоризонталния полет. Наляво от най-изгодната скорост се намират т. нар. **втори режими** на хоризонталните полети, които са неустойчиви режими и изискват непрекъснато изменение на теглителната сила от пилота или автоматиката на двигателя, за запазване на хоризонталния полет.

На първи режим пилотът работи само с щурвала за балансировка на самолета и съхраняване на хоризонталния полет. На втори режим управлението е по-сложно и затова на практика често вторият режим се изключва от експлоатационните режими. Вторият режим се отнася към особените случаи на полета, свързани с усложнение на управлението.

Особеностите на втория режим може да се проявят на режимите за кацане, когато скоростта на най-изгодния режим е по-голяма от скоростта на захода за кацане  $V_{най-изг} \geq V_{зах.кац}$  ( $V_{зах.кац} \approx 1.3 V_{min,доп}$ ). Това е характерно за някои самолети от свръхзвуковата авиация с триъгълни крила и тяхното управление при кацане е по-трудно. Заходът за кацане на втори режим се автоматизира чрез автомат за тяга.

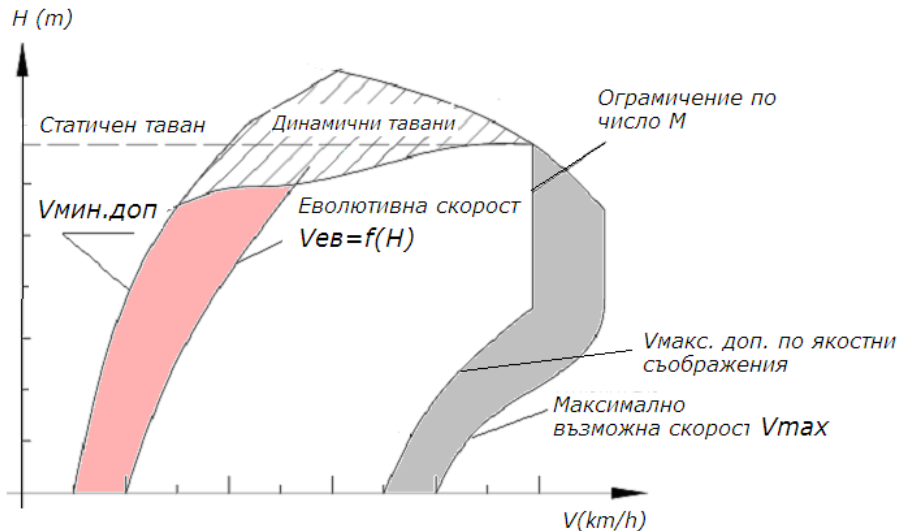
Ако се построят всички криви за потребната теглителна сила, то на големи височини двете криви – за разполагаемата и потребна тяга ще се допират в една точка. Това е скоростта за хоризонтален полет на т. нар. статичен таван на самолета и това е една единствена възможна скорост на установен полет. Тя е близка до най-изгодната скорост и затова на практика за възможен теоретичен режим на тавана се приема хоризонтален полет с най-изгодна скорост.

На фиг. 5.7 е показан типичен скоростно-височинен диапазон за свръхзвукови самолети с характерни скорости, ограничения, статичен таван и област за достигане на т. нар. динамични височини (защрихована област).

Съществуват статични и динамични тавани на самолета. Динамичният таван се достига при неустановено движение, когато кинетичната енергия на скоростта се трансформира в потенциална (увеличаване на височината). Втори режим на

полета има и в областта на свръхзвуковите скорости – на големи височини.

Статическият таван също не се използва на практика, той е теоретичен. Препоръчва се да се лети на по-малка височина от статичния таван, за да има известен запас от тяга и скоростен диапазон за корекции от пилота при атмосферни смущения. Този режим се нарича практически таван на хоризонталния установен полет.



**Фиг. 5.7.** Скоростно-височинен диапазон на свръхзвуков самолет.

Ограниченията на полета по скорост са нанесени по дясната граница на скоростно височинния диапазон. Те могат да бъдат по скоростен напор на малки височини заради натоварването на конструкцията на самолета, по число  $M$  на средни и големи височини по условия на устойчивост и управляемост или работа на двигателя, нагряване на конструкцията, вибрации. Ограниченията се уточняват в изпитателни полети и са приведени в нормативните документи за всеки самолет. Извън зоната на ограниченията са възможни експериментални и рекордни полети от изпитатели.

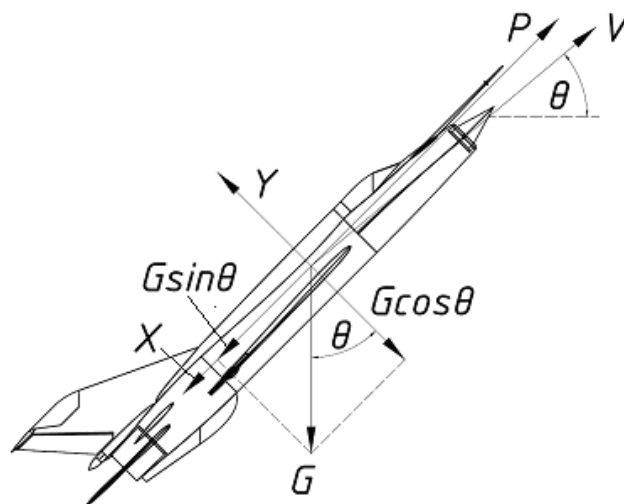
На фиг. 5.7 е обозначена т. нар. еволютивна скорост ( $V_{ев}$  – еволютивната скорост е минимално допустимата скорост при изпълнение на маневри (фигурен пилотаж). За всеки вид маньовър и всеки конкретен самолет тази скорост е определена при изпитания от условията на достатъчна управляемост на самолета. На скоростно – височинния диапазон понякога се нанася еволютивната скорост, която се отнася за най-прости маневри – завой на самолета в хоризонтална плоскост, при които подемната сила е по-голяма от теглото 1.5 пъти.

Еволютивната скорост е важна скорост за корекции на траекторията при малки скорости. Например, при излитане самолетът може да се отлепи от пистата на определена скорост, но да няма добра управляемост по тангаж (т. нар. ранно отлепване на самолета, което се класифицира като характерна грешка на пилота). За по-сигурно, при маневриране трябва да се помни най-голямата еволютивна скорост и да не се допуска скоростта да се намали под нея.

Рекордите на максимална скорост и височина на полета се поставят при определени от Международната авиационна федерация условия на специално подготвени самолети. Например, към края на 20 век рекордите са били следните: на 3.10.1967 г. американският изпитател Нйт на самолет с ракетен двигател X-15A2-Норт Америкен е поставил абсолютен рекорд за максимална скорост 7297 km/h ( $M = 6.72$ ) в хоризонтален полет на височина  $H = 30$  km; абсолютната динамична височина, достигната от самолет X-15A Норт Америкен с ракетен двигател, е 107960m на 22.08.1963 г. и рекордът принадлежи на американския изпитател Джоузеф Уокър.

### 5.6. Установено изкачване (набор на височина)

Траекторията на установеното изкачване (набор на височина) представлява права линия, наклонена към хоризонта под ъгъл  $\theta$  – фиг. 5.8. При изкачване ъгълът на наклона на траекторията  $\theta$  е положителен (при снижение- отрицателен). При установено изкачване на самолета скоростта по траекторията и ъгъл  $\theta$  са постоянни.



**Фиг. 5.8.** Сили, действащи на самолета при установено изкачване

Праволинейността на траекторията и постоянството на скоростта означават, че ускоренията на центъра на тежестта в скоростна координатна система  $OXYZ$  са нулеви ( $j_x = 0$ ,  $j_y = 0$ ,  $j_z = 0$ ).

От това условие за установеното изкачване следва, че:

$$\vec{F}_x = \vec{P} \cos \alpha - \vec{X} - \vec{G} \sin \theta = 0$$

$$\vec{F}_y = \vec{Y} + \vec{P} \sin \alpha - \vec{G} \cos \theta = 0$$

При ъгли на атака до  $15^\circ$   $\cos \alpha = 1$ ;  $\sin \alpha = 0$

$$\vec{P} \approx \vec{X} + \vec{G} \sin \theta$$

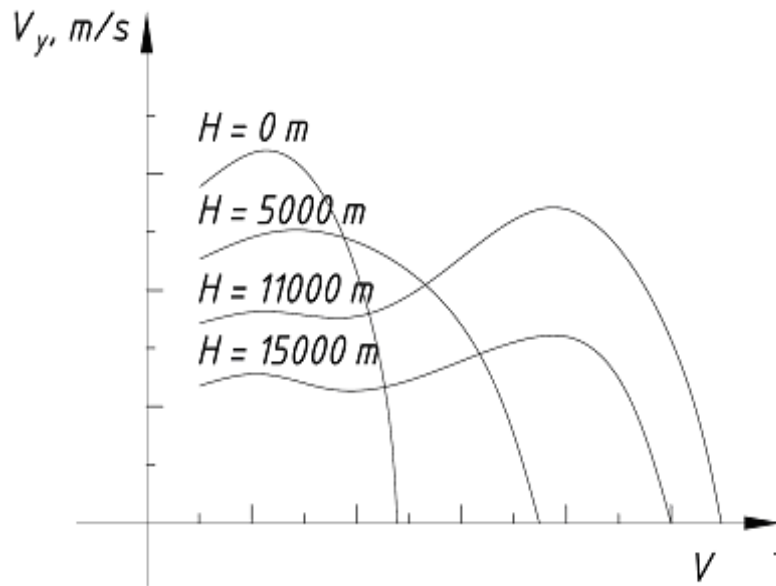
$$\vec{Y} \approx \vec{G} \cos \theta$$

Теглителната сила е по-голяма от челното съпротивление, а подемната сила е по-малка от теглото.

