

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ROZBOR POŽADAVKŮ PŘEDPISU CS-25 NA STOUPÁNÍ PO VZLETU A NA TRAŤ

ANALYSIS OF THE CS-25 REQUIREMENTS ON THE TAKE-OFF AND EN-ROUTE CLIMB.

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

PŘEMYSL POLÁŠ

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc

BRNO 2008

ANOTACE

Závěrečná bakalářská práce zpracovává požadavky předpisu CS-25 na stoupání po vzletu a na trať pro letouny výkonnostní kategorie A. Definuje a blíže rozebírá výkony ve stoupání, popisuje jednotlivé segmenty trajektorie a jejich charakteristiky. Dále rozebírá vliv provozních podmínek na ni. Vše je názorně vysvětleno na přiložených ilustracích, grafech a tabulkách.

Klíčová slova

CS-25, stoupání, trajektorie po vzletu, provozní podmínky, stoupání na trať.

ANNOTATION

The final bachelor's thesis processes the CS-25 requirements on take-off path and en-route climb relating to A type-performance aircraft. It specifies this part of a flight, describes and characterizes its segments. Then it analyses the influence of operating conditions. And all is explained through added illustrations, pictures, charts and tables.

Keywords

CS-25, limb, take-off path, operating conditions, en-route climb

Bibliografická citace

POLÁŠ, P. *Rozbor požadavků předpisu CS-25 na stoupání po vzletu a na trať*. Brno, 2008. 47 s. Bakalářská práce na Fakultě strojního inženýrství Vysokého učení technického v Brně, Leteckého ústavu. Vedoucí bakalářské práce Doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Čestné prohlášení:

Prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování bakalářské práce, a že jsem celou bakalářskou práci vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury pod vedením vedoucího bakalářské práce doc. Ing. Vladimíra Daňka, CSc.

V Brně dne: 23.5.2008

Přemysl Poláš

Poděkování:

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu bakalářské práce panu doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc. za odborný dohled, připomínky a pomoc při zpracování mé bakalářské práce.

OBSAH

1. ÚVOD	10
2. PODKLADY, POJMY, DEFINICE	11
2.1 Legislativa a předpisové báze, EASA, CS-25, výkonnostní třídy letounu	11
2.1.1 Chicagská úmluva o mezinárodním civilním letectví	11
2.1.2 Mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO	11
2.1.3 JAA (John Aviation Aauthorities)	11
2.1.4 Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA)	11
2.2 Definice úseku stoupání po vzletu a na trať	13
3. STOUPÁNÍ, ZÁKLADNÍ ROZBOR	14
3.1 Síly působící na letoun při stoupání	14
3.1.1 Potřebný tah a výkon	15
3.1.2 Vliv proměnných veličin na potřebný tah a výkon	16
3.2 Stoupací rychlost	17
3.3 Úhel stoupání, podélný sklon dráhy letu	18
3.4 Princip určení maximálních hodnot stoupací rychlosti a úhlu stoupání	18
3.5 Gradient stoupání	19
3.6 Vliv proměnných veličin a provozních podmínek na stoupání	20
3.6.1 Hmotnost	20
3.6.2 Konfigurace letounu	21
3.6.3 Vliv změny teploty a výšky na hustotu vzduchu	22
3.6.4 Zrychlení při stoupání	22
3.6.5 Vítr	22
3.6.6 Znečištění povrchu letounu	22
4. TRAJEKTORIE PO VZLETU	23
4.1 Úsek stoupání, rozdělení do segmentů	23
4.2 Minimální gradient stoupání	24
4.3 Stoupání se všemi pracujícími motory	25
4.4 Postupy pro snížení hluku	25
4.5 Čistá trajektorie po vzletu	27
4.6 Provádění zatáček na trajektorii po vzletu	29
4.7 Analýza trajektorie po vzletu	30
4.8 Průběh trajektorie po vzletu	31
5. STOUPÁNÍ DO CESTOVNÍ VÝŠKY	37
5.1 Plánování stoupání	37
5.1.1 Provozní stoupání do cestovní výšky	38
5.1.2 Vztah mezi rychlosti a Machovým číslem při stoupání	38
5.2 Stoupání s jedním nepracujícím motorem	39
5.3 Zlepšení výkonu při stoupání po vzletu	39

6. ZÁVĚR.....	41
7. LITERATURA.....	42
8. SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ.....	43

1. ÚVOD

Cílem této bakalářské práce je srozumitelně rozebrat složitý výklad předpisu CS-25 na stoupání po vzletu a na trať a následně objasnit jeho požadavky na certifikaci velkých dopravních letounů výkonnostní třídy A, určené pro leteckou obchodní dopravu.

Na úvod je stručně rozebraná předpisová báze, letouny jsou rozděleny do jednotlivých výkonnostních tříd a je přesně definovaná část letu, kterou se tato práce zabývá. V další části bylo nutné pro snadnější pochopení požadavků předpisu obecně definovat režim stoupavého letu a jeho jednotlivé pojmy a charakteristiky. Těchto poznatků je v následujících oddílech použito k definování jednotlivých požadavků předpisu na úsek trajektorie po vzletu a stoupání na trať, který je postupně rozebrán ve všech svých částech.

Celá práce je doplněna obrázky, grafy a ilustracemi přispívajícími k pochopení problému.

2. PODKLADY, POJMY, DEFINICE

2.1 Legislativa a předpisová báze, EASA, CS-25, výkonnostní třídy letounu

Prudkým rozvojem letectví během II. Světové války vyvstala potřeba přijetí nových pravidel, které by zabezpečily plynulý rozvoj letecké dopravy. Pařížská úmluva, která nabyla platnosti roku 1944, nestačila pokrýt potřeby rozvíjejícího se letectví. Z tohoto důvodu byla roku 1944 svolána Chicagská konference, která dala základ vzniku novodobého letectví, které známe dnes.

2.1.1 Chicagská úmluva o mezinárodním civilním letectví

Rozhodujícími prvky Úmluvy byly: zásada suverenity vzdušného prostoru nad daným státem a pravidla týkající se provozu v civilním letectví. Pravidla se skládají ze dvou částí a to Letový provoz a z druhé částí, která dala vznik Mezinárodní organizaci pro civilní letectví.

2.1.2 Mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO (International Civil Aviation Organization)

Organizace je přidružena k OSN. Cílem ICAO je vytvořit mezinárodní normy a pravidla letecké dopravy a tím zajistit snadnou a bezpečnou leteckou dopravu mezi státy. V současnosti má 188 členských států a existuje 18 příloh (annexů) k Chicagské úmluvě zpracované touto organizací.

2.1.3 JAA (Joint Aviation Authorities)

JAA je další leteckou autoritou sdružující letecké úřady jednotlivých států, které uzavřely dohodu o vzájemné spolupráci při zavádění a úpravách společných leteckých předpisů a postupů v civilním letectví. Tyto předpisy nesou zkratku JAR (Joint Aviation Requirements). Předpisy vycházejí z příloh ICAO a podrobně specifikují jejich požadavky týkající se výroby, oprav a provozu letadel, výcviku a zdravotní způsobilosti posádek.

2.1.4 Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA)

EASA byla zřízena Evropskou unií dne 28. září 2003 a plní regulační a výkonné úkoly týkající se oblasti letového provozu. Výkonné úkoly se vztahují k bezpečnosti letectví např. certifikace leteckých výrobků a osvědčování leteckých organizací, které je navrhuje, vyrábějí a vykonávají jejich údržbu. Podklady pro předpisy vydávané touto organizací tvoří předpisy JAR.

Z hlediska potřeby této práce, kromě obecně platné legislativy, jsou nejdůležitější předpisy vydávané organizacemi JAA a EASA. Tyto předpisy se týkají rozborů letových výkonů a dělí se na dvě legislativní báze:

1. Požadavky na letovou způsobilost (certifikační standardy),
2. Provozní předpisy a směrnice.

1. Požadavky na letovou způsobilost (certifikační standardy)

Předpisy se zabývají certifikací letounu, jejich letovou způsobilostí platnou v Evropské unii. Nazývají se CS-23 a CS-25. Tyto předpisy jsou vydávány organizací EASA a vycházejí z předpisů řady JAR (JAR-23 a JAR-25). CS-23 a CS-25 obsahují seznam požadavků a certifikačních procedur, kterými letoun požadující schválení musí projít.

Předpis CS-23: je platný pro malé letouny do 5700 kg s počtem sedadel pro cestující ne větším jak 9 a pro letouny pro sběrnou dopravu (Commuter).

Předpis CS-25: jejímž rozbořem se zabývá tato práce je platný pro velké letouny určené zejména pro leteckou dopravu. V dnešní době to jsou letouny výkonnostní třídy A.

2. Provozní předpisy a směrnice

Jedná se o předpis JAR OPS 1 zabývající se provozními postupy a pravidly. Z JAR OPS 1 vychází předpis organizace EASA EU-OPS. JAR OPS 1 a EU-OPS rozděluje letouny z hlediska jejich výkonů do 3 výkonnostních kategorií (A, B, C):

Letouny třídy výkonnosti A

Mezi letouny výkonnostní třídy A náleží všechny vícemotorové letouny opatřeny proudovými motory a vícemotorové letouny opatřeny turbovrtulovými pohonnými jednotkami, jejichž vzletová hmotnost přesahuje 5700 kg a s počtem sedadel pro více jak 9 cestujících.

Z hlediska provozního:

Letoun se dvěma motory musí být schopen po vysazení kritické pohonné jednotky kdekoli na trati pokračovat v letu na vhodné letiště, aniž by sestoupil pod požadovanou výšku.

Letoun se třemi nebo více motory musí být schopen po vysazení dvou motorů kdekoli na trati pokračovat v letu na vhodné letiště, aniž sestoupí pod minimální letovou výšku. Letoun musí být schopen po vysazení jednoho motorů za očekávaných meteorologických podmínek:

- dodržet kladný gradient čisté dráhy letu ve výšce alespoň 1 000 ft nad terén a překážkami ve vzdálenosti 5 NM na obě strany od zamyšlené trati a nebo
- pokračovat v letu z cestovní hladiny na letiště, kde bude schopen přistát. Dráha letu musí vést alespoň 2 000 ft nad terénem a překážkami ve vzdálenosti 5 NM od zamyšlené trati.

Letoun třídy výkonnosti B

Do této výkonnostní třídy náleží letouny s vrtulovým pohonem (pístový a turbohřídelový) s hmotností nepřevyšující 5700 kg a s počtem cestujících nepřesahujících 9 osob. Výjimkou jsou tzv. letouny pro sběrnou dopravu (commuter), u kterých je maximální vzletová hmotnost zvýšena na 8618 kg a počet sedadel pro cestující na 19. Jejich certifikací se zabývá předpis CS-23.

Letouny třídy výkonnosti C

Do této třídy patří letouny s vrtulovými pohonnými jednotkami, s pístovými motory, jejichž vzletová hmotnost je větší než 5700 kg a počet cestujících vyšších než 9. Jedná se zejména o většinu dosluhujících velkých vrtulových dopravních letounů, proto se jimi dále zabývat nebudu.

Pro přehlednost je zde uvedena tabulka (tab. 1), kde jsou letouny rozděleny do jednotlivých tříd z hlediska počtu a typu pohonných jednotek, maximální vzletové hmotnosti a počtu sedadel pro cestující.

Tab. 1: Třídy výkonnosti.

	A		B		C
			NORMAL	COMMUTER	
DRUH POHONU	proudový	turbovrtulový	vrtulový pístový	turbovrtulový	vrtulový pístový
POČET MOTORŮ	$i_M \geq 2$		$i_M = 1$ nebo více	$i_M = 2$	$i_M = 1$ nebo více
MAXIMÁLNÍ VZLETOVÁ HMOTNOST	libovolná	$m_0 > 5700kg$ NEBO $i_C > 9$	$m_0 \leq 5700kg$	$m_0 \leq 8618kg$	$m_0 > 5700kg$ NEBO $i_C > 9$
POČET SEDEDEL PRO CESTUJÍCÍ	libovolná		$i_C \leq 9$	$i_C \leq 19$	

2.2 Definice úseku stoupání po vzletu a na trať

Jak již bylo uvedeno, předpis CS-25 je vydáván organizací EASA a slouží k certifikaci letounu, tím že specifikuje jednotlivé certifikační standardy pro všechny fáze letu, které jsou platné pro letouny výkonnostní třídy A. Zbývá definovat tu část letu, kterou se má zabývat tato práce.

Trajektorie stoupání po vzletu

Trajektorie stoupání po vzletu začíná pro letouny výkonnostní třídy A ve smluvní výšce 35 ft (11 m) nad povrchem vzletu po dosažení rychlosti V_2 a končí ve výšce 1500 ft (457 m) nad povrchem vzletu. Trajektorie stoupání po vzletu je dělena na čtyři segmenty a je posledním úsekem úplného vzletu, který je pro úplnost definován následovně.

Úplný vzlet je trajektorie probíhající od místa zahájení rozjezdu až do bodu, kdy je letoun ve výšce 1500 ft (457 m) nad místem vzletu, nebo do bodu ve kterém je dokončen přechod ze vzletové konfigurace na traťovou a přitom je dosaženo finální rychlosti pro stoupání do cestovní hladiny.

Smluvní výška je výška překážky a je dána předpisy. Pro dopravní letouny je výška překážky $h_P = 35$ ft.

Stoupání na trať je potom analogicky úsek navazující na úsek stoupání po vzletu až do cestovní hladiny.