**Ъгълът на изкачването** може да се определи от условието  $P \approx X + G \sin \theta$ , т. е.  $\sin \theta \approx \frac{P-X}{G}$ . Очевидно е, че максималният ъгъл на установено изкачване е при максималният излишък от теглителна сила  $P-X$ . На кривите на Жуковски това е най-изгодната скорост, като двигателите работят на 100% режим по тяга и честота на въртене на роторите. На маневрените самолети при форсажен режим тези ъгли  $\theta$  може да достигнат около  $50^\circ$ . На пътническите самолети този ъгъл  $\theta$ , обикновено, не надвишава  $10^\circ$ . Увеличаването на теглото на самолета води до намаляване на ъгъл  $\theta$ . С увеличаването на височината на полета се намалява излишъкът от тяга и съответно намалява ъгъл  $\theta$ .

Важна характеристика е вертикалната скорост на установеното изкачване  $V_y = V \sin \theta = \frac{V(P-X)}{G}$ . Максимумът на вертикалната скорост е на режим, при който произведението  $V(P-X)$  е максимално. Това произведение се нарича излишна мощност. Големината на вертикалната скорост зависи от скоростта на полета и височината. Типична зависимост на свръхзвуковите самолети е показана на фиг. 5.9.





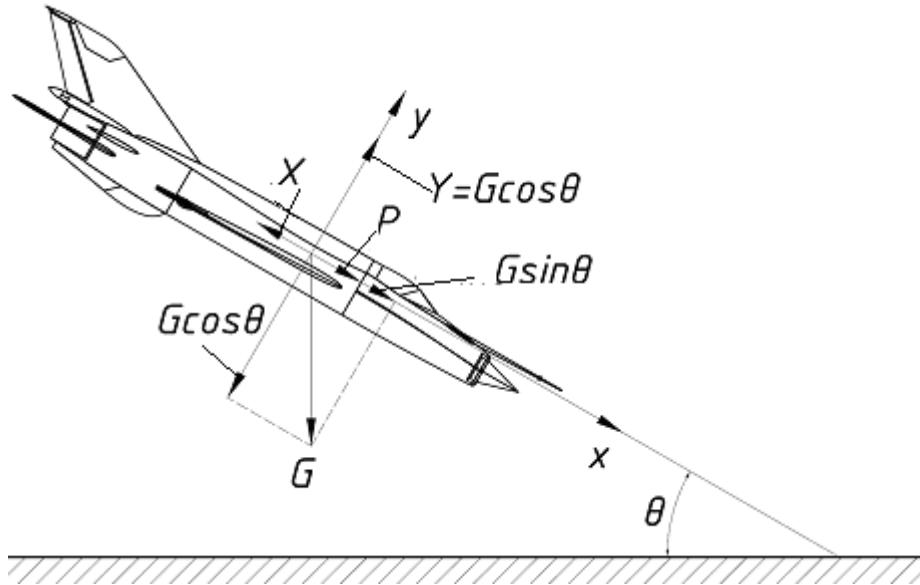
**Фиг. 5.9.** Влияние върху вертикалната скорост на височината и скоростта на полета.

**Скороподемност** на самолета е времето за набиране на зададена височина. Най-бързото изкачване се реализира по специална програма на полета, при която се използват целесъобразно възможностите на самолета и двигателите (по максималната разлика между разполагаемата мощност  $N_{разп} = PV$  и потребната мощност за хоризонтален полет  $N_{потр} = XV$ ). Рекордите на скороподемност са от порядъка на минути. Например, ФАИ регистрира на 17.V.1975 г. рекорд на скороподемност на руския пилот-изпитател А. Федотов със самолет Е266М, който е достигнал 35000 m за 4 минути и 11.7 секунди.

### 5.7. Установено снижение на самолета

Под установено снижение на самолета се разбира движение по праволинейна наклонена надолу траектория с постоянна скорост при работещ двигател и теглителна сила не равна на нула. Движението на самолета по праволинейна наклонена траектория надолу без теглителна сила ( $P = 0$ ) се нарича установено планиране.

Установеното снижение се различава от установеното изкачване по знака на траекторния ъгъл  $\Theta$ , който за снижението е отрицателен, а при изкачване – положителен. Силите действащи на самолета при снижение са показани на фиг. 5.10.



**Фиг. 5.10.** Схема на силите при праволинейно снижение

Уравненията и условията за установено снижение се записват по същия начин както при изкачване. Поради отрицателния знак на ъгъл  $\theta$  проекцията на теглото  $G \sin \theta$  върху ос  $O_x$  на скоростната координатна система е насочена по посока на теглителната сила и заедно с нея уравновесява челното съпротивление. Условията за установено снижение с теглителна сила  $P \neq 0$  са:

$$\vec{P} - \vec{X} + \vec{G} \sin \theta = 0 \text{ или } \vec{G} \sin \theta = \vec{X} - \vec{P}$$

$$\vec{Y} - \vec{G} \cos \theta = 0 \text{ или } \vec{G} \cos \theta = \vec{Y}$$

Като се разделят двете уравнения се получава израз за връзката между потребният ъгъл на снижение и силите при установено праволинейно снижение:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K} - \frac{P}{Y}$$

Снижението в зависимост от потребностите и безопасността на полета се прави с:

- положителна теглителна сила;
- нулева теглителна сила;
- пуснати въздушни спирачки или с отрицателна теглителна сила за ТВД.

Снижението с положителна теглителна сила се изпълнява обикновено при снижение за кацане. Режимът се определя от изискванията за безопасно изпълнение на кацането.

Вертикалната скорост на снижение не трябва да бъде повече от  $V_y \approx -10...-12 \text{ m/s}$ . При приближаване към земята тя се намалява до скорости от порядъка  $V_y \approx -5...-6 \text{ m/s}$ , за да може плавно да се изпълни кацането (режим изравняване на самолета с намаляване на вертикалната скорост до нула в криволинейна траектория).

Скоростите на съвременните самолети на етапа снижение са от порядъка на  $V = 80...100 \text{ m/s}$  ( $290...360 \text{ km/h}$ ) Следователно, за да се осигури достатъчно малка вертикална скорост е необходим и малък ъгъл на снижението  $\theta$ .

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V} \approx -\frac{5}{80...100} = -(0.063...0.05)$$

Това отговаря на ъгли на снижаване от порядъка на  $\theta = -3.6^\circ...-2.9^\circ$ . Така са настроени съвременните радиотехнически системи, които осигуряват кацането по прибори за  $\theta_{\text{глисада}} \approx -3^\circ...-4^\circ$ .

При малките ъгли на снижение компонентата на теглото  $G \sin \theta$  е недостатъчна за поддържане на потребната скорост и за уравнивяване на челното съпротивление. Затова и снижението преди кацане се изпълнява с теглителна сила, която за всеки конкретен самолет може да се изчисли от формулата:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K} - \frac{P}{Y}$$

Доколкото при малки ъгли на наклона  $\cos \theta \approx 1$ ,  $Y \approx G$ ,

$\operatorname{tg} \theta \approx \sin \theta \approx 0$ , то за снижението преди кацане  $P_{\text{сниж}} \approx \frac{G}{K}$ ,

където качеството  $K$  е за пуснат колесник и механизация на крилото. То е различно от  $K$  при полет с прибран колесник и механизация. Понеже качеството при пуснат колесник и механизация на крилото обикновено е по-малко от  $K_{\text{мах}}$ , то и теглителната сила е по-голяма от потребната за хоризонтален полет със същите скорости (за маневрени самолети

$V_{\text{сниж}} = 290...360 \text{ km/h}$ ). Обикновено при снижение за кацане се лети със скорости на първи режим, но е възможно при намаляване на тягата за корекция на скоростта и не достатъчен

контрол на скоростта, тя да се намали под най-изгодната скорост и да се попадне на втори режим.

Режимът на снижение без теглителна сила е характерен за планерите или при ситуацията с отказ на двигателите. Практически интерес представлява хоризонталното разстояние, което може да прелети самолетът при отказ на двигателя в режим на снижение. Тя се определя по следния начин, като се отчита, че ъглите на снижение са малки и не превишават по абсолютна стойност  $10^\circ$ :

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K} \approx \sin \theta = \frac{V_y}{V}$$

Умножават се скоростите в числителя и знаменателя по времето на снижение  $t(s)$  и се получава отношение на загубата от височина  $\Delta H$  при снижението към прелетения път по наклонената траектория  $\Delta L_{\text{накл}}$ .

$$\frac{V_y}{V} \approx \frac{1}{K}; \quad \frac{V_y}{V} t \approx \frac{\Delta H}{\Delta L_{\text{накл}}}$$

Поради малките ъгли на наклона при планирането  $\frac{L}{\Delta L_{\text{накл}}} = \cos \theta \approx 1$ .