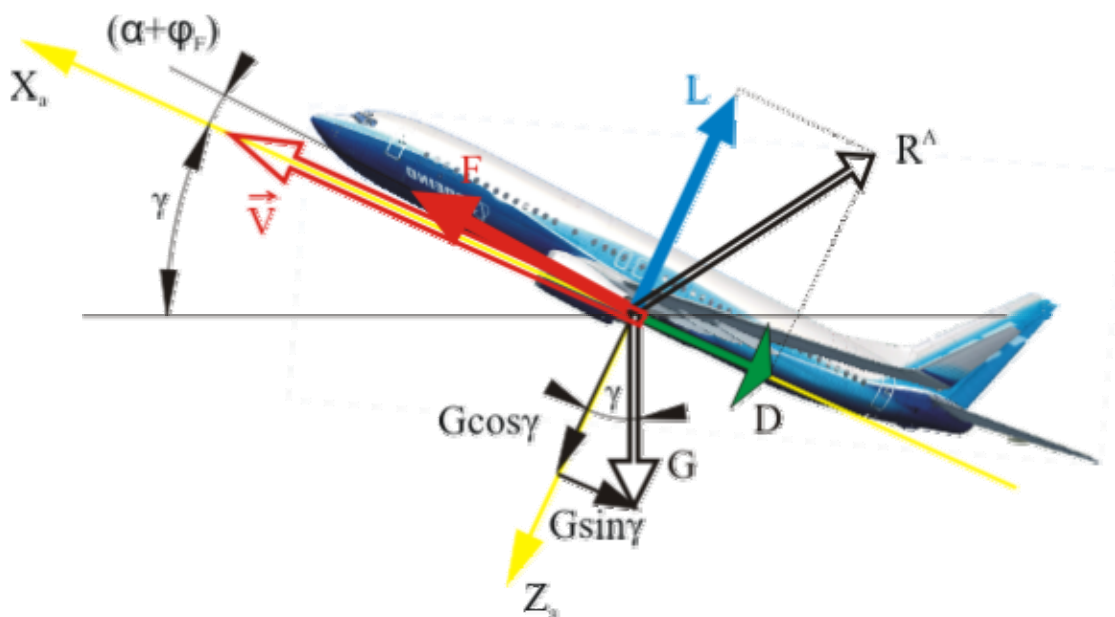
3. STOUPÁNÍ, ZÁKLADNÍ ROZBOR

Jelikož úsek stoupání po vzletu a na trať je společně s požadavky na stoupání v přiblížovací a přistávací konfiguraci a v cestovním režimu řazen z hlediska certifikačních procedur mezi požadavky na výkony při stoupání, pak je vhodné začít obecnější definici stoupavého letu (úhel a rychlost stoupání, gradienty stoupání atd.). Ze znalosti těchto definic vycházejí požadavky předpisu CS-25 na stoupání po vzletu a na trať.

Stoupavý let

Stoupavý let je režim letu, při kterém letoun zvyšuje svojí výšku tzn. zvětšuje svojí potenciální energii. Stoupavý let může být křivočarý nebo přímočarý a ustálený nebo neustálený. U neustáleného letu se s měnící rychlostí zároveň mění i kinetická energie. Z pohledu rozboru letových výkonů nás nejvíce zajímá přímočarý ustálený symetrický let bez vybočení.

Za stoupavý let je tedy nadále považován symetrický přímočarý let bez vybočení ve vertikální rovině s konstantní rychlostí tzn. s nulovým zrychlením. Podélný sklon letounu je kladný tzn. kladný úhel stoupání.



Obr.1 Síly působící na letoun při stoupání.

3.1 Síly působící na letoun při stoupání

Pro takto definovaný stoupavý let obecné pohybové rovnice degradují na rovnice rovnováhy, které mají tvar:

$$F \cos(\alpha + \varphi_F) - D - G \sin \gamma = 0, \quad (1)$$

$$-F \sin(\alpha + \varphi_F) - L + G \cos \gamma = 0. \quad (2)$$

Uvážíme-li předpoklad, že úhel náběhu α je velmi malý, pak směr tahu se blíží odporové ose x_a . Pohybovou rovnici lze potom psát v jednodušším tvaru a to:

$$F - D - G \cdot \sin \gamma = 0, \quad (3)$$

$$-L + G \cdot \cos \gamma = 0. \quad (4)$$

Síly působící na letoun při stoupání jsou znázorněny na obr. 1.

3.1.1 Potřebný tah a výkon

Nyní si popíšeme základní veličiny z hlediska letových výkonů (minimální potřebný tah a výkon), z jejichž pomocí si definujeme veličiny charakterizující režim stoupavého letu (stoupací rychlost, úhel stoupání a jejich maximální hodnoty).

Potřebný tah

K jeho určení vycházíme z rovnosti platné pro vodorovný přímočarý ustálený let. U tohoto režimu letu platí rovnost tahu a odporu. Tento tah, potřebný pro překonávání odporu v horizontálním letu, je nazýván potřebným tahem. Potřebný tah je závislý zejména na rychlosti letu.

$$F_p = D. \quad (5)$$

Závislost na rychlosti letu je vyjádřena vztahem:

$$F_p = \frac{C_D}{2} \rho V^2 S = C_{D0} S \frac{\rho V^2}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V^2}. \quad (6)$$

Potřebný tah lze vyjádřit v závislosti na součiniteli vztlaku vztahem:

$$F_p = \frac{C_D}{C_L} G. \quad (7)$$

Z uvedených vztahů vyplývá, že potřebný tah je v podstatě závislý na aerodynamickém tvaru letounu a jeho minimální hodnoty je dosaženo pokud je hodnota poměru C_D/C_L nejnižší (maximální klouzavost). Režim minimálního potřebného tahu bývá také nazýván režimem minimálního odporu.

Potřebný výkon

Potřebný výkon určíme vynásobením potřebného tahu F_p rychlostí letu v :

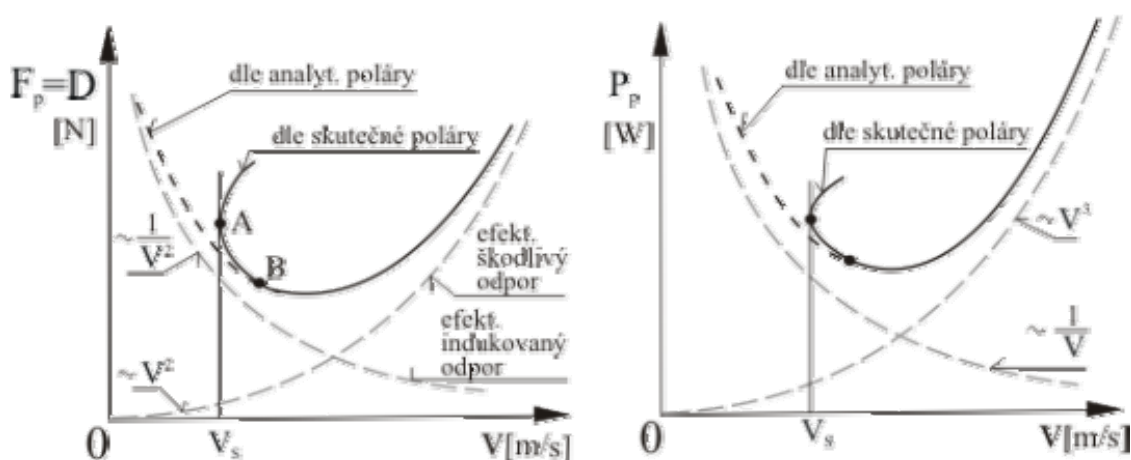
$$P_p = F_p V, \quad (8)$$

$$P_p = \frac{C_D}{C_L} G V. \quad (9)$$

Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu je daná vztahem:

$$P_p = \frac{C_D}{2} S \rho V^3 = C_{D0} S \frac{\rho V^3}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V}. \quad (10)$$

Z výše uvedených vztahů (6, 10) vyplývá, že potřebný tah i výkon je tvořen součtem dvou členů. Vezmeme-li si například tah, tak první člen představuje tah, potřebný k překonání škodlivého odporu a druhý člen reprezentuje tah, potřebný k překonání indukovaného odporu. Toto samozřejmě analogicky platí i pro potřebný výkon, jak je znázorněno na následujícím obrázku (obr. 2). Z obrázku také vyplývá, že indukovaný odpor s rychlostí klesá a škodlivý naopak narůstá.



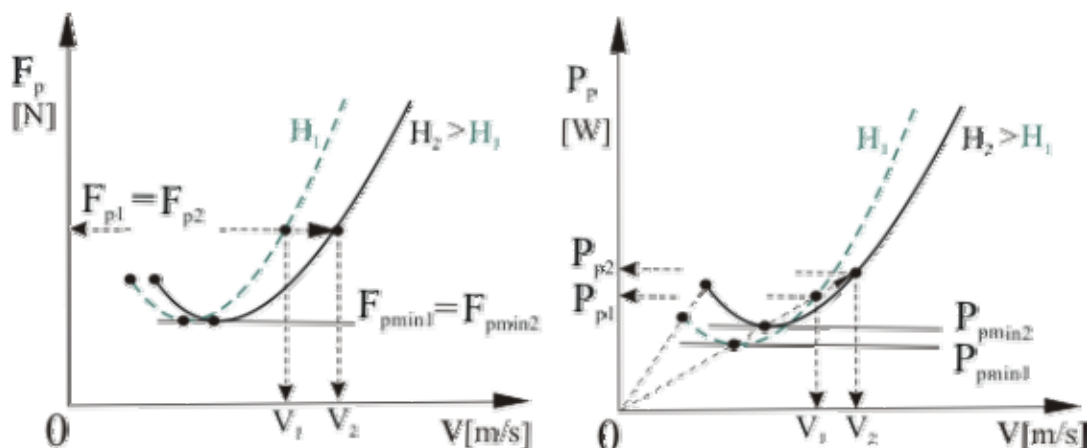
Obr. 2 Závislostí potřebného tahu a výkonu na rychlosti letu.

3.1.2 Vliv proměnných veličin na potřebný tah a výkon

S rostoucí výškou klesá hustota vzduchu, což má za následek dvě různé rychlosti pro dvě různé výšky i za předpokladu, že letoun letí při stejném součiniteli vzlaku (stejném úhlu náběhu). Jednoduše řečeno, pro let ve větší výšce, kde je hustota vzduchu nižší, je třeba letět vyšší rychlostí, má-li být splněna podmínka rovnosti vzlaku a tíhy letounu.

Díky této skutečnosti a z výrazu pro potřebný tah vyplývá, že pro zachování horizontálního letu v různých výškách se potřebný tah nemění.

Potřebný výkon, daný součinem potřebného výkonu a rychlosti letu, se právě proto mění v poměru k měnící se rychlosti letu. Z toho vyplývá, že změna potřebného výkonu s výškou se děje ve stejném poměru jako u rychlosti viz. obr. 3.

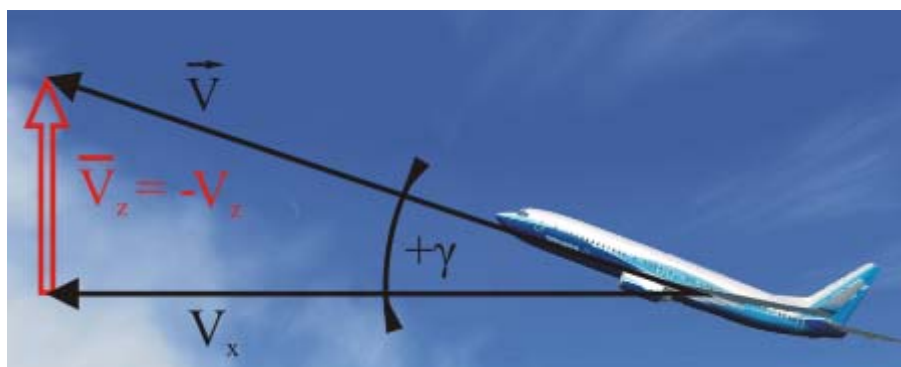


Obr.3 Vliv změny výšky na potřebný tah a výkon.

Nyní můžeme přejít ke konkrétním veličinám charakterizující stoupavý let

3.2 Stoupací rychlost

Stoupací rychlost je vertikální složkou rychlosti letu stoupajícího letounu viz. obr. 4. Horizontální i vertikální složku rychlosti (V_x a V_z) uvažujeme v normálové zemské ose v souřadnicové soustavě udávané letadlem.



Obr. 4 Stoupací rychlost a její složky.

Pro další rozbor stoupavého letu je zavedená vedle pojmu vertikální rychlost (kladná ve směru dolů), myšlená alternativní stoupací rychlost $\bar{V}_z$. Její kladná hodnota je svázána s kladnou hodnotou podélného sklonu letu. To znamená, že při stoupavém letu je kladná a to směrem vzhůru.