Разстоянието, което може да прелети самолетът без двигател при планиране се определя на практика по формулата:

$$L \approx \Delta H \cdot K$$

Най-голямото разстояние се получава при полет с най-изгодна скорост, когато е и максимално качеството на самолета.

Всички споменати скорости и режими за пилотируемите самолети са характерни и за безпилотната авиация в т. ч. любителска, спортна, военна (безпилотна – разузнавателна, ударна, свръхзвукова и дозвукова).

## Приложение

### Допълнителна информация за екстремн режим на снижение

При пътническите самолети снижението с голям ъгъл на наклона (над  $20^\circ$ ) цели бързо намаляване на височината и се изпълнява при необходимост (разхерметизация на кабината, пожар на борда и др.) Често се нарича аварийно или екстремно снижение. Вертикалните скорости достигат порядъка на  $-40 \dots -50 \text{ m/s}$ , дори до  $-70 \text{ m/s}$ . Ако се изпълнява крейсерски режим на голяма височина и се получи декомпресия (разхерметизация), пилотът разполага с време от около  $15 \text{ s}$  до пълна загуба на съзнание. Затова

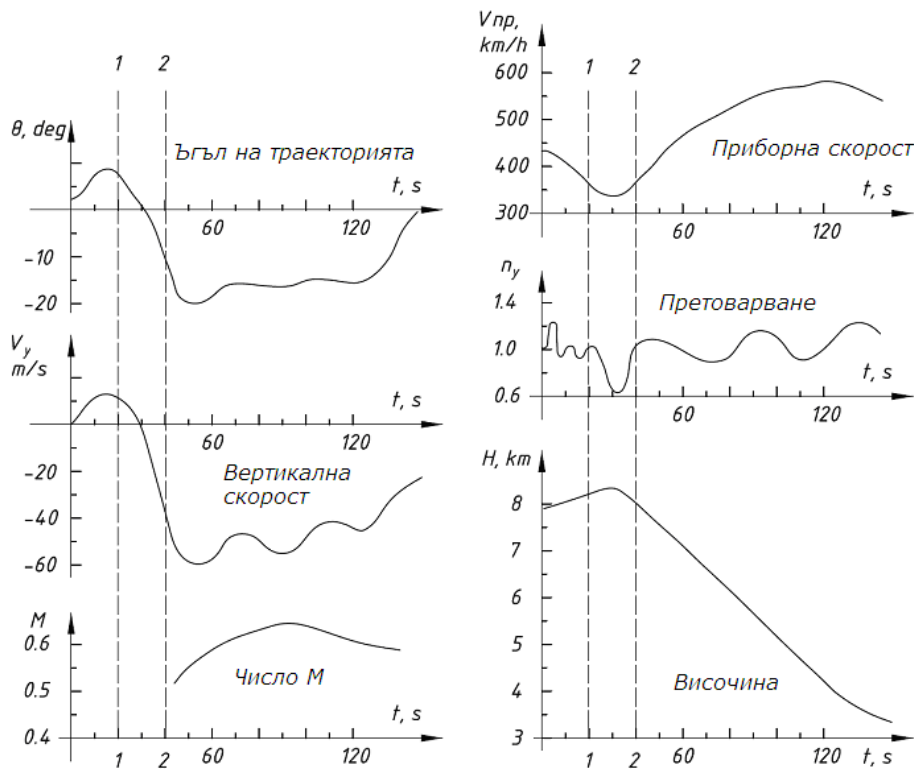
процедурите предвидени за аварийно снижение трябва да започнат незабавно. Действията на пилота са указани в инструкциите на всеки конкретен самолет, но има общи правила валидни за всички пътнически самолети. Те се свеждат до следното:

- Поставяне на кислородни маски на пилотите и пътниците от гражданската авиация (военните пилоти винаги летят с кислородни маски).
- Намаляване на теглителната сила до минимална (движение на РУД до край назад).
- Въвеждане на самолета в стръмно снижение и следене на ограниченията по скорост.
- Използване на устройства за увеличаване на съпротивлението на самолета (въздушни спирачки, а при достатъчно намаляване на скоростта пускане и на колесника).
- При достигане на височина от 4500 m може да се прекрати снижението и да се премине плавно към хоризонтален полет.

Режимите на екстремно снижение се съобразяват и с поносимостта на човешкия организъм към бързо изменение на налягането. При много бързо снижение човек може да загуби съзнание за определено време.

За безпилотните самолети няма физиологичните ограничения на човешкия организъм и поради това няма понятие като екстремно снижение.

На фиг. 5.11 е показано изменение на основните полетни параметри при екстремно снижение на самолета Ил – 18.



**Фиг .5.11.** Основни параметри на полета при екстремно снижение на самолет Ил-18.

### 5.8. Криволинейни и неустановени полети

За да бъде траекторията криволинейна е необходима центростремителна сила, действаща перпендикулярно на вектора на скоростта. За изкривяване на траекторията се използва главно увеличението на подемната сила и нейното ориентиране в пространството. Най-често изпълнявани фигури са виражът, лупингът, имелманът, полутоното, бойният завой и тоното.

**Виражът** е криволинейно движение на самолета на постоянна височина (в хоризонтална плоскост). Ако траекторията се изкривява на  $360^\circ$  то се нарича пълен вираж, а ако ъгълът на завъртане на траекторията е по-малък – завой. Схемата на силите, действащи на самолета при вираж са показани на фиг. 5.12. Координираният вираж се изпълнява без плъзгане.



**Фиг. 5.12.** Сили, действащи на самолета при вираж с наклон от  $\gamma=60^\circ$ ; правилен вираж - без изменение на скоростта и без плъзгане.

Условието за движението във вираж (движение в хоризонтална плоскост) е равенство на силите:

$$Y \cos \gamma = G \text{ или } n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$$

Последният израз показва големината на потребното претоварване за изпълнение на виража със зададения наклон  $\gamma$ .

Важни характеристики на виража са радиус, ъглова скорост и време за виража:

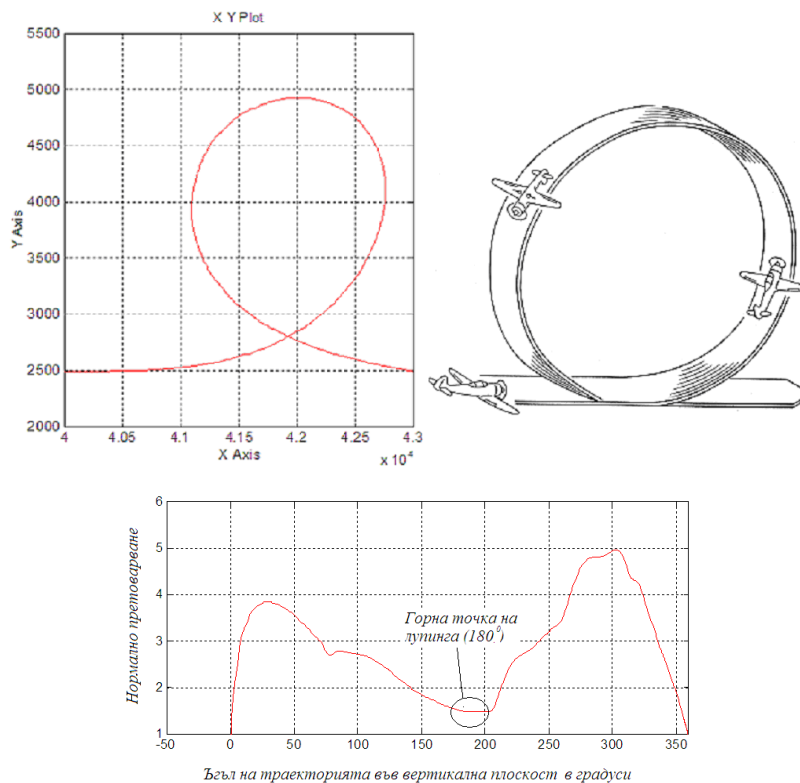
$$r = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma}, \quad m$$

$$\omega = \frac{V}{r} = \frac{560 \operatorname{tg} \gamma}{V}, \quad \operatorname{deg} \cdot s^{-1}$$

$$t = \frac{0.64V}{\operatorname{tg} \gamma}, \quad s$$

В изчисленията скоростта е в метри за секунда. Установени са виражите с постоянна скорост, а неустановени с променлива скорост. Увеличението на наклона изисква увеличение на претоварването, а от там и челното съпротивление се увеличава. Максималното претоварване, при което челното съпротивление е равно на теглителната сила се нарича пределно по тяга ( $n_{y, \text{пред}}$ ), а виражът - пределен по тяга установен вираж.

**Лупингът** е криволинеен маньовър във вертикална плоскост. Траекторията и изменението на претоварването по ъгъла на траекторията са показани на фиг. 5.13 ( лупингът е моделиран в *Matlab – Simulink*, а илюстрацията е от интернет ).



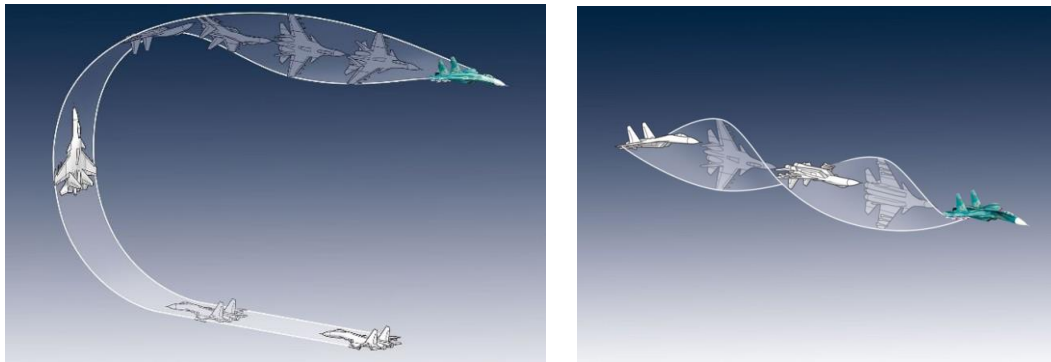
**Фиг. 5.13** Траектория на лупинга и изменение на претоварването  $n_y = f(\theta^\circ)$

Въвеждането във фигурата става с големи претоварвания (4 – 5). Скоростта по траекторията се намалява като става минимална в горната точка на лупинга, където се преминава с

малки положителни претоварвания. След преминаване на горната точка траекторията се изкривява надолу и скоростта нараства. За излизане от фигурата претоварването се увеличава до 4 – 6 и се задържа до излизане от фигурата в хоризонтален полет. Ъгловата скорост на правилно изпълнявания лупинг е постоянна (примерно около 9-10 градуса за секунда).

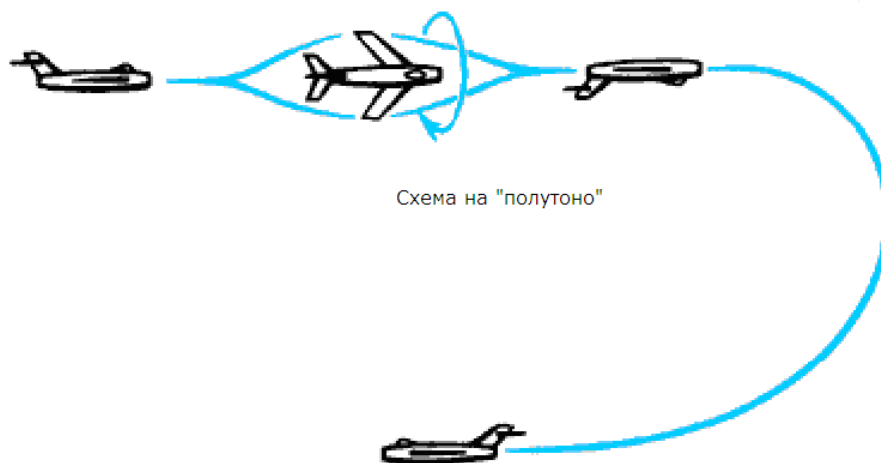
**Тоно** – фигура от пилотажа, при изпълнение на която самолетът се завърта относно надлъжната ос на  $360^\circ$  при запазване на общата посоката на полета.

**Имелман** – изпълнява се като първата половина на лупинга. В горната точка **самолетът се завърта с команда от пилота на  $180^\circ$  около надлъжната ос** и се привежда в хоризонтален полет.



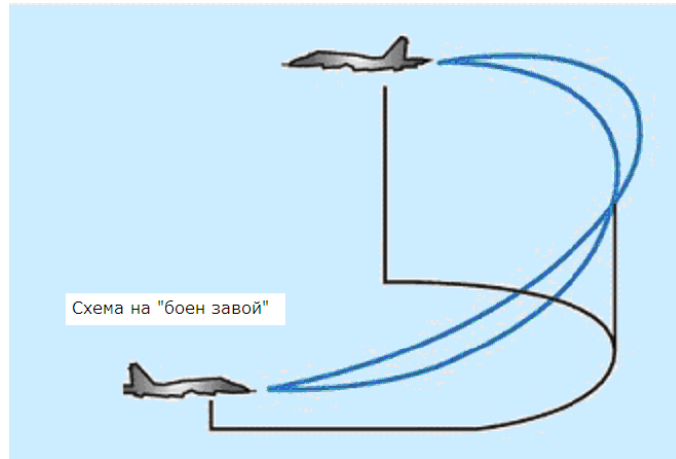
**Фиг.5.14.** Имелман и тоно

**Полутоно** – има траектория като втората половина на лупинга. За изпълнение на полутоно летецът трябва да има нужната височина. Преди полутоното той **завърта самолета на  $180^\circ$  около надлъжната ос (по гръб)** и след това управлява самолета като във втората половина на лупинга.

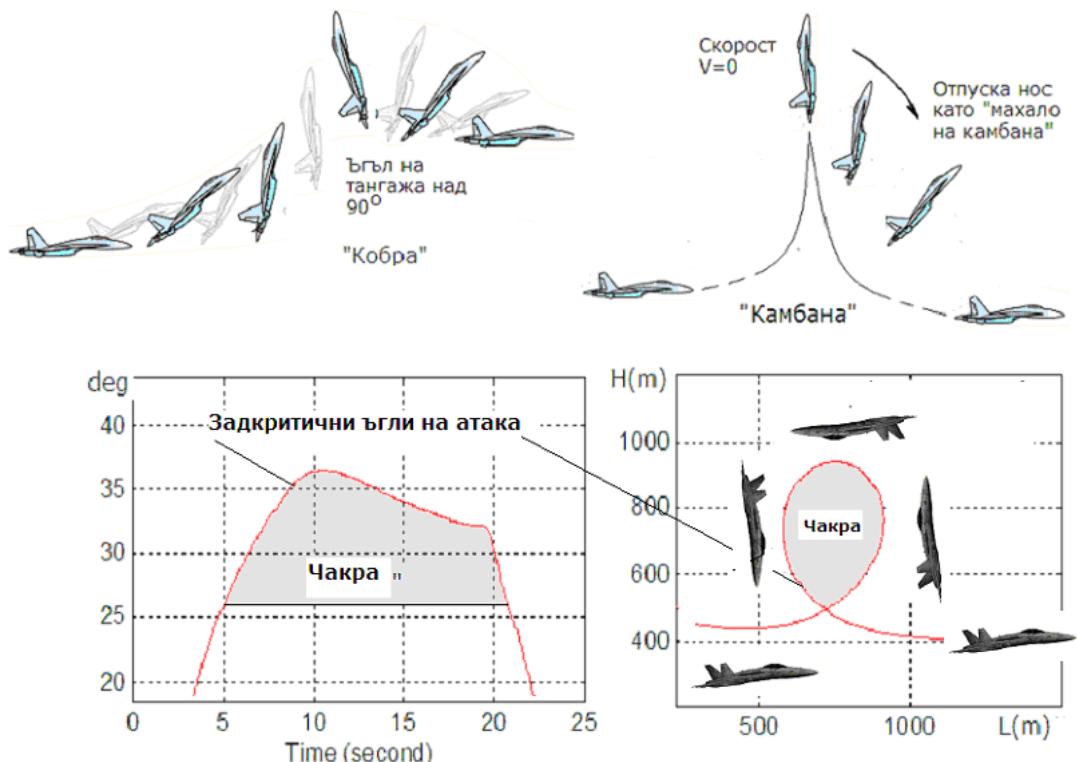




**Бойният завой** е пространствена фигура с увеличаване на височината и промяна на посоката на движение на  $180^\circ$ . Претоварването и наклонът на самолета се променят в процеса на маньовъра.



**Нови фигури на пилотажа**, които демонстрират свръхманевреност са "кобра на Пугачов", "камбана на А.Квочур" и "чакра на Фролов". Идеята за тях е показана на фиг.5.15 (по материали от интернет).



**Фиг.5.15.** Фигури, демонстриращи свръхманевреност.

"Чакрата" наподобява лупинг с много малък радиус и голяма скорост, реализира се на задкритични ъгли на атака. Споменатите нови фигури се изпълняват от самолети,

които имат отклоняем вектор на тягата, модерна аеродинамика и система за управление.

### 5.9. Излитане и кацане

**Излитането** е движение на самолета от момента на старта до достигане на определена скорост и височина, осигуряващи безопасно изпълнение на полета. В най-елементарно разглеждане на процесите, етапи на излитането са:

- засилване по земната повърхност до скорост на отлепване на самолета;
- ускоряване с увеличаване на височината.

**Кацането** се състои от следните етапи:

- снижение;
- изравняване;
- издържане;
- приземяване (допиране на пистата) и пробег до окончателно спиране на самолета.