Početně lze stoupací rychlost určit s rovnice (1), ze které po malé úpravě dostaneme jednoduchý vztah pro výpočet této rychlosti,

$$\bar{V}_z = \frac{(F - D)V}{G} = \frac{\Delta FV}{G} = \frac{\Delta P}{G}. \quad (11)$$

Stoupací rychlost lze tedy vyjádřit jako podíl přebytku výkonu ΔP a tíhové síly G . Z toho vyplývá, že maximální stoupavost je daná maximálním přebytkem tahu:

$$\bar{V}_{z,\max} = \frac{\Delta P_{\max}}{G}. \quad (12)$$

3.3 Úhel stoupání, podélný sklon dráhy letu

Úhel stoupání lze rovněž určit ze stejné rovnice (1), po úpravě dostaneme:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta P}{GV}\right) = \arcsin\left(\frac{\Delta F}{G}\right). \quad (13)$$

Úhel stoupání je závislý na podílu přebytku tahu ΔF a tíhové síly G . Maximální strmost stoupání je proto daná maximálním přebytkem tahu podle vztahu:

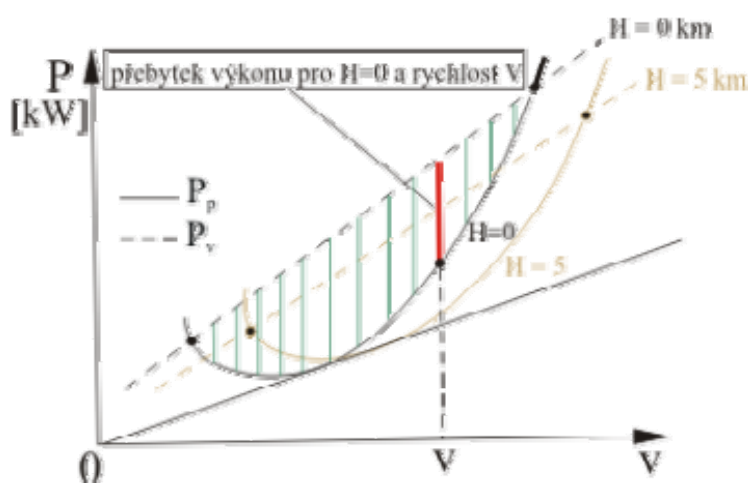
$$\gamma_{\max} = \arcsin\left(\frac{\Delta F_{\max}}{G}\right). \quad (14)$$

3.4 Princip určení maximálních hodnot stoupací rychlosti a úhlu stoupání

Nejdříve jsme si představili základní veličiny charakterizující stoupavý let, stoupací rychlost $\bar{V}_z$ a úhel stoupání γ , které se mění s režimem letu. Z hlediska letových výkonů ve stoupavém letu jsou nejzajímavější právě extrémní hodnoty těchto kinematických veličin pro dané podmínky a konfiguraci letounu. Vhodnou metodou, jak nalézt právě tyto hodnoty, je jejich určení z diagramu potřebných a využitelných výkonů. Z nich můžeme pro danou hmotnost letounu a výšku letu jednoduše nalézt přebytky výkonů ΔP a určit stoupací rychlosti.

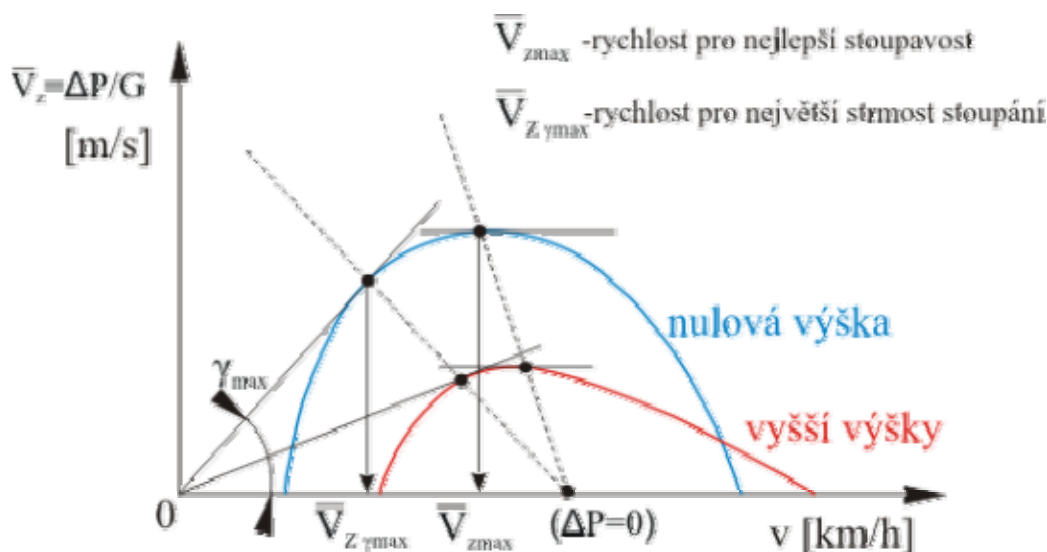
Maximální stoupací rychlost se určuje pro bod odpovídající maximálnímu přebytku výkonu (viz. obr. 5), který si určíme z rovnice:

$$\bar{V}_{z,\max} = \frac{\Delta P_{\max}}{G}. \quad (15)$$



Obr. 5 Přebytky výkonů využitelných pro stoupání letounu.

Mnohem výhodnější postup je překreslit si podíly výkonu a tíhy v závislosti na rychlosti letu pro několik výšek. Tento diagram uvedený na obrázku 6 představuje přímou závislost stoupacích rychlostí na rychlosti letu v daných výškách.



Obr. 6 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu a výšce. Definice dvou základních režimů stoupání.

Vrcholy křivek definují maximální stoupací rychlosti a zároveň lze odečíst rychlosti letu při maximální stoupací rychlosti.

Režim maximální stoupavosti

Spojnice vrcholů uvedených křivek vymezuje zároveň závislost rychlosti letu při maximální stoupavosti na výšce letu. Největší stoupavost je v nulové výšce a s rostoucí výškou klesá.

Maximální strmost stoupání

Jedná se o režim, při kterém je dosahován maximální podélný sklon dráhy letu. Na obr. 6 je určen dotykovým bodem tečny, která je vedena z počátku. Spojnice dotykových bodů představuje závislost odpovídající rychlosti letu nejstrmějšího stoupání na výšce letu. Strmost stoupání klesá s výškou letu.

Sklon dráhy letu je dán vztahem:

$$\gamma_{\max} = \arcsin\left(\frac{\Delta F_{\max}}{G}\right). \quad (16)$$

3.5 Gradient stoupání

Posledním pojmem je gradient stoupání $\hat{\gamma}$, který je pro účely této práce nejdůležitějším parametrem. Předpisy jej upřednostňují před úhlem stoupání, používá se zejména při řešení úseku po vzletu a vyjadřuje zároveň strmost stoupání. Gradient stoupání představuje přírůstek výšky v procentech proletěné horizontální vzdálenosti během stoupání:

$$\hat{\gamma} = 100 \frac{dH}{dx} \quad [\%]. \quad (17)$$

Z kinematiky víme, že lze určit gradient stoupání pomocí úhlu stoupání, resp. stoupací rychlosti:

$$\hat{\gamma} = 100 \tan \gamma = 100 \frac{\bar{V}_z}{\bar{V}_x} [\%] \quad (18)$$

$\bar{V}_z$ můžeme rozepsat jako $\frac{\Delta F V}{G}$ a po dosazení do původní rovnice dostáváme:

$$\hat{\gamma} = 100 \frac{(F - D)V}{G V_{xg}} \cong 100 \left(\frac{F}{G} - \frac{C_D}{C_L} \right) [\%]. \quad (19)$$

Tento vztah vyjadřuje závislost mezi gradientem stoupání, aerodynamickými veličinami a zatížením pohonné jednotky.

Gradient stoupání je z hlediska certifikačních procedur velmi důležitým parametrem. Téměř veškeré požadavky na stoupání předpisu CS-25 jsou vyjádřeny právě pomocí tohoto pojmu.

3.6 Vliv proměnných veličin a provozních podmínek na stoupání

3.6.1 Hmotnost

S rostoucí hmotností roste hodnota aerodynamického odporu a tím dochází ke snížení přebytku tahu využitelného pro stoupání. Z rovnice

$$\bar{V}_z = \frac{\Delta P}{G} = \frac{\Delta P}{mg} \quad (20)$$

plyne vztah mezi hmotností a stoupací rychlostí, s rostoucí hmotností klesá stoupací rychlost pro daný přebytek tahu.

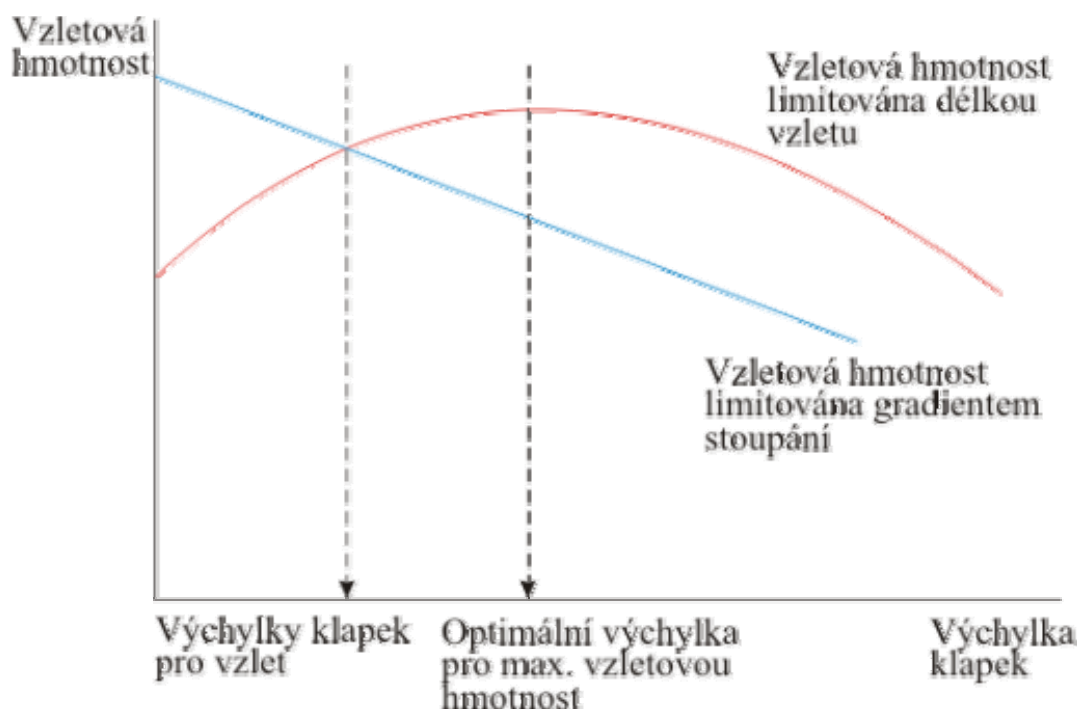
To vede ke zhoršení letových výkonů ve stoupání tj. snížení stoupací rychlosti, gradientu stoupání a úhlu stoupání. Charakteristické rychlosti (V_x , V_Y) pro maximální strmost stoupání se budou zvyšovat s rostoucí hmotností.

Z hlediska provozního je hmotnost jedním z nejdůležitějších faktorů ovlivňující bezpečnost letu. Z tohoto důvodu musí být před každým letem určena její maximální přípustná hodnota zajišťující bezpečné provedení letu. Přípustná hmotnost se určuje jak z minimální potřebné délky vzletu, tak z požadovaných gradientů stoupání po vzletu s ohledem na polohu letiště, teploty vzduchu a z bezpečného odstupu od překážek po vzletu.

3.6.2 Konfigurace letounu

Vztlkové klapky zvětšují zakřivení křídla, způsobují zvýšení součinitele vztlaku, snižují pádovou rychlost v dané konfiguraci a zkracují délku vzletu. Tím však narůstá aerodynamický odpor, kterým se délka vzletu naopak prodlužuje. Proto se musí nalézt optimální výchylka vztlkové mechanizace.

Výchyly vztlkových klapek mají vliv nejen na délku rozjezdu, ale také na výkony při stoupání po vzletu-gradienty stoupání. Letoun s vysunutou mechanizací bude snižovat gradienty stoupání pro danou hmotnost letounu a dané letové podmínky (tlak, teplota). Jelikož požadavky na gradient stoupání po vzletu jsou předepsány v požadavcích na letovou způsobilost (předpisy CS-23, CS-25), pak může být maximální vzletová hmotnost limitována právě gradientem stoupání, zvláště v nestandardních atmosférických podmínkách. A tak na výše položených letištích a za vysoké teploty, mohou limitovat maximální vzletovou hmotnost právě požadavky na gradienty stoupání po vzletu před požadavky na délku rozjezdu. V takovém případě lze docílit vyšší povolené maximální vzletové hmotnosti menším vychýlením vztlkových klapek. Tyto snížené (kompromisní) výchylky klapek najdeme na základě závislosti vzletové hmotnosti na výchylce klapek pro požadavky na gradienty stoupání a požadavky na délku vzletu (obr.7). Průsečíky těchto závislostí definují rovnost vzletové hmotnosti pro oba požadavky a pod průsečíkem odečteme právě hodnotu kompromisní výchylky vzletových klapek, použitelné pro dané nestandardní podmínky pro vzlet.



Obr.7 Stanovení nejvhodnější výchylky vztlkových klapek při vzletu

Maximální aerodynamický odpor nastává při letu v přistávací konfiguraci, kdy se letoun pohybuje na nejvyšších hodnotách součinitele vztlaku (maximální výchylka vztlkových klapek a vysunutého podvozku). Z tohoto důvodu k největšímu poklesu gradientů stoupání dochází při přerušném přistání, tedy v počáteční fázi nezdařeného připlížení (missed

approach procedure). Charakteristické rychlosti pro maximální strmost s vysunutým podvozkem a klapkami budou klesat. Zároveň i rychlost letu minimálního odporu V_{mD} .