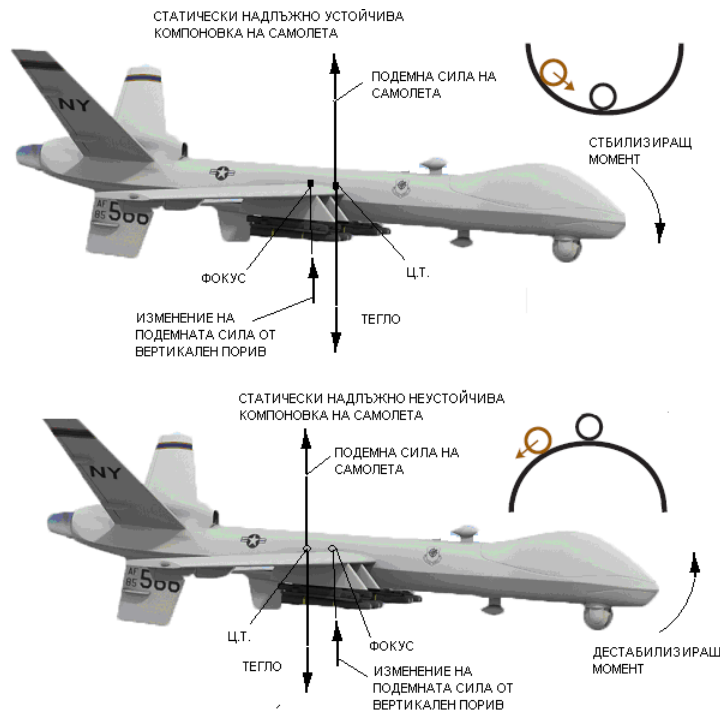
### 5.10. Основни понятия за устойчивост и управляемост на самолета

Способността на самолета сам да се стреми да се върне към режима на полета при наличие на смущения се нарича **устойчивост**. **Управляемостта** на самолета се оценява по реакцията му при отклонение на органите за управление. **Балансировка** на самолета е такова състояние на органите за управление, при което са уравновесени моментите около центъра на тежестта.

На фиг. 5.16 са показани две компоновки на самолет, при който чрез отклонение на органите за надлъжно управление е достигнато състояние на равновесие на силите и моментите.

Известно е от механиката, че всяка сила може да бъде преместена успоредно на самата себе си в произволна точка, като при това се прибави момент, който е равен на момента на разглежданата сила (преди преместването) относно новата точка. В случая за привеждане на силите, действащи на опашните плоскости и крилото, се избира центърът на тежестта на самолета. От условието, че самолетът е балансиран около него с отклонение на кормилото за височина следва, че

прибавените съгласно правилата моменти взаимно се уравниават и около центъра на тежестта не действа момент.



**Фиг. 5.16.** Разположение на центъра на тежестта и аеродинамичния фокус при надлъжна устойчивост и надлъжна неустойчивост по претоварване (по ъгъл на атака).

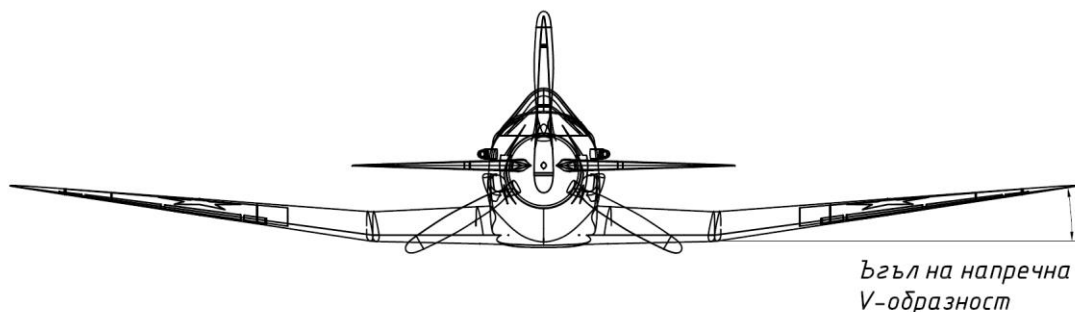
Когато самолетът е балансиран надлъжно, то резултантната подъемна сила може да бъде преместена в центъра на тежестта (около който няма момент при балансиран самолет) и да се разглежда движението само на една материална точка.

При въздействие на смущение (например вертикален порив на вятъра) **общото изменение на подъемната сила за самолета е приложено във фокуса на апарата.** Ако фокусът е разположен зад центъра на тежестта от въздействието на възходящ порив се получава пикиращ момент, който се стреми да върне самолета на изходния ъгъл на атака – това е стабилизиращ момент за конкретния случай и самолетът има **надлъжна статическа устойчивост по претоварване.** Друго е поведението на неустойчивия по претоварване самолет - възникналото от смущението нарастване на подъемната сила (за възходящ порив), приложено също във фокуса, предизвиква кабриращ момент защото фокусът е разположен пред центъра на тежестта. Това е неблагоприятно и задълбочава възникналото от порива смущение (дестабилизиращ момент) и тенденцията е за

по-нататъшно отклонение от изходното състояние на равновесие. Понятието "статична" характеризира тенденцията на поведението от състояние на **статично равновесие** на моменти и сили, а понятието "по претоварване" е свързано с изменението на ъгъла на атака и претоварването на самолета - при възходящ порив самолетът отива нагоре, а пилотът от инерцията се притиска към седалката. Такъв е резултатът от въздействие на положителните претоварвания. При низходящ порив явлението се развива в обратна посока - пилотът се стреми да се отлепи от седалката и да "увисне на коланите".

Неустойчивите апарати, за да летят, се нуждаят от специални **автомати за устойчивост**, които чрез отклонение на органите за надлъжно управление създават стабилизиращи моменти. Такива автомати имат почти всички модерни военни маневрени самолети (изстребители). Те са проектирани по концепцията за "активно управление", което е свързано с редица преимущества и създава потенциал за свръхманевреност. Статическа надлъжна неустойчивост не се допуска за пътнически самолети.

**Страничната (напречна) устойчивост** се характеризира с реакцията на самолета по наклон при наличие на плъзгане. Нормална напречна устойчивост има самолет, който при плъзгане отдясно се накланя наляво и обратно. За нормална напречна устойчивост най-често правоъгълните и трапецовидни крила се поставят с положителен ъгъл на V-образност (леко повдигнати нагоре полукрила на 2 - 3 градуса. Стреловидните крила придават добра напречна устойчивост и без ъгъл на V-образност.

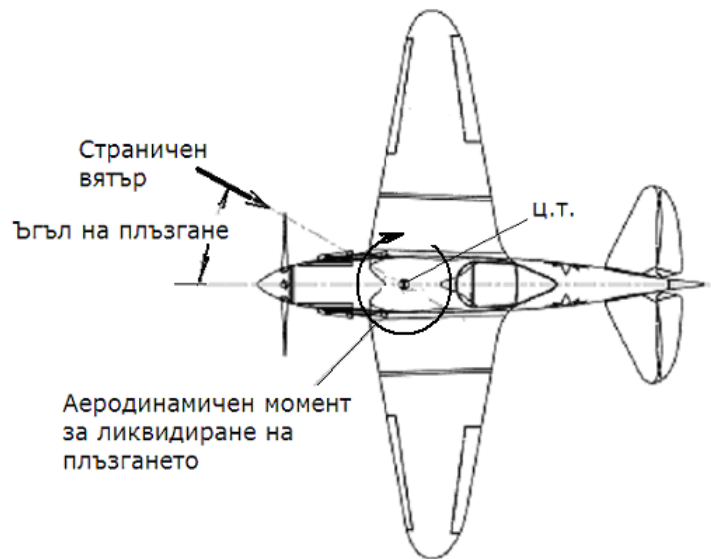


**Фиг. 5.17.** Положение на крилото, което осигурява напречна устойчивост

Съчетанието от стреловидност и напречна V-образност определя ефекта на напречната устойчивост и за всеки самолет

се формира в процеса на проектиране, построяване и изпитание на самолета.

**Флюгерната (попътната) устойчивост** е способността на самолета самостоятелно да отстранява плъзгането при смущения (например от страничен вятър) Тази устойчивост се формира от разположението на вертикалния стабилизатор зад крилото. Самолетът реагира като флюгер (ветропоказател) – насочва носовата си част към посоката на страничния вятър.



**Фиг. 5.18.** Стабилизаторът при наличие на ъгъл на плъзгане създава момент за ликвидиране на появилото се плъзгане от смущение.

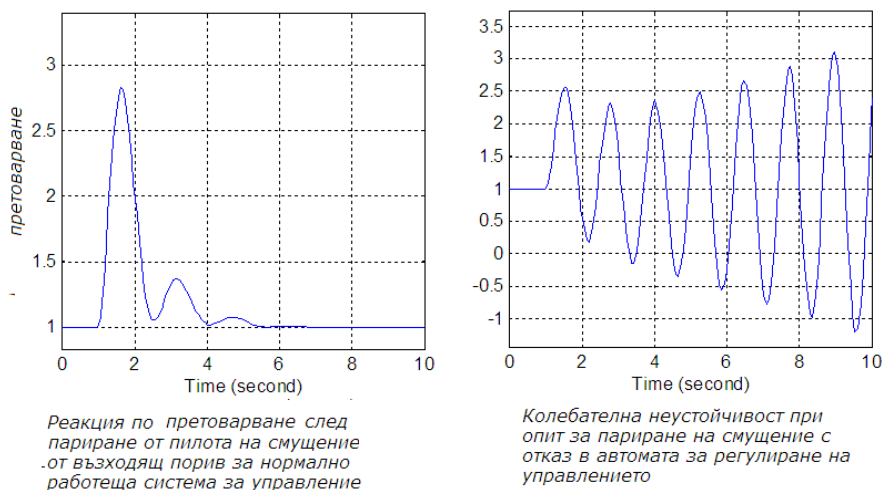
Тези характеристики на устойчивост показват началната тенденция в поведението на самолета.

При пилотируемите самолети важни характеристики на управляемост са усилията и преместванията на органите за управление в кабината, които се нормират, за да отговарят на възможностите на пилота да управлява. Има норми и за динамиката на процесите за управление.

### **5.11. Устойчивост и управляемост на динамични процеси**

Поведението след смущение или управление на самолета се нарича преходен процес, при който той заема ново положение в пространството относно въздушната среда след известно време и по различен начин. Ако това става със затихващи колебания, това се нарича динамична устойчивост на

самолета. Ако параметрите на полета се отклоняват по аperiодичен процес (както е при неустойчивия надлъжно самолет), то формата на движение се нарича аperiодична неустойчивост на самолета. Преходните процеси трябва да бъдат динамично устойчиви, за да може самолетът да се пилотира. Пилотът не може да контролира неустойчиви процеси. Ако в процеса на колебания амплитудата се увеличава непрекъснато, то този тип неустойчивост се нарича колебателна неустойчивост. Получава се, когато в системата за управление на самолета има конструктивна грешка или отказ – самолетът става прекалено чувствителен на команди. Колебателна неустойчивост, например може да се получи, когато площта на елероните и кормилото за височина са много по-големи от препоръчителните; предавателното число на системата за управление е голямо или когато автопилотът е настроен неправилно, с големи предавателни числа. Съществуват понятия от летателния жаргон, които характеризират процесите на колебателно поведение на самолета. Например, в надлъжното управление се използват термините **„преуправляемост“** или **„надлъжна разкачка“** за неуправляеми динамично неустойчиви процеси по ъгъл на атака. Ако се попадне в такъв режим (независимо по кой от каналите за управление), то единственият начин да се прекрати колебанието е да се фиксират органите за управление в близко до балансировъчното положение. За елероните и кормилото за направление това е неутралното положение, а за кормилото за височина – отклонението, при което са балансирани надлъжните моменти (наричано още балансировъчно отклонение). Балансировъчното положение на кормилото за височина на основните режими се установява чрез тримиране.



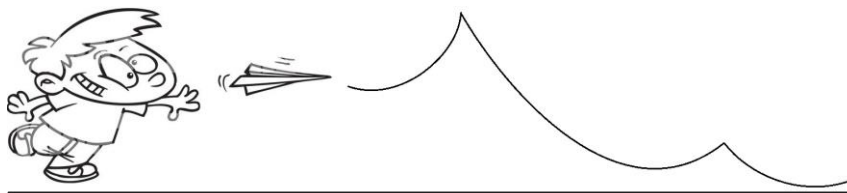
**Фиг. 5.19.** Преходни процеси в надлъжния канал за управление

Тримирането е процес, при който пилотът (операторът на беспилотни самолети) въздейства на системата за управление до тогава докато кормилото остава в отклонено положение без прилагане на усилия за пилотируемия полет или може да се пусне управлението от командния пулт за беспилотните самолети. Това става чрез **аеродинамични тримери** (при системи за ръчно управление). Устройствата, чрез които се тримират самолетите с хидравлично или електрическо управление, се наричат най-общо **механизми за тримерен ефект**, те по електрически път освобождават опората на пружина, чрез свиването на която се имитират шарнирните моменти. При беспилотните самолети от пулта за управление също има възможност да се "тримират" органите за управление (да останат в зададено положение).

При преходни процеси, породени например от порив на страничен вятър, се получават взаимно свързани колебания по ъгъл на плъзгане и наклон, като водещи са колебанията по ъгъл на плъзгане. Този тип взаимно свързани колебания в летателния жаргон се наричат **„холандска стъпка“**. Този процес има значение за оценката на пилота за качеството на управлението. Ако самолетът реагира с големи наклони на малки изменения в плъзгането това е неблагоприятно.

Недостатъците в динамичната управляемост на самолета в съвременните самолети се отстраняват чрез системите за управление (специални демпфиращи устройства и автомати за устойчивост, автомати за кръстосани връзки и други автомати за регулиране на управлението).

Някои най-общи признаци на устойчивост на беспилотни самолети – модели може да се установят при стартиране от ръка. На следните фигури са показани траектории, типични за недостатъци в устойчивостта :



**Фиг. 5.20.** Редуващи се фази на изкачване и снижение поради прекалено задно разположение на центъра на тежестта (с малка надлъжна устойчивост)



След кратко планиране моделът стръмно се снижава.  
Причина: прекомерно изместен напред център на тежестта  
или малка стартова скорост.

**Фиг. 5.21.** Поведение на самолета при прекомерно голяма надлъжна устойчивост (разположен много напред център на тежестта)



При планирането моделът завива  
наляво или надясно

Причини: старт с наклон, тегловна или друга асиметрия  
на апарата

**Фиг. 5.22.** Поведение на самолета с геометрична или тегловна асиметрия.

Някои случаи на геометрична несиметрия или деформации (например - от грубо кацане) могат частично да се коригират с специални пластинки поставени на изходящия ръб на профилите на крилото или вертикалния стабилизатор (или на кормилото за направление). В практиката тези пластинки могат да се деформират и по този начин да се създадат аеродинамични ефекти противоположни на проявилите се недостатъци.

**Пример:** Дозвуков самолет с кормило за направление, управлявано с педалите се приземява и след полета пилотът записва в контролния лист на самолета, че в полет му се налага постоянно да „подпира с десния крак“ (с усилие върху десния педал), за да запази праволинейното, без плъзгане поведение на самолета. На земята чрез деформация на пластинките (наричани още „сухари“) кормилото за направление трябва да се накара да застане в ново положение (с нулев шарнирен момент). За конкретния случай това положение е кормило отклонено леко надясно и се постига с деформация на „сухара“ наляво (гледано по посока на полета). Възможностите за корекции са малки, но с достатъчен аеродинамичен ефект.



След това самолетът обезателно се облита за оценка на ефективността на корекцията. При прекомерна деформация на „сухара“ може да се получи обратен ефект.

### **5.12. Действия на пилота при управление на самолета**

Когато летецът управлява летателния апарат, той определя положението му в пространството по земни ориентири и линията на хоризонта, **а при отсъствие на видимост – по прибори**. Сравнението на текущите параметри на полета с потребните му дава възможност при определени навици за пилотиране да формира управляващи сигнали чрез съответни усилия и премествания на командните лостове за управление в кабината.

Те се преобразуват от системата за управление в отклонения на органите за управление, а това променя действащите върху апарата сили и моменти.

Основното различие на полета по прибори от визуалния полет е изменението на способа за определяне положението на самолета в пространството.

В полет по прибори представата за пространственото положение на самолета се създава в резултат на сложна умствена работа: оценка показанията на пилотажните прибори, анализ и обобщаване на тези показания, превод (прекодиране) на обработената информация в **мислен зрителен образ**. Полетът по прибори е по-сложен от визуалния и навиците за него се губят по-бързо при прекъсване на полетите.

Приборната информация за положението на самолета постъпва дискретно. Продължителността на интервалите между фиксации на погледа е различна за приборите. Това е естествено и се обяснява с динамиката на параметрите, които се изобразяват от съответните прибори.

В полет съществува не само физическа дискретност на постъпване на информацията (когато летецът не гледа прибора), но и психологична дискретност, когато летецът гледа прибора, но не възприема информацията. Това се получава при т. нар. доминантно състояние на психиката. В резултат се получава ситуация, когато човек „гледа, но не вижда“. Например, установено е, че при преместване на погледа от извънкабинни ориентири към приборите, летецът при първите фиксации на погледа върху авиохоризонта в половината от случаите не забелязва наклон от 5° до 7°. В този случай задачата за различаване на извънкабинните ориентири е изисквала

повишено внимание и е предизвикала доминантно състояние на психиката.

Всички контролируеми параметри в хоризонтален полет е целесъобразно условно да се разделят на три групи и да се приеме, че има три периода на контрол:

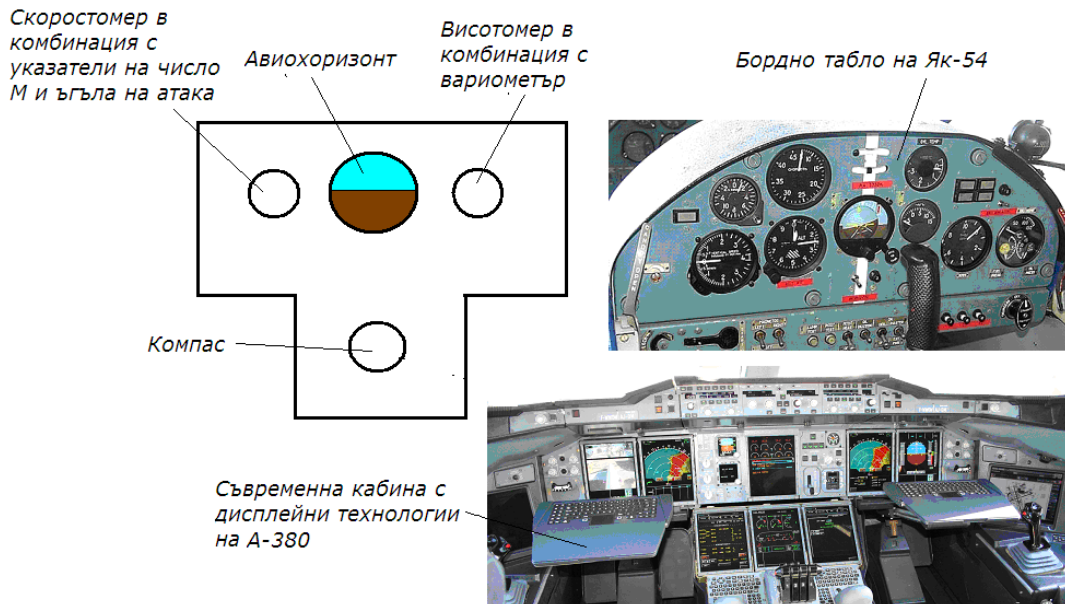
- **Първа група** – непрекъснато контролирани параметри: крен, тангаж, вертикална скорост, претоварване (контролират се по авиохоризонт, вариометър, специфични усещания на тялото в седалката на самолета при изменения на ускоренията, комбинирано с контрол по показания на акселерометъра);

- **Втора група** – по-рядко контролирани параметри: скорост, височина, курс (скоростомер, висотомер, компас);

- **Трета група** – рядко контролирани параметри: запас на гориво, налягане в кабината време на полета и др.