3.6.3 Vliv změny teploty a výšky na hustotu vzduchu

K poklesu hustoty dochází buď vzrůstem teploty vzduchu nebo výšky letu. Důsledkem toho je pokles výkonnosti pohonných jednotek. Z toho tedy plyne, že snížením hustoty vzduchu klesá využitelný tah (resp. výkon) a naopak roste potřebný tah (výkon). U obou případů dochází ke snížení přebytku tahu (výkonu). To negativně ovlivňuje výkony při stoupání. Klesá gradient stoupání, úhel stoupání a stoupací rychlost.

Rychlost letu IAS pro maximální strmost stoupání se s výškou u proudových letounu prakticky nemění, u pístových letounu může naopak narůstat. Rychlost letu TAS roste v obou případech s výškou letu.

3.6.4 Zrychlení při stoupání

Při stoupání se letové výkony uvažují za předpokladu, že celý přebytek tahu (výkonu) je využit pro stoupání při konstantní rychlosti letu. Pokud se letoun nepohybuje při stoupání konstantní rychlosti, ale zrychluje, pak je část přebytku tahu (výkonu) využita právě na toto zrychlování. Proto bude gradient stoupání, úhel stoupání i stoupací rychlost nižší.

3.6.5 Vítr

Vítr je dalším důležitým faktorem ovlivňující letové výkony a to, samozřejmě, i během stoupání. Úhel stoupání je teoreticky uvažován v klidné atmosféře, bez jejího pohybu vůči zemi. Proto se vlivem větru v reálném prostředí bude lišit. To je třeba vzít v úvahu při požadavcích na trajektorii stoupání po vzletu a na její odstup od překážek.

Vektorovým sčítáním relativní rychlosti letu a unášivé složky větru dostaneme absolutní rychlost vůči zemi. Z toho vyplývá, že protivítr bude způsobovat strmější sklon dráhy letu vůči zemi, zatímco zadní vítr bude tento sklon snižovat.

Vítr však neovlivňuje stoupací rychlost.

3.6.6 Znečištění povrchu letounu

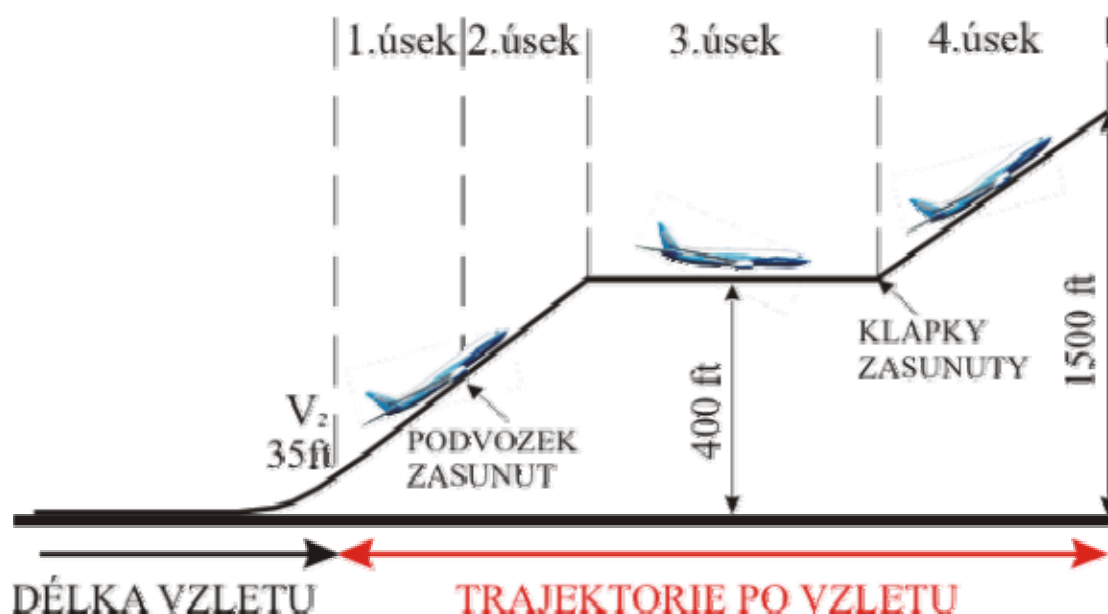
Jakékoliv znečištění povrchu letounu, zejména nosných ploch např. deštěm, sněhem a námrazou, může významně ovlivnit aerodynamické charakteristiky letounu a tím i letové výkony. Vytvořený přídavný odpor a snížení vztlačové síly způsobené znečištěním, mohou významně prodloužit délku vzletu, snížit gradienty stoupání po vzletu a znemožnit tak bezpečnou pilotáž letounu. Z tohoto důvodu není vůbec dovoleno zahájit vzlet s námrazou na letounu, jak vyplývá z provozních předpisů.

4. TRAJEKTORIE PO VZLETU

Všechny letouny výkonnostní kategorie A musí splňovat velmi přísné požadavky předpisu CS-25 na letové výkony v jednotlivých fázích letu. Nyní se budeme zabývat požadavky tohoto předpisu na trajektorii po vzletu.

4.1 Úsek stoupání, rozdělení do segmentů

Předpis CS-25 považuje vzlet za úsek až do výšky 1500 ft (450m) nad úrovní povrchu vzletu (RWY) a klade požadavek, aby tato trajektorie byla rozdělena do segmentů. Jednotlivé segmenty musí být jasně definovány a musí se vztahovat ke zřetelným změnám v konfiguraci letounu, výkonu (nebo tahu) a rychlosti. Hmotnost, konfigurace, výkon (tah) letounu by měly být v průběhu jednotlivých segmentů konstantní a měly by být zohledněny nejkritičtější možné podmínky, které mohou nastat v jednotlivých segmentech. Tvar trajektorie po vzletu by měl být určen na základě letových výkonů bez vlivu přízemního efektu. Za takové je letadlo považováno, dosáhne-li výšky rovnající se přibližně rozpětí křídla.



Obr.8 Trajektorie po vzletu a její rozdělení do 4 segmentů

Takže trajektorie po vzletu je rozdělena na 4 úseky, konec jednotlivých úseků je určen změnami v konfiguraci nebo ve výkonu motoru (tab.2). Předpokládá se, že kritický motor vysadí při rychlosti V_{EF} a zůstane mimo provoz po zbytek vzletu.

Tab.2: Rozdělení na jednotlivé úseky.

ÚSEK	POLOHA PODVOZKU	POLOHA KLAPEK	VÝKON MOTORU	RYCHLOST
PRVNÍ	vysunut	vzletová	vzletový	v_2
DRUHÝ	zasunut	vzletová	vzletový	v_2
TŘETÍ	zasunut	zavírání ze vzletové polohy až do polohy zasunuto	vzletový	zvyšování z v_2 na finální rychlost
ČTVRTÝ	zasunut	zasunuty	maximální trvalý	finální rychlost v_3

Požadavky na průběh trajektorie po vzletu jsou dány:

- maximální přípustnou vzletovou hmotností pro danou nadmořskou výšku a teplotu okolí,
- výškou a odstupem od překážek po vzletu,
- a v poslední době velmi přísně vyžadovaným požadavkem na snížení hluku po vzletu (ne na úkor bezpečnosti).

4.2 Minimální gradient stoupání

Pro jednotlivé úseky trajektorie po vzletu jsou předpisy stanovené minimální požadované gradienty stoupání, které letoun výkonnostní třídy A musí splňovat při stoupání po vzletu s vysazenou pohonnou jednotkou.

S ohledem na tyto požadavky jsou v Letové příručce stanoveny postupy pro výpočet maximální vzletové hmotnosti vztažené k nadmořské výšce letiště a teplotě okolí. Jak bylo již zmíněno, tyto požadavky mohou být za nestandardních podmínek (vysoká nadmořská výška a vysoká teplota vzduchu) určující pro stanovení maximální vzletové hmotnosti před požadavky na minimální délku vzletu. Nejnižší takto zjištěná hmotnost představuje limitní hmotnost při vzletu. Požadavky na minimální gradienty stoupání jsou ještě závislé na počtu motorů. Konkrétní hodnoty jsou přehledně uvedeny v následující tabulce

Tab. 3 Minimální požadované gradienty stoupání v závislosti na počtu motorů.

POČET MOTORŮ	2	3	4
PRVNÍ ÚSEK	$\hat{\gamma} > 0$, tzn. kladný	0,3%	0,5%
DRUHÝ ÚSEK	2,4%	2,7%	3%
TŘETÍ A ČTVRTÝ ÚSEK*	1,2%	1,5%	1,7%

* Třetí úsek je horizontální. Uvedenému gradientu v tabulce odpovídá využitelné zrychlení.

4.3 Stoupání se všemi pracujícími motory

Postupy pro stoupání se všemi pracujícími motory se provádí podle kapitoly „Normální postupy“ Letové příručky, zpracované zvlášť pro každý typ letounu. Stoupání po vzletu se většinou provádí bezpečnou rychlostí vzletu V_2 , zvýšenou o 10 – 20 kt, v souladu s výkonnostními limity daného letounu, opět zpracované Letovou příručkou, jakými mohou být např. podélný sklon letounu nebo stoupací rychlost. Tato omezení je zpravidla potřebné dodržovat až do výšky změny konfigurace a režimu motorů nevzletové na maximální trvalý, užívaný pro další stoupání.

V reálném provozu jsou všechny tyto parametry voleny s ohledem na bezpečnost a samozřejmě ekonomičnost letu, a jak již bylo zmíněno, jsou tyto parametry nemalou měrou ovlivněny (omezeny) požadavkem na snížení hlukového zatížení okolí letiště.

4.4 Postupy pro snížení hluku

Současná intenzita letového provozu má velký nežádoucí vliv na životní prostředí. Velkou zátěž způsobuje hluk vyprodukovaný letadly a jejich spaliny pocházející ze spalovacích procesů v letadlových motorech. Největší hluková zátěž vzniká v blízkém okolí letiště, a to zejména při startu, kdy letadla, s motory pracujícími na maximální režim, přelétávají zastavěné plochy v blízkosti letiště ještě v relativně malé výšce (samozřejmě hluk vzniká také při přistání, kdy je využíván zpětný tah motoru). Hluk bývá v okolí letiště monitorován a při překročení limitů jsou udělovány velmi vysoké sankce.

Provozní postupy pro letouny při stoupání po odletu jsou navrženy tak, aby zajistily nezbytnou bezpečnost letového provozu a zároveň snížily účinky hluku na zemi na minimum. Tyto postupy jsou poskytovány jako příklady, jelikož dosažené snížení hluku do velké míry závisí na typu letounu, typu motoru, požadovaném tahu a na výšce, ve které je tah snížen. Z tohoto důvodu se skutečné postupy, způsobující nejúčinnější snížení hluku, mohou významně lišit od jednoho typu k druhému.

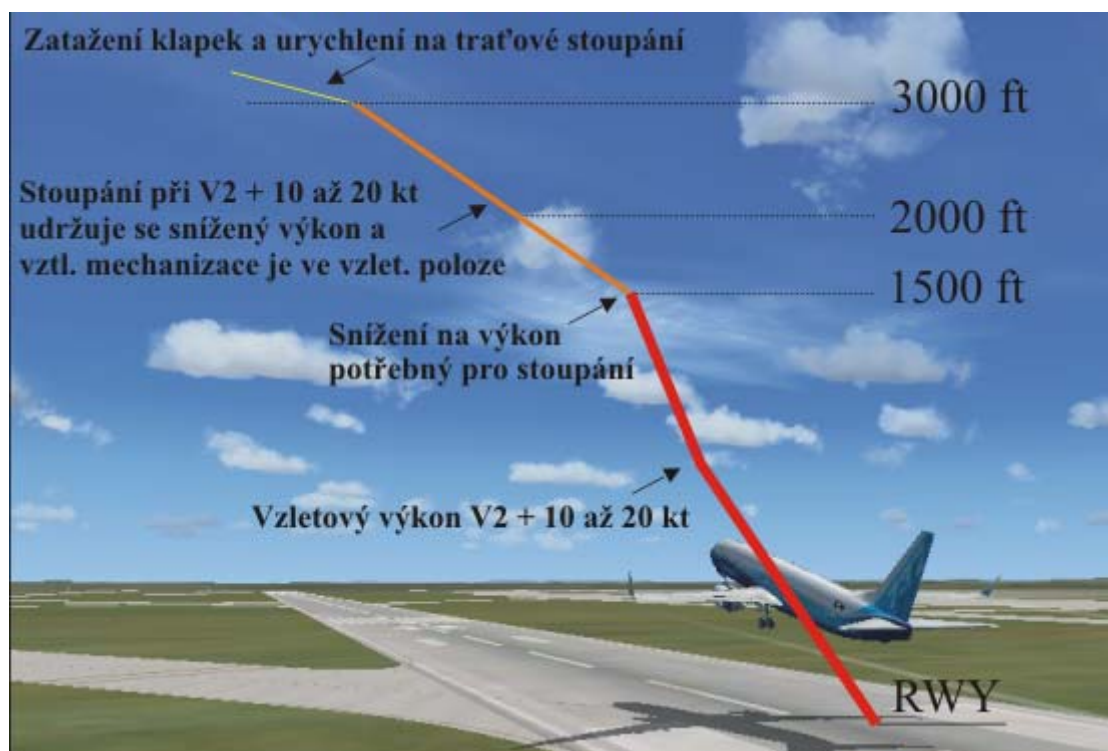
Jako vzor byly vytvořeny dva postupy A a B. Postup A má za následek snížení hluku v pozdější části vzletu, kdežto postup B poskytne snížení hluku v počáteční fázi vzletu, tedy oblasti přiléhající k letišti.