На разни етапи на полета отделни параметри и прибори може да се преместват в различни групи. Например, при кацане височината преминава в първа група и се контролира непрекъснато.

Препоръчително е т.н. “Т-образно” разположение на главните прибори (фиг.5.23), като обикновено приборите комбинират различна информация.



**Фиг.5.23.** Препоръчително и реално разположение на приборите в информационното табло

Разместването на приборите на бордното табло трябва да улеснява възприеманата информация и да спомага за изграждане на верен мислен образ.

Бързото навлизане на новите технологии и непрекъснатото усъвършенстване на изчислителната техника вероятно ще доведат до промени в разпределението на вниманието на пилота при полет без видимост на извънкабинното пространство. Днес дисплейните технологии позволяват да се представи на пилота значително повече и по-обработена информация.

Възприемането на информацията от приборите става в интерес на управляващото движение и представлява първата съставна част на сензомоторната дейност на летеца по управление на самолета. Втората съставна част е управляващото му движение.

На основата на знанието на аеродинамичните характеристики на самолета, разбирането на показанията на целия комплекс прибори и от опита, у летеца се формира мислен модел на бъдещите състояния на параметрите на полета. Този модел играе важна роля в представата за пространственото положение на самолета.

Летецът, поглеждайки прибора, не отчита показанията му като съвършено нови, а сравнява текущите показания с показания по изградения в съзнанието си модел. Той потвърждава за себе си наличието на предвижданото показание по принципа **„в нормите или не“**. Този екстраполационен рефлекс се формира с тренировки. Недостатъчното му развитие води до по-кратковременна прогноза и като резултат до „залепване на погледа върху прибора“ до края на започналото движение.

При управлението на самолет съществуват два типа представи у летците. Една част от тях (първи тип) се чувстват едно цяло със самолета и управляват себе си в пространството чрез органите за управление на самолета. Те разглеждат себе си и кабината като тази основна точка, около която се премества и върти всичко останало. Друга част от летците (втори тип) си представят, че наблюдават самолета отвън и го управляват. Какъв тип представа е за предпочитане се смята за дискуссионен въпрос. Изборът е предоставен на самия летец и зависи от много фактори: характер, емоционална възприемчивост, степен на заинтересованост, увереност в способностите си, влияние на методиката на обучение и на самия обучаващ. По данни,

обобщаващи опита на много инструктори, летците, които си представят полета като наблюдение от земята (втори тип) са за предпочитане, особено в маневрената авиация. Те изразходват по-малко време за преработка на информацията и за съставяне на мислен модел на полета. Летците от първи тип разсъждават примерно така: „земята на авиохоризонта се върти наляво, защото самолетът се върти надясно“, за което се изразходва допълнително време за преработка на информацията.

Важен фактор за формирането на представата играе приборното оборудване на самолета. Под влиянието на споменатите два модела са се развивали две тенденции в разработката на авиохоризонтите. В едната тенденция е реализиран принципът „поглед към земята от самолета“ и линията на изкуствения хоризонт е подвижна, а силуетът на самолета е неподвижен. Другата тенденция е развитие на приборите по принципа „поглед от земята към самолета“ – неподвижна е линията на изкуствения хоризонт, а подвижен е символът на самолета. Ръководейки се от „здравия смисъл“ първите авиохоризонти са създадени по принципа „поглед към земята от самолета“. Това направление не е изоставено и до сега, макар че опитът от полети в облаци и експериментални изследвания го опровергават. Психологическото преимущество на приборите от типа „поглед от земята към самолета“ (съответстващо на втория тип летци) е в следното: за разлика от визуалния полет, където основен ориентир е естественият хоризонт, в приборен полет основен център на системата за пространствена ориентировка на летеца става самолетът (малката чертичка на изкуствения хоризонт и различното оцветяване не могат да му заменят действителния хоризонт, **по-важен е силуетът на самолета на авиохоризонта и неговото положение**).

В историята на авиацията има случаи, когато основният прибор е от един тип, а дублиращият - от друг, което силно затруднява летците при преминаване от един тип възприятие към друг. Почти полувековната дискуссия може би ще получи разрешение в дисплейните технологии, където е възможно да се формира по желание на летеца различен тип индикация, свойствена на индивидуалния тип представа за т. нар. „образ на полета“. Тези технологии правят възможни и съчетания от положителните качества на двата типа представи за управлението и пространственото положение на самолета – в началото индикацията е от типа „поглед от земята към самолета“, а после се сменя с другия тип. Това е в съответствие

с двигателните усещания на летеца. Например, при въвеждане във вираж летецът усеща изменението на положението на самолета и на екрана той вижда наклонен силует на самолет. Когато самолетът достигне потребния за виража наклон, летецът престава да усеща наклона и в съответствие с това се сменя и картината на екрана - силуетът на самолета застава хоризонтално на фона на наклонена изкуствена линия на хоризонта.

Състоянието на илюзия е опасно и трябва да се преодолява с вяра в показанията на приборите и тренировки. Няма т. нар. „птиче чувство“, даже и птиците не притежават това защото със завързани очи и в мъгла те не могат да летят и се сричат в истински свредел.

Пилотът без видимост и без приборна информация също не може да пилотира, разчитайки на „вътрешното чувство“ за положение на самолета в пространството. Инженерната психология с данни доказва това. Пределните значения на параметрите на полета, при които пилотът без приборна информация счита, че самолетът лети хоризонтално са: по наклон  $\pm 15^\circ \div 20^\circ$ ; по ъглова скорост на завоя  $\pm 3$  градуса за секунда; по вертикална скорост  $\pm 10 \div 20$  m/s.

### **5.13. Основни разлики в управлението на безпилотния самолет.**

При полетите на безпилотен самолет пилотът – оператор е извън самолета и контролира поведението и последствията от своите команди по прибори в командния пулт. По вид и предназначение те са като в кабината на реален самолет. Дисплейните технологии позволяват да се показва самолетът като „поглед от земята“ и с това илюстрират предимството на втория тип възприятия на летците. Поради дистанционния характер на управлението може да се приеме само условно, че има затворен контур на управление или поне, че контурът е с голямо закъснение между възприемането и реакцията самолета. Такъв контур за управление не гарантира устойчиви процеси на управление. Поради тази причина съвременните безпилотни самолети се управляват чрез автопилот. Контурът на управление „самолет–автопилот“ (или по-общо „летателен апарат–автопилот“) е устойчив и на оператора се възлага да „предаде на автопилота“ полетната задача чрез радиокоманда. Това може да стане и чрез предварително програмиране на полета в бордови компютър и тогава полетът може да бъде осъществен автономно (без участие на оператора). Командите на пилота от

пулта за управление се преобразуват от микропроцесорна система в радиокоманди. След приемане на сигнала на борда той се преобразува в сигнали, пропорционални на **зададен** тангаж, крен, височина, ъгли скорости и други потребни за работата на автопилота параметри. Най простата логика на автопилота е да сравни сигналите на зададените и реалните параметри (измерени и преобразувани в сигнали от съответните датчици в комплекта на автопилота). По разликата се формира управляващ сигнал за изпълнителните устройства по отделните канали за управление, който гарантира устойчив и качествен преходен процес. В зависимост от канала за управление, всеки управляващ сигнал се формира по т.н. закони за управление. Съществена роля в работата на системата "автопилот – летателен апарат" имат **предавателните числа на автопилота**. По същество това са коефициенти на усилване, различни за различни съставни сигнали в закона за управление.

Възможно е и „управление чрез модел“, при което пилотът като на тренажор управлява математически модел на самолета, а по радиолинията до автопилота се подават като зададени изходящите от модела параметри. Безпилотният самолет следва полета на математическия модел с известно закъснение (до 0.5 – 1 сек).

Тъй като повечето безпилотни самолети са снабдени с камери за наблюдение, то е възможно чрез лост („джойстик“) да се управлява камерата, а в системата на автопилота да се въвежда информация за следване на направлението на „гледане“. Това става чрез вътрешен оптимизиран контур за управление на борда на безпилотния самолет. Качествената работа на автопилота изисква определяне на подходящи предавателни числа и съответна предварителна настройка на автопилота. Автопилотите обикновено са предварително фабрично настроени за определен клас самолети.