Postup A

Vzlet do výšky 1500 ft nad nadmořskou výškou letiště, který se provádí následovně:

- vzletový výkon motorů,
- klapky v poloze vzlet,
- rychlost stoupání V_2 větší o 10 až 20 kt, nebo podle omezení úhlem podélného sklonu.

Ve výšce 1500 ft nad nadmořskou výškou letiště snížit výkon motorů na hodnotu požadovanou pro stoupání rychlostí V_2 větší o 10 až 20 kt do výšky 3000 ft nad nadmořskou výškou letiště. Ve výšce 3000 ft nad nadmořskou výškou letiště urychlit letoun na rychlost požadovanou pro ustálené stoupání a po dosažení této rychlosti zasunout klapky.



Obr.9 Postup A na snížení hluku v pozdější části vzletu

Postup B

Vzlet do výšky 1000 ft nad nadmořskou výškou letiště, který se provádí následovně:

- vzletový výkon motorů,
- klapky v poloze vzlet,
- rychlost stoupání V_2 větší o 10 až 20 kt.

Ve výšce 1000 ft nad nadmořskou výškou letiště při udržení pozitivního stoupání urychlit letoun na minimální bezpečnou rychlost bez klapek (V_{ZF}) a při dosažení stanovené rychlosti zasunout klapky. Dále snížit tah v souladu s následujícím:

- u motorů s vysokým obtokovým poměrem snížit výkon pro stoupání při středním zatažení klapek,
- u motorů s nízkým obtokovým poměrem snížit výkon pro stoupání, ale ne na menší, než je nezbytný pro udržení konečného vzletového gradientu stoupání s jedním motorem mimo provoz,
- u letadel s pomalým zatahováním klapek snížit výkon při středním zatažení klapek následně od výšky 1000 ft nad nadmořskou výškou letiště do výšky 3000 ft nad nadmořskou výškou letiště pokračovat ve stoupání při rychlosti ne větší než V_{ZF} větší o 10 kt. Ve výšce 3000 ft urychlit plynule letoun na rychlost pro traťové stoupání.



Obr.10 Postup B na snížení hluku v počáteční fázi vzletu

Při vzletových postupech pro omezení vnějšího hluku musí být dodržena následující omezení:

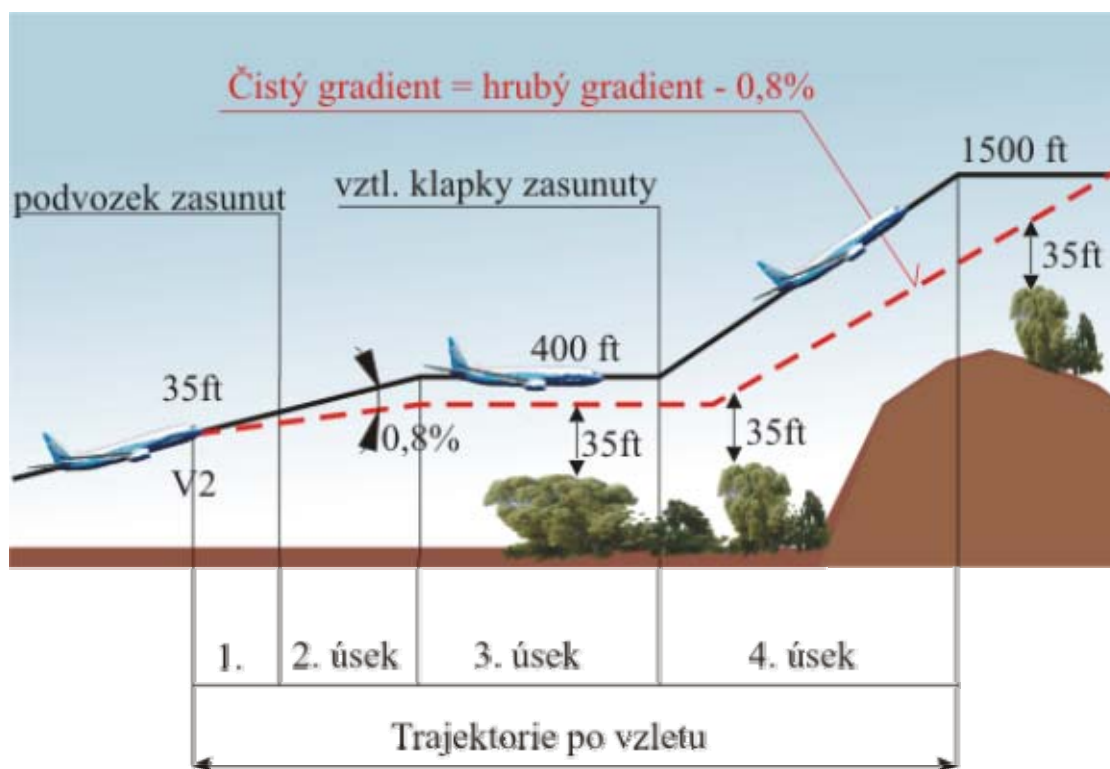
- minimální ustálená rychlost při stoupání nesmí být menší než V_2 větší o 10 kt než rychlost předepsaná v AFM, pokud je tato větší
- nesmí být překročen maximální úhel podélného sklonu letounu
- snížení výkonu motorů se nesmí použít pokud:
 - letoun nedosáhl výšky minimálně 1000 ft nad úrovní letiště,
 - není předepsáno standardní nastavení výkonu, který je dostatečný pro letoun, aby udržoval při maximální certifikované hmotnosti ustálený gradient stoupání minimálně 4% při rychlostech odpovídajících ustanovením bodů a) a b),
 - dráha letu při vzletu nezajistí, a to jak při všech motorech v činnosti, tak při vysazení motoru a doby potřebné k získání plného výkonu od zbývajících motoru(ů), přelet všech překážek pod drahou letu s požadovanou zálohou výšky.

Postupy pro omezení hluku nejsou vyžadovány nad výškou 3000 ft nad úrovní letiště.

4.5 Čistá trajektorie po vzletu

Předpis stanovuje takzvanou čistou trajektorii po vzletu (take-off flight path). Slouží opět k certifikaci letounu třídy A z hlediska výkonu při stoupání po vzletu, kdy hrubý gradient představuje skutečnou trajektorii po vzletu konkrétního letounu. Podle počtu motorů je tento hrubý gradient snížen o příslušnou hodnotu, čímž vznikne právě požadovaná čistá trajektorie po vzletu, která zaručuje, že letoun bezpečně mine překážky ve vertikální vzdálenosti nejméně 35 ft. Čistá trajektorie po vzletu začíná v bodě, v němž letoun dosáhl výšky 35 ft (10,7 m) nad RWY až do koncového bodu úplné trajektorie ve výšce 1500 ft (450 m). Takto

je definovaná úplná trajektorie po vzletu jejichž gradient stoupání je snížen v závislosti na počtu motorů.



Obr.11 Čistý gradientu stoupání pro dvoumotorové letouny.

Čistá trajektorie po vzletu je tedy závislá na počtu motorů. Postup a potřebné hodnoty pro stanovení čistého gradientu stoupání jsou uvedeny zde:

Čistý gradient stoupání = Hrubý gradient – hodnota závislá na počtu motorů

Hodnoty snížení hrubého gradientu:

- 0,8% pro 2-motorové letouny
- 0,9% pro 3-motorové letouny
- 1,0% pro 4-motorové letouny.

Vertikální odstup od překážek

Čistá trajektorie po vzletu až po bod ve výšce 1500 ft (450 m) nad povrchem vzletu nebo po bod, ve kterém je ukončen přechod ze vzletové do cestovní konfigurace, musí převyšovat překážky o 35 ft. Pokud je na odletových tratích požadován náklon větší jak 15° k vyhnutí se překážkám, tedy i požadavkům na strmější stoupání letadel, je vyžadován vertikální odstup nejméně 50 ft.

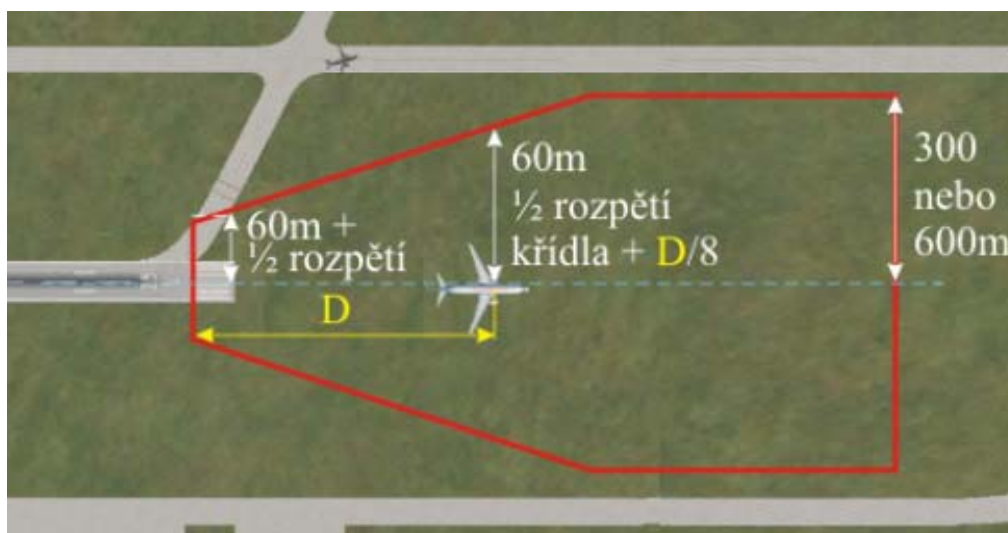
Boční odstup od překážek B

Boční odstup od překážek musí být minimálně roven:

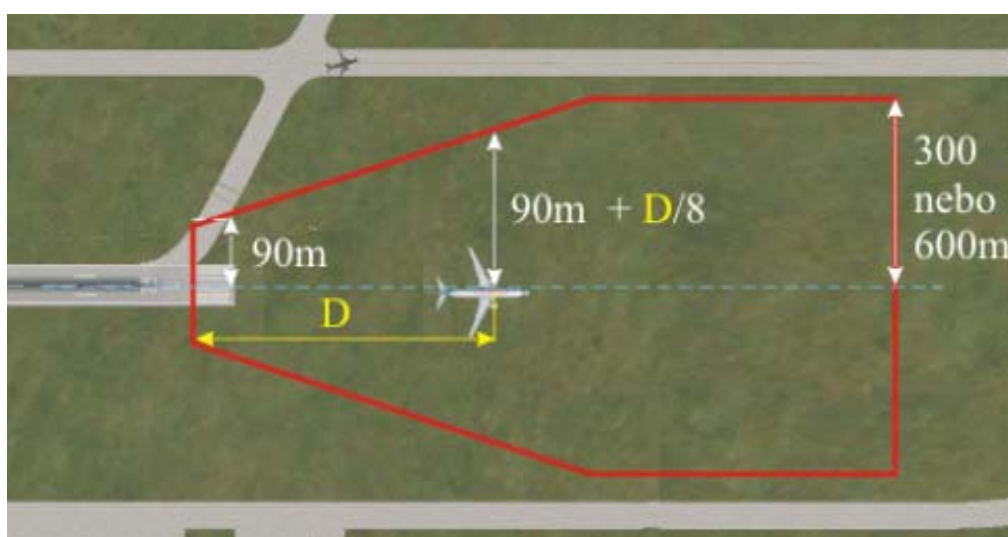
- $B = (90m + 0,125D)$, kde D je vzdálenost od použitelné délky vzletu (konce TODA) nebo
- $B = (60m + 1/2 \text{ rozpětí křídla} + 0,125D)$ – pro letouny s rozpětím křídel menším než 60 m.

Boční odstup od překážek ale nemusí být větší než:

- $B = 300\text{m}$ při změně traťového kursu o méně jak 15° , pokud je možno udržet přesnost navigace v oblasti překážek, nebo $B = 600\text{m}$ pro lety za všech ostatních podmínek.
- $B = 600\text{m}$ při změně traťového kursu o více jak 15° , pokud je možno udržet přesnost navigace v oblasti překážek, nebo $B = 900\text{m}$ pro všechny ostatní lety.



Obr.12: Boční odstup od překážek pro rozpětí menší jak 90 m



Obr.13: Boční odstup od překážek pro rozpětí větší jak 60 m

4.6 Provádění zatáček na trajektorii po vzletu

- Zatáčky nejsou povoleny pod hranici výšky rovnající se polorozpětí křídla nebo 50 ft, podle toho, která je větší

- až do výšky 400 ft, nesmí být úhel příčného sklonu větší než 15°
- Nad výškou 400 ft, nesmí být úhel příčného sklonu větší než 25°.

Zatáčky se musí provádět s ohledem na jejich vliv na požadovaný gradient stoupání a rychlosti letu. Letovou příručku je dáno snížení gradientu stoupání při provádění zatáčky s náklonem 15° při rychlosti letu V_2 .

Pro větší úhly příčného sklonu v zatáčce je nutné zvážit další snížení gradientu a to následovně:

- Při náklonu 20° dvojnásobné snížení gradientu stoupání a rychlosti $V_2 + 5$ kt
- při náklonu 25° trojnásobné snížení gradientu stoupání a rychlosti $V_2 + 10$

4.7 Analýza trajektorie po vzletu

Podrobné data a bližší specifikaci trajektorie po vzletu jsou uvedeny v Letové příručce. Provozní příručka obsahuje zjednodušenou formu (diagram) pro rychlou analýzu trajektorie po vzletu s ohledem na podmínky letu a zajištění bezpečné výšky nad překážkami.

Tento diagram uvedený v příloze č.1 pro rychlý odhad maximální vzletové hmotnosti pro případ, že klimatizace je při vzletu zapnutá. Výška překážky musí být stanovena vzhledem k nejnižšímu bodu RWY, abychom byli na bezpečné straně při uvážení sklonu RWY.

Takeoff Obstacle Limit Weight

Flaps 5

Sea Level, 30°C & Below, Zero Wind

Based on engine bleed for packs on and anti-ice off

Reference Obstacle Limit Weight (1000 KG)

OBSTACLE HEIGHT (M)	REFERENCE OBSTACLE LIMIT WEIGHT (1000 KG)										
	DISTANCE FROM BRAKE RELEASE (100 M)										
	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
5	67.8	70.8									
20	61.6	65.4	68.0	69.8	71.1						
40	56.6	60.3	63.2	65.5	67.2	68.5	69.6	70.5	71.2	71.8	
60	52.8	56.6	59.6	62.0	63.9	65.5	66.8	67.8	68.7	69.5	70.1
80	49.7	53.5	56.6	59.1	61.1	62.8	64.3	65.5	66.5	67.4	68.1
100	47.1	50.9	54.0	56.6	58.7	60.5	62.0	63.4	64.5	65.5	66.3
120	44.8	48.6	51.8	54.4	56.6	58.4	60.0	61.4	62.6	63.7	64.6
140	42.8	46.6	49.7	52.4	54.6	56.5	58.2	59.6	60.9	62.0	63.0
160	41.0	44.8	47.9	50.6	52.9	54.8	56.5	58.0	59.3	60.5	61.5
180	39.4	43.1	46.3	48.9	51.2	53.2	55.0	56.5	57.8	59.0	60.1
200		41.6	44.7	47.4	49.7	51.7	53.5	55.1	56.5	57.7	58.8
220		40.2	43.3	46.0	48.3	50.4	52.1	53.7	55.2	56.4	57.6
240		38.9	42.0	44.7	47.0	49.1	50.9	52.5	53.9	55.2	56.4
260			40.8	43.5	45.8	47.8	49.7	51.3	52.8	54.1	55.3
280			39.7	42.3	44.6	46.7	48.5	50.2	51.7	53.0	54.2
300				41.3	43.5	45.6	47.4	49.1	50.6	52.0	53.2

When using line-up allowances the obstacle distance from brake release must be reduced by the ASDA adjustment.

Obstacle height must be calculated from lowest point of the runway to conservatively account for runway slope.

Obr. 14 Rychle určení maximální vzletové hmotnosti s ohledem na převýšení nad překážkami u Boeingu 737

4.8 Průběh trajektorie po vzletu

Následuje shrnutí průběhu vzletu a segmentů trajektorie po vzletu. Je to snaha o ucelení složitého výkladu požadavku předpisu na trajektorii po vzletu. A v podstatě shrnuje všechny doposud uvedená fakta, která jsou pro lepší představu doplněná o obrázky. Jde o přibližnou ilustraci vzletu, který musí absolvovat letoun požadující certifikaci dle předpisu CS-25.

Přehled rychlostí:

V_1 - rychlost rozhodnutí: představuje mezní rychlost, při které se pilot rozhoduje zda bude pokračovat ve vzletu s jednou pohonnou jednotkou vysazenou nebo vzlet přeruší a začne intenzivně brzdit. V ideálním případě to je rychlost při vysazení kritické pohonné jednotky, při níž je délka pokračujícího vzletu s vysazeným motorem stejná jako délka přerušeného vzletu. Ve skutečnosti, při uvážení reakční doby pilota (asi 2 s) se od sebe liší.

V_{EF} – rychlost vysazení motoru: rychlost při níž se předpokládá vysazení kritické pohonné jednotky.

V_R – rychlost rotace: nejmenší možná lineární rychlost, při které je pilot schopen pomocí orgánu podélného řízení vyvolat klopivý moment. U letounu s příďovým podvozkem je tato rychlost nazývaná rychlost nadzvednutí příďového kola. Tím se letoun přivádí na vyšší úhel náběhu během rozjezdu.

V_{LOF} – skutečná rychlost odpoutání: je to skutečná rychlost při níž dojde k odlepení letounu od RWY.

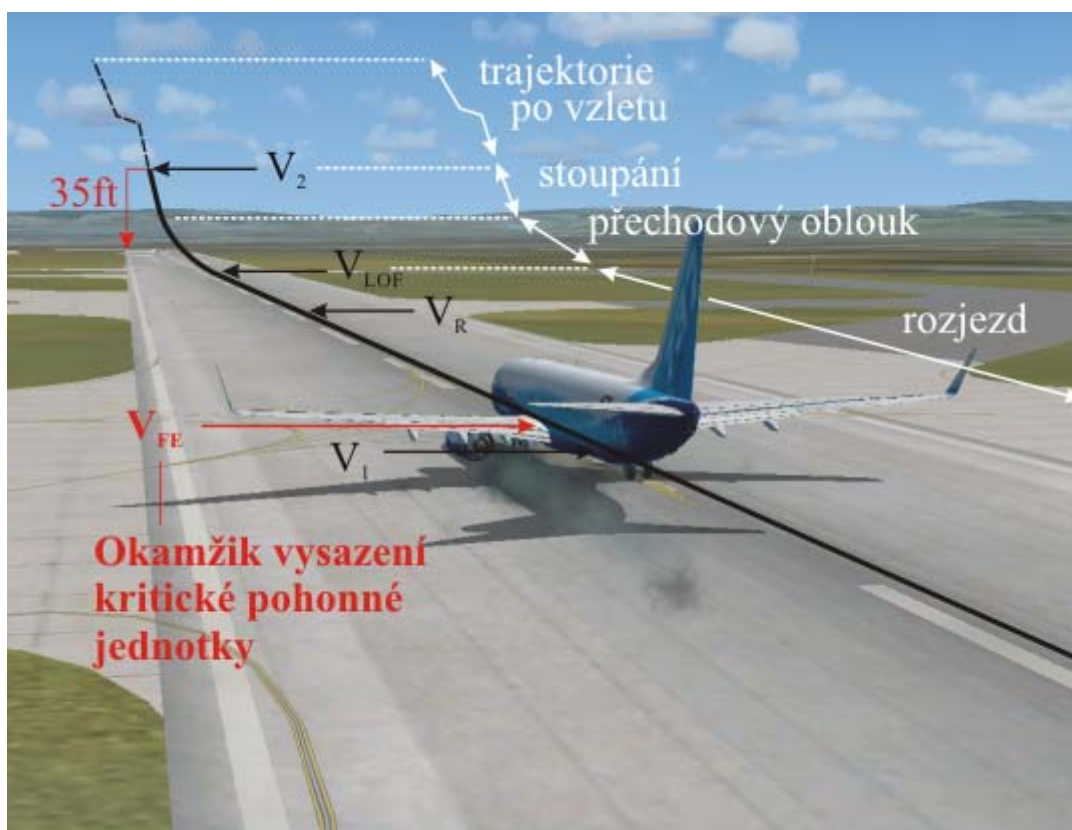
V_2 – bezpečná rychlost vzletu: které musí být nejpozději dosaženo ve výšce překážky $h_P = 35$ ft u letounu výkonnostní třídy A. Bezpečná rychlost vzletu musí splňovat určité relace vzhledem k minimální pádové rychlosti a současně vzhledem k minimální rychlosti řiditelnosti. Tyto relace závisí na druhu a počtu pohonných jednotek.

V_3 – finální rychlost: ustálená rychlost pro počáteční stoupání, což je většinou bezpečná rychlost vzletu V_2 + přídavek.

Kritická pohonná jednotka: tímto termínem označujeme ten motor, který při vysazení způsobí nejnepříznivější rušivý zatáčivý a klonivý moment. Proto vysazení této kritické pohonné jednotky ještě o něco zvyšuje nárok na pilotáž při letu s jedním vysazeným motorem. Z těchto důvodů je požadováno, aby v Letové příručce daného letounu bylo vždy uvedeno, která pohonná jednotka je považována za kritickou.

Vzlet

Pozemní část vzletu začíná rozjezdem, kdy je letadlo od bodu uvolnění brzd urychlováno až do rychlosti odpoutání, přičemž mine rychlost rozhodnutí V_1 , ve které v teoreticky ideálním případě dojde k vysazení kritické pohonné jednotky, takzvaná rychlost vysazení motoru V_{FE} (obr.15). Kritická pohonná jednotka zůstane nefunkční po celý zbytek vzletu. Letoun tedy dále pokračuje ve vzletu. K nadzvednutí předového kola nesmí dojít dříve než je dosaženo rychlosti rotace V_R . Ke skutečnému odpoutání dojde při rychlosti odpoutání V_{LOF} , kdy dochází ke zvyšování úhlu náběhu a přechodu do stoupání. Tato fáze se nazývá přechodový oblouk a je to nejkritičtější fáze vzletu právě kvůli značnému zvětšování úhlu náběhu. Letoun se dále urychluje na bezpečnou rychlost vzletu V_2 . Tato trajektorie zrychlování po vzletu by měla mít v každém bodě pozitivní sklon vůči RWY. Rychlosti V_2 musí být nejpozději dosaženo ve smluvní výšce 35 ft nad RWY. Tento bod udává celkovou délku vzletu a v podstatě znamená začátek prvního segmentu trajektorie po vzletu.



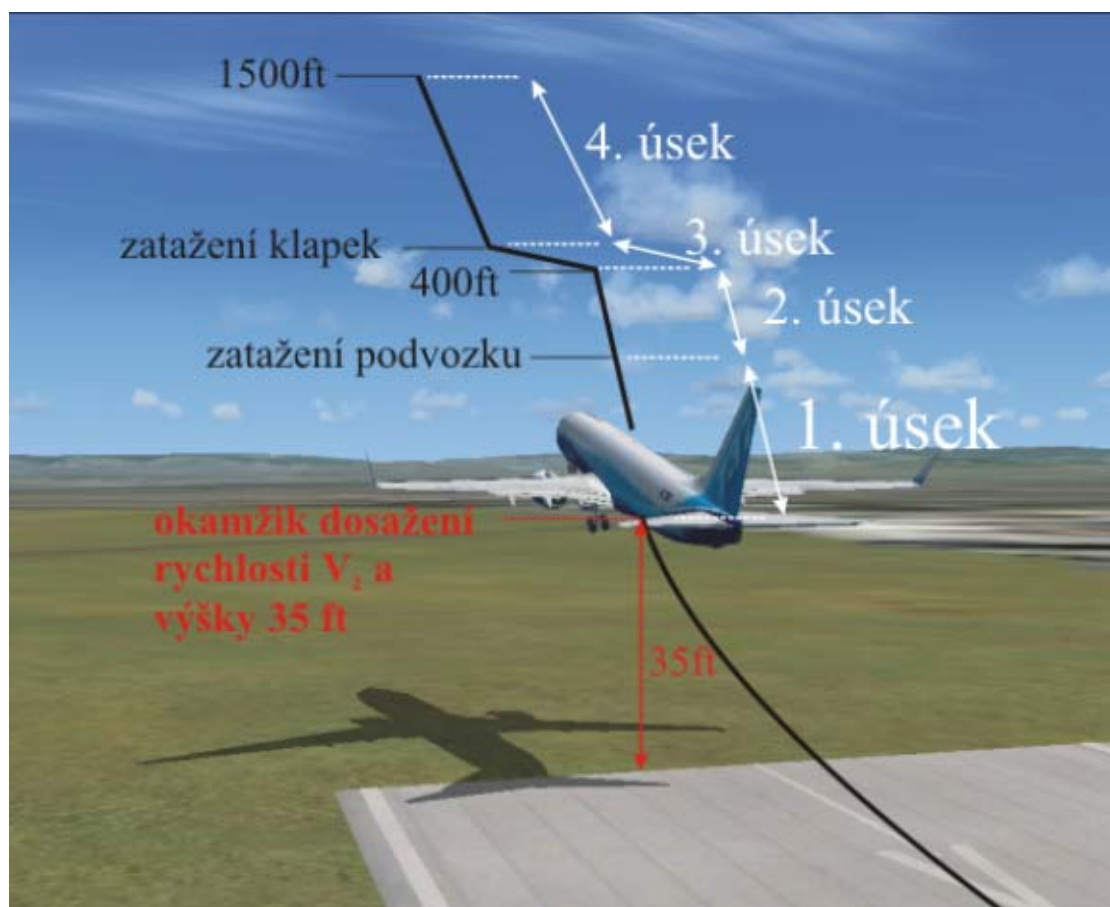
Obr.15 Okamžik vysazení motoru při rychlosti V_{FE}

První segment

První úsek trajektorie po vzletu tedy začíná poté co je letoun urychlen na rychlost V_2 a je dosaženo smluvní výšky 35 ft nad RWY (obr.16). Letoun dále pokračuje ve stoupání touto rychlostí při maximálním vzletovém režimu motoru a se vztlačovými klapkami v poloze pro vzlet. Podvozek je stále vysunut. Jakmile je indikována pozitivní vertikální rychlost stoupání (positive rate of climb) je iniciováno zasouvání podvozku. Jakmile je podvozek zasunut, začíná druhý segment trajektorie po vzletu. V prvním segmentu je vlivem vysunutí vztlačové

mechanizace a podvozku značně omezena stoupavost letounu, proto mají požadované minimální gradienty stoupání pro tento úsek nejnižší hodnotu.