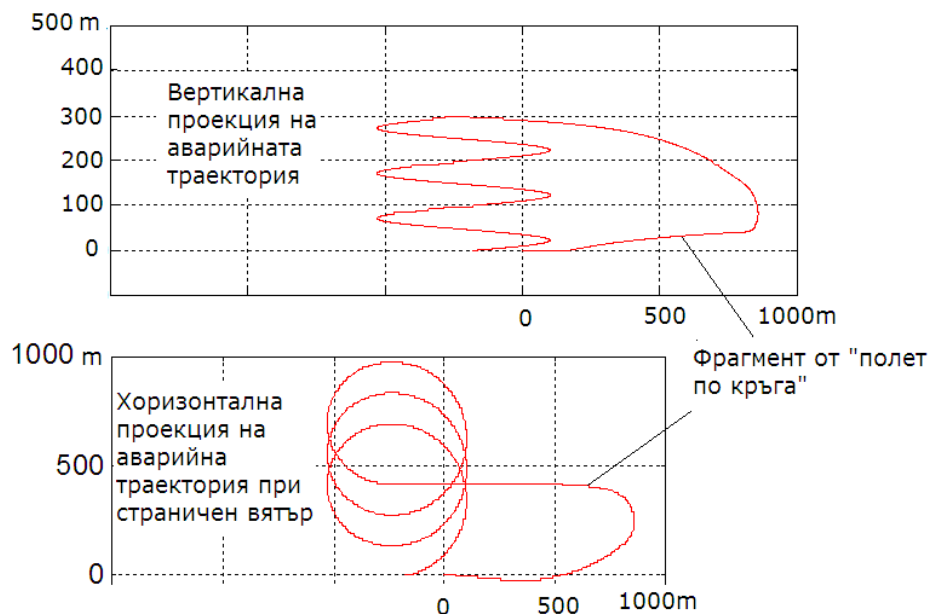
В съвременните безпилотни самолети операторът няма пряк достъп до кормилата и елероните. Опитите да се използва такъв достъп като изход при отказ на автопилота обикновено е завършвал с авария. Този принцип (на пряк достъп до кормилата) е характерен за ранния етап на радиоуправляемите модели. Той изисква голямо майсторство и опит от оператора. Може да се прилага за самолети, които се управляват в района на пряка видимост.

За **авариен режим на управление**, обикновено става дума в следните случаи на работа на системата "летателен апарат-автопилот":

- Пропадане на радиокомандата от земния пункт за управление;
- Неустойчивост на процесите на управление;

Неустойчивост на преходните процеси се проявява при неправилен подбор или настройка на автопилота и грешки в компоновката на апарата, които предизвикват статическа неустойчивост (фокус пред ц.т.). Има различни форми на неустойчивост - колебателна с прогесираща амплитуда; автоколебания с постоянна амплитуда; аperiодична неустойчивост.

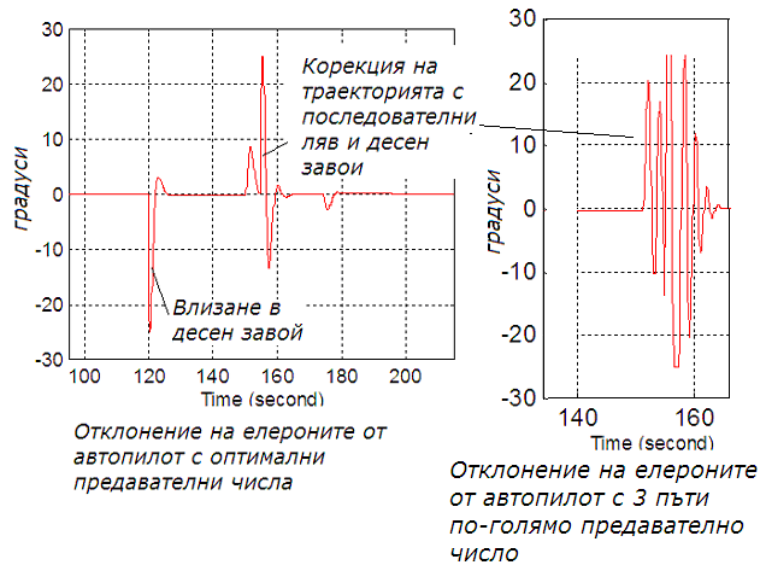
За да се предпазят самолетът и обекти в зоната на полета, е целесъобразно в автопилота да е заложен аварийен режим, който се задейства при пропадане на сигнала от земята. Такъв режим може да бъде преминаване в снижение по спирала с малка вертикална скорост. На фиг. 5.24. е показана аварийна траектория за безпилотен самолет, моделирана в "Matlab-Simulink".



**Фиг.5.24.** Моделирана аварийна траектория, която се задейства автоматично след установяване на "пропадане на управляващ сигнал" .

На фигура 5.25 са показани два случая в работата на автопилота: с оптимални предавателни числа и с по-големи от

оптималните. Резултатите са от моделиране на полет по кръга на малък безпилотен самолет.



**Фиг. 5.25.** Работата на автопилота с оптимални предавателни числа и с по-големи от оптималните.

За безопасност на полета някои от безпилотните самолети имат парашутна спасителна система.

### Приложение: Рекордни полети

**X-15** е експериментална програма на NASA и USAF за осъществяване на хиперзвуков полет на големи и изключително големи височини. За целта е конструиран ракетоплан, част от експерименталните летателни апарати серия "X".



Програмата е с продължителност дванадесет години и обхваща периода между 1958 и 1970 г. От предвидените 200 изпитателни полета са осъществени 199, за 9 години - от 1959 до 1968 г. През 2012 г. Норт Американ X-15A е официално признат от FAI за най-бързия летателен апарат, пилотиран някога от човек.



Идеята за построяването на самолет с ракетен двигател, пилотиран от човек, се заражда през 1947 г., а се оформя окончателно към края на 1952 г. Главен идеолог на ракетоплана е д-р Валтер Роберт Дорнбергер (6 септември 1945 - 27 юни 1980 г.) - германски учен, привлечен на работа в корпорацията Bell. Именно в неговото конструкторско бюро на 30 декември 1954 г. е представен проектът за хиперзвуковия ракетоплан, а на 4 февруари 1955 г. - този за ракетния двигател.

**За осъществяване на програмата са предвидени** пет летателни апарата: три ракетоплана Норт Американ X - 15A и два специално модифицирани от NASA тежки стратегически бомбардировача Боинг В-52 "Стратофортрес". Подобно на повечето летателни апарати от серията X, X-15 стартира във въздуха от пилон на бомбардировач В-52 (десен подкрилен пилон - първоначално предназначен за изпитание на голяма крилата ракета Hound Dog). Самолетът В-52 има за цел да издигне ракетоплана над земната повърхност, където съпротивлението на въздуха е по-малко и тягата на ракетния двигател позволява достигането на много високи скорости. Обикновено запусъкът се осъществява на височина 8.5 мили (13.7 км.) при скорост на самолета носител от 500 мили в час (805 км/час). Приземяването се извършва върху две ски.

Дванадесет пилоти осъществяват 199 изпитателни полета. Това са: Майкъл Адамс (USAF); Нийл Армстронг (NASA); Скот Кросфийлд (North American Aviation); Бил Дана (NASA); Джо Енгъл (USAF); Пийт Найт (USAF); Джон Маккей (NASA); Форест Петерсен (USN); Робърт Рашуорд (USAF); Милт Томпсън (NASA); Джо Уокър (NASA) и Робърт Уайт (USAF). Всичките дванадесет пилоти по Програмата X-15 са удостоени с най-високите отличия (същите получават и американските астронавти) за участието си в полетите на най-бързата машина, пилотирана от човек в земната атмосфера. Част от тях са астронавти и по програмите "APOLLO" и "SPACE SHUTTLE".

#### **Абсолютен рекорд по височина на полета:**

Полет	22 август	3 794 мили/час	67.0 мили	<u>суборбитален</u>	<u>Джо Уокър</u>
91	1963	(6 106 км/час)	(107.8 км.)	<u>космически полет</u>	NASA

#### **Абсолютен рекорд по скорост:**

Полет	3 октомври	4 519 мили/час	<u>Пийт Найт</u>	<u>USAF</u>
188	1967	(7 274 км/час)		

Освен неизбежните технически несполуки, характерни за всеки експериментален летателен апарат, X-15 претърпява четири сериозни злополуки, от които три завършват щастливо без човешка жертва, а една от тях е с фатален край. Майкъл Адамс загива на 15 ноември 1967 г. с X-15 A-3, по време на полет 191 (един от последните тестови полети по програмата). Катастрофата става в небето над Йоханесбург, Калифорния (на височина 18 000 м.) на изключително високо претоварване, при което ракетопланът се разпада. Останките му са открити на площ от 130 км<sup>2</sup>. Конкретна причина за катастрофата не е посочена в официалните доклади. Трагедията кара NASA да преосмисли желанието си за продължаване на програмата до 1975 г. и тя е прекратена официално през 1970 г., а практически - след последния полет 199 през 1968 г.

### **Литература по темата**

1. Галашев Е. С., Н. М. Лысенко и др., **Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов**, ВИ, Москва 1984 г.
2. Медников В. Н., **Маневрирование на самолете - истребителе** Воениздат, Москва, 1975 г.
3. Интернет