V průběhu celého prvního úseku je tedy předpisy požadován minimální gradient stoupání závislý na celkovém počtu motoru letounu, pod jehož hodnoty nesmí skutečný gradient stoupání u dopravních letounů výkonnostní třídy A s vysazenou kritickou pohonnou jednotkou nikdy klesnout. Tyto hodnoty byly uvedeny v tabulce 3. A rovněž je zde požadavek, který platí jak pro první, tak pro všechny zbývající úseky trajektorie po vzletu na vertikální a boční odstup od překážek z hlediska čisté trajektorie po vzletu, jak již bylo také zmíněno.

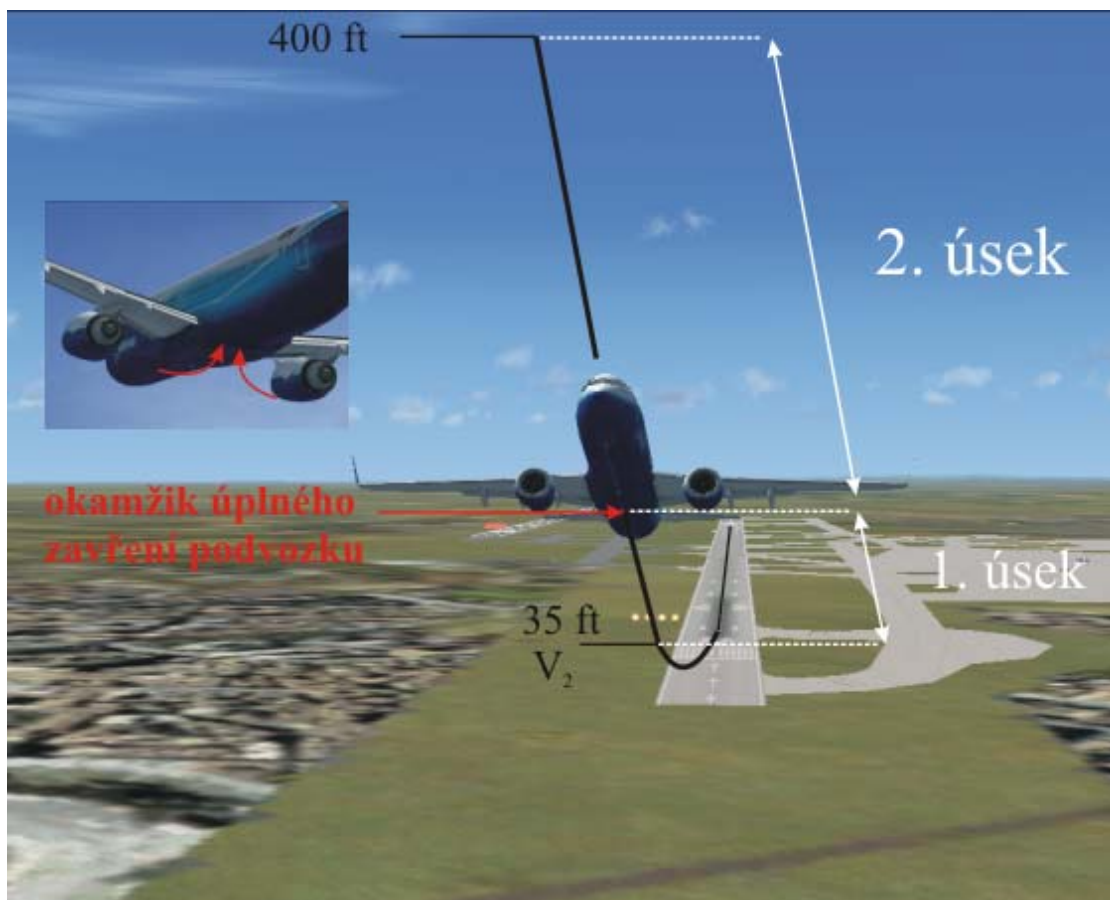


Obr.16 Letoun vstupuje do prvního úseku trajektorie po vzletu

Druhý segment

Za počátek druhého segmentu trajektorie po vzletu je považován okamžik dokončení zavírání podvozku. Kromě úplně zasunutého podvozku (obr.17) se druhý segment nějak výrazně neliší od prvního. Letoun nadále stoupá rychlosti V_2 při maximálním vzletovém režimu motoru a s vysunutou mechanizací pro vzlet nejméně do výšky 400 ft nad místem vzletu, kde letoun přechází do horizontálního letu. Což je již počátek třetího segmentu trajektorie po vzletu. Předpisu CS-25 je výslovně napsáno, že do výšky 400 ft nad RWY nesmí dojít kromě zavření podvozku k žádné změně v konfiguraci nebo režimu motoru.

Minimální gradienty požadované v druhém úseku trajektorie po vzletu jsou rovněž uvedeny v tabulce 3.

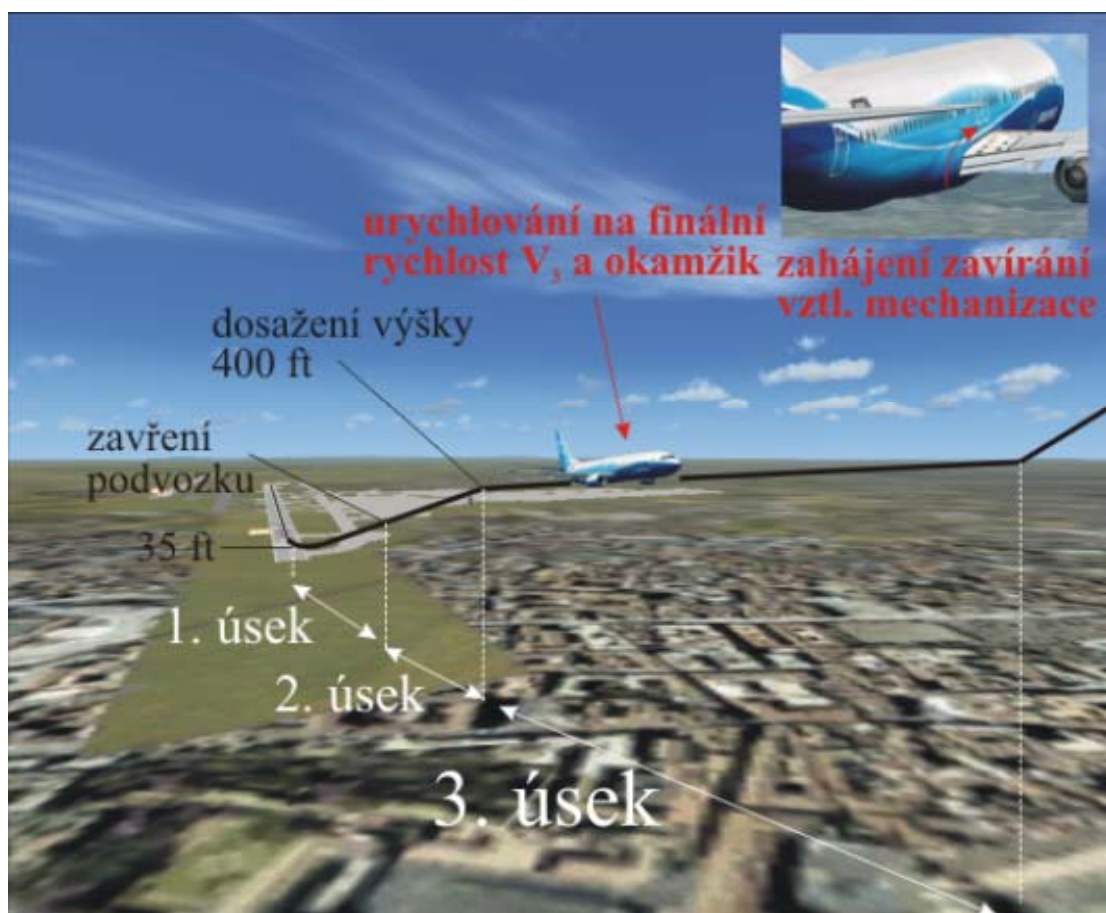


Obr.17 Letoun vstupuje do druhého úseku trajektorie po vzletu

Třetí segment

Třetí segment trajektorie po vzletu slouží zejména k urychlení letounů z rychlosti V_2 na finální rychlost V_3 pro počáteční stoupání do cestovní hladiny (obr.18). Proto je téměř veškerý přebytek tahu spotřebován na zrychlení letounu na úkor stoupání. Letoun tedy pokračuje takřka horizontálním letem (v praxi jen o něco sníženým stoupáním) maximálním vzletovým režimem motoru a je započato zasouvání vztlačových klapek. Jelikož trajektorie třetího segmentu probíhá nejméně 400 ft nad RWY, jsou již za normálních okolností od této výšky povoleny zatáčky po vzletu s náklonem větším než 15° .

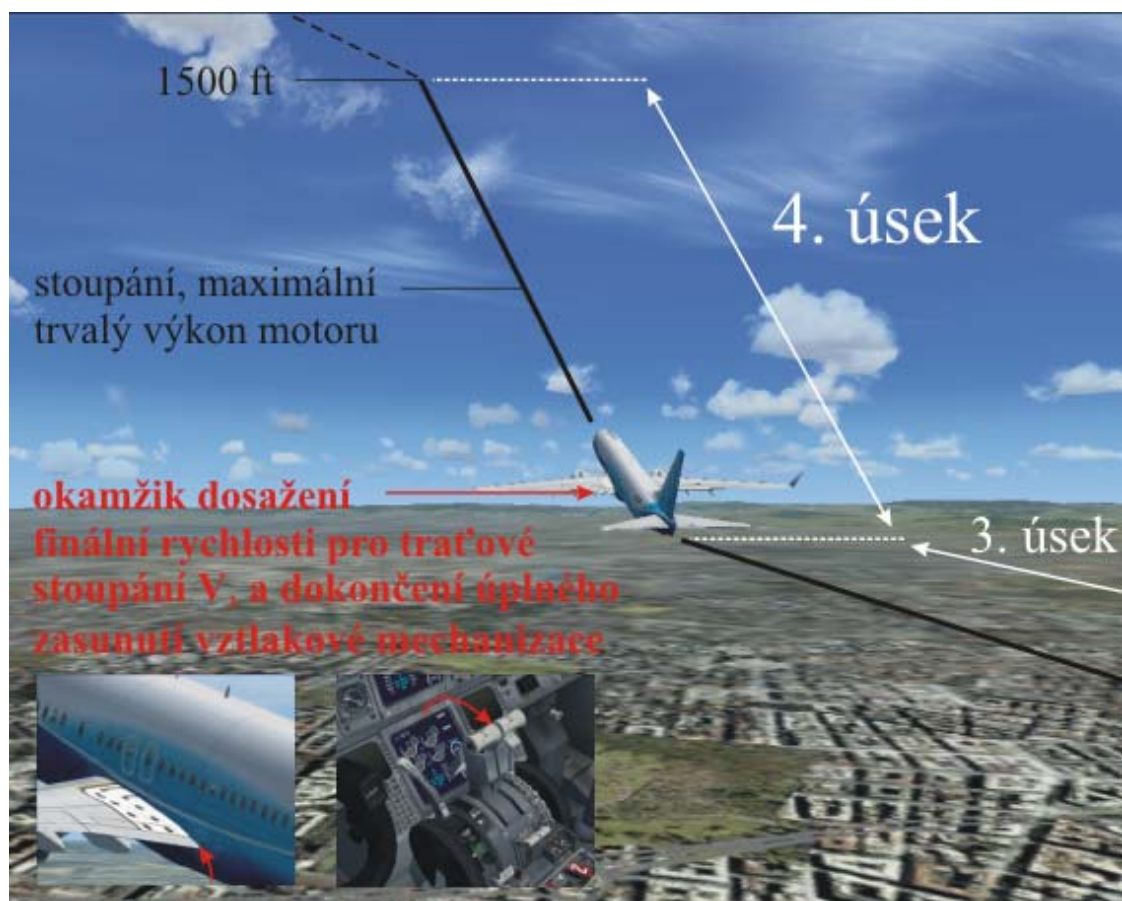
Minimální gradienty pro tento segment uvedené v tabulce 3 jsou tedy teoretické a odpovídají využitelnému zrychlení.



Obr.18 Letoun urychlující se na traťové stoupání ve třetím úseku

Čtvrtý finální segment

Okamžik dokončení zasouvání vztlačové mechanizace a dosažení finální rychlosti V_3 je považován za začátek posledního takzvaného finálního úseku trajektorie po vzletu (obr.19). V této části je tedy podvozek a mechanizace zasunutá a režim motoru je upraven na maximálně trvalý pro rychlost počátečního stoupání V_3 do cestovní hladiny. Čtvrtý úsek tedy končí po přechodu ze vzletové do takzvané čisté konfigurace nebo po dosažení výšky 1500 ft nad RWY vzletu podle toho co přijde později. Následuje stoupání do cestovní hladiny. Minimální gradienty stoupání pro finální úsek jsou opět uvedeny v tabulce 3.



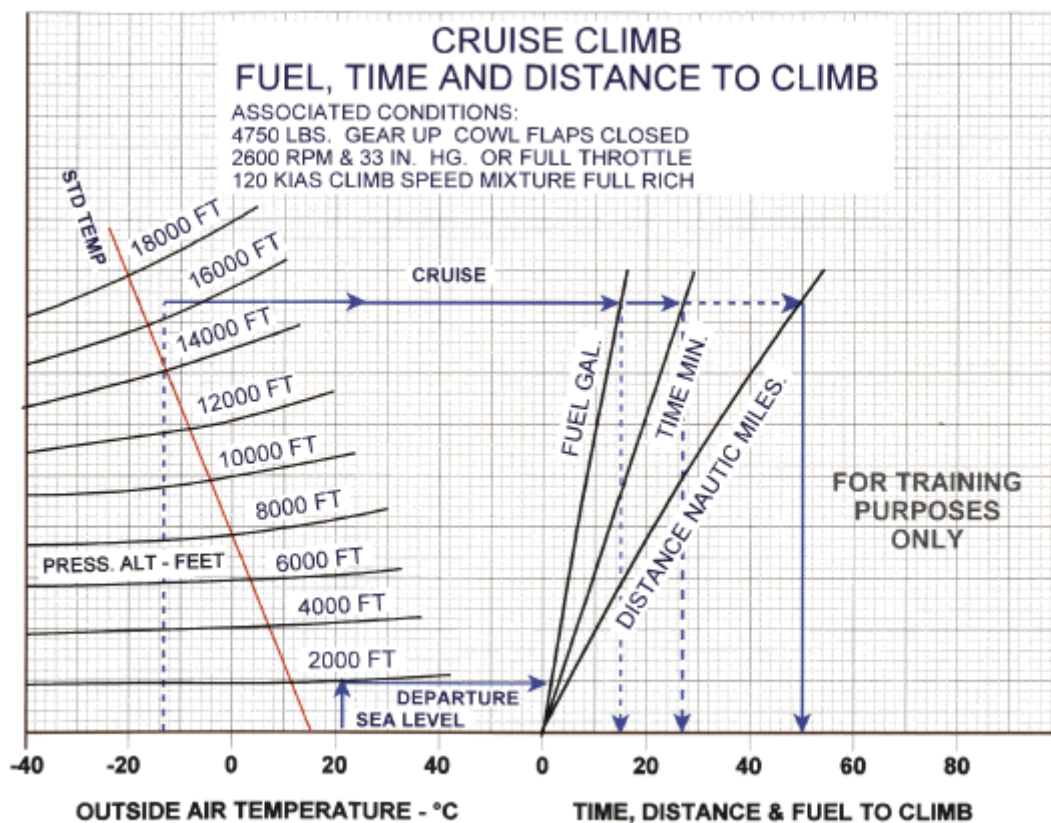
Obr.19 Letoun dosáhl rychlosti V_3 pro počáteční stoupání na trati a vztlaková mechanizace je plně zasunuta

5. STOUPÁNÍ DO CESTOVNÍ VÝŠKY

Po trajektorii úplného vzletu následuje úsek stoupání do cestovní hladiny, kdy je již letoun urychlen na finální rychlost pro počáteční stoupání V_3 , režim motoru je nastaven na maximální trvalý a je převeden do cestovní konfigurace, kdy je veškerá mechanizace zasunuta. Parametry stoupání musí být určeny pro všechny hmotnosti letounu, všechny výšky a musí ležet v provozních limitech, stanovených na letounu s nejnepříznivější polohou těžiště.

5.1 Plánování stoupání

Pro plánování stoupání do cestovní hladiny je nejdůležitější znát čas, vzdálenosti a spotřebu paliva pro nastoupání do cestovní výšky. V letových příručkách se pro úsporu času využívá takzvaných složených grafů, kdy lze rychle odečíst potřebný čas nastoupání dané hladiny, uletěnou vzdálenost během stoupání a spotřebu paliva. Tento graf se nazývá „Time, Fuel and distance to climb“, Obr. 20.



Obr. 20 Graf pro výpočet času, vzdálenosti a spotřeby paliva při stoupání do cestovní hladiny

Tabulka pro získání těchto hodnot, platná pro boeing 777, je součástí přílohy (příloha 2).

Postupné stoupání tento postup patří již do oblasti cestovního letu v hladině, ale protože to je v jistém smyslu také stoupání do cestovní hladiny, tak je zde uvedeno. Dovoluje tak, jak ubývá během letu v hladině palivo postupně stoupat do optimální cestovní hladiny. Z hlediska

výkonů a s tím spojenou ekonomiku letu. V grafu „stepped climb“, je zohledněno množství úbytku paliva a je platný pro určitý rozsah výškových kroků nad optimální cestovní hladinu.

LONG RANGE CRUISE STEP CLIMB FUEL AND TIME

Step Climb Total Fuel And Time Required

AIR DIST (NM)	TRIP FUEL (1000 LB)					TIME (H:M)
	LANDING WEIGHT (1000 LB)					
	300	350	400	450	500	
800	20.4	22.2	24.5	26.9	29.3	1:51
1200	29.2	31.6	35.1	38.5	42.4	2:41
1600	38.0	41.2	46.0	50.5	55.8	3:31
2000	47.0	51.0	57.1	62.8	69.4	4:21
2400	55.9	61.0	68.4	75.4	83.3	5:11
2800	65.0	71.2	79.9	88.3	97.5	6:01
3200	74.3	81.8	91.7	101.6	112.1	6:50
3600	83.8	92.5	103.7	115.1	127.1	7:40
4000	93.4	103.6	116.1	129.0	142.4	8:30
4400	103.2	114.8	128.8	143.1	158.0	9:19
4800	113.3	126.2	141.8	157.5	174.0	10:08
5200	123.6	137.9	155.1	172.3	190.3	10:58
5600	134.2	149.9	168.8	187.5	207.0	11:47
6000	145.0	162.1	182.7	203.1	224.1	12:36
6400	156.0	174.8	196.9	217.0	241.6	13:26
6800	167.3	187.7	211.4	235.2	259.6	14:15
7200	178.9	200.9	226.3	251.9	278.2	15:04
7600	190.6	214.4	241.6	268.8	297.3	15:54
8000	202.6	228.3	257.3	286.2	317.0	16:43

Based on 310/.84 climb, LRC, and .84/310/250 descent.

Valid for all pressure altitudes with 4000 ft. step climb to 2000 ft. above optimum altitude.

Obr.21 Tabulka postupného stoupání do optimální cestovní hladiny z Letové příručky Boeingu 777

5.1.1 Provozní stoupání do cestovní výšky

Běžné stoupání do cestovní výšky je obvykle prováděno vhodně stanovenou ekonomickou rychlostí (high speed climb), která je většinou vyšší než rychlost pro maximální vertikální rychlost stoupání. Pokud je limitním faktorem množství paliva, může být stoupání uskutečněno rychlostí pro nejlepší hospodaření s palivem (long range climb speed), ta se nachází někde mezi rychlosti pro nejekonomičtější stoupání a rychlosti pro maximální gradient stoupání. Rychlosti jsou rovněž voleny tak, aby byly co nejsnadněji dodrženy piloty s dostupným vybavením. I když v současné době automatických systému řízení letu je tato činnost snadnější, kdy je neustále sledována a integrována aktuální rychlost stoupání a z ní vypočítáván čas, vzdálenost, spotřeba paliva při stoupání do libovolné hladiny.

Optimální letová hladina se dá nalézt z grafu v Letových příručkách, kdy je zohledněna hmotnost letounu a různé režimy letu v hladině.

5.1.2 Vztah mezi rychlostí a Machovým číslem při stoupání

Doporučený postup pro stoupání se provádí obvykle při konstantní rychlosti letu IAS v malých nadmořských výškách, zatímco ve velkých výškách se stoupání provádí při konstantním Machově čísle. Je ovšem třeba vzít v úvahu fakt, že při stoupání konstantní

rychlosti letu IAS bude růst skutečná rychlost letu vůči vzduchu TAS. Tím poroste i Machovo číslo. Tak vzniká nebezpečí překročení kritického Machova čísla.

Jakmile je tedy dosaženo požadovaného Machova čísla, stoupání pokračuje při tomto konstantním Machově čísle. Tady si je zase třeba uvědomit, že udržování konstantního Machova čísla vede ke snižování indikované rychlosti letu IAS a současně dochází k poklesu skutečné rychlosti letu TAS.

5.2 Stoupání s jedním nepracujícím motorem

Postupy pro stoupání s jedním nepracujícím motorem jsou uvedeny v Letové příručce a to v části „Nouzové postupy,“. Posádka je používá zpracované ve formě takzvaných checklistů, kde jsou přesně stanoveny jednotlivé kroky pro řešení vzniklé nouzové situace. Použití těchto údajů je principiálně shodné s postupy pro běžné stoupání se všemi motory v chodu. Ovšem při stanovení bezpečné rychlosti stoupání s nepracujícím motorem je zvážen nejen vliv snížení tahu, ale také zvýšení odporu kvůli:

- mlýnkovému efektu pohyblivých částí nepracujícího motoru, kdy je velké množství energie spotřebováno na roztáčení právě těchto dílů vlivem proudění vzduchu
- odporu zaprporované vrtule
- zvýšenému odporu směrovky a křidélek vyvolané zásahem proti účinkům nepracujícího motoru

Je třeba mít neustále na paměti, že předepsané rychlosti stoupání je třeba velmi pečlivě dodržovat, kvůli podstatně menšímu přebytku tahu (zejména u dvou motorových letounů, ztráta přibližně 50% tahu). A každá odchylka od stanovených rychlostí vede k jeho dalšímu snižování, čímž se silně ovlivňuje stoupací rychlost a tím i doby dosažení potřebných letových hladin. Dostup letounu s jedním nepracujícím motorem je výrazně snížen. Toto je rovněž zpracováno v Letové příručce.

5.3 Zlepšení výkonu při stoupání po vzletu

Pokud je k dispozici dostatečně dlouhá dráha, může být zvýšen hmotnostní limit pro stoupání využitím větší délky rozjezdu, kdy je letoun urychlen na větší rychlost vzletu a tím pádem i vyšší rychlost využitelnou pro stoupání. Tímto postupem lze zvýšit gradienty stoupání po vzletu, čímž se zvýší rovněž hmotnostní limity pro stoupání a hmotnostní limity s ohledem na převýšení nad překážkami. Tento postup souvisí s postupem pro stanovení nejvhodnější výchyly vztlačových klapek, kdy je nalezena kompromisní (snížená) výchyly vztlačové mechanizace pro zlepšení gradientů stoupání po vzletu (obr.22). Toto je standardní postup uvedený v provozních postupech leteckých společností pro dopravní letouny.



Obr.22 Zlepšení výkonu ve stoupání

6. ZÁVĚR

Tak jako všechny předpisy, tak i předpis CS-25 je napsán nepříliš zajímavou právníčkou a špatně čitelnou formou. Na malém prostoru je vtěsnáno velké množství informací, které nejsou v mnoha případech chronologicky řazené, navíc jednotlivá fakta a definice již nejsou blíže rozebírány, jelikož se předpokládá jistá znalost této problematiky.

Předpis CS-25 obsahuje certifikační standardy, které se týkají všech fází letu velkých dopravních letounů. Tato práce se však věnuje pouze požadavkům, týkajících se trajektorie po vzletu a stoupání na trať.

Snahou tedy bylo rozebrat a následně sjednotit složitý výklad části předpisu a převést ho do srozumitelné podoby. Čtenář je postupně seznámen se všemi potřebnými fakty a definicemi, které by mu měly pomoci blíže pochopit jednotlivé požadavky předpisu. Vše je pokud možno doplněno názornými a vysvětlujícími obrázky a grafy, které by měly rovněž přispět ke snadnějšímu pochopení dané problematiky.

Samotný předpis CS-25 zaručuje opravdu vysokou míru bezpečnosti. Svými požadavky nutí výrobce velkých dopravních letounů k výrobě velmi výkonných a spolehlivých strojů. Letoun musí projít sérií zkoušek, které ho prověří ve všech možných situacích, které mohou nastat v jednotlivých fázích letu. Získat certifikaci výkonnostní třídy A tedy není vůbec jednoduché. Jelikož letecká doprava je nerozšířenějším způsobem přepravy vůbec a milióny lidí denně po celém světě využívá jejich služeb, jsou tyto požadavky víc než oprávněné.

7 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Literatura:

- [1] DANĚK, V. *Výkonnost*. Učební text pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1, pro předmět 032.
Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006. 144 s. ISBN: 80-7204-446-X.
- [2] DANĚK, V., FILÁKOVSKÝ, K. *Základy letu*. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1, pro předmět 081.
Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006. 314 s. ISBN: 80-7204-449-4.
- [3] OXFORD, JEPPESEN. *Mass&balance and performance*. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1.
Frankfurt: Jeppesen GmbH, 2001. 351 s. ISBN: 0-88487-285-8
- [4] OXFORD, JEPPESEN. *Flight planning and monitoring*. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1.
Frankfurt: Jeppesen GmbH, 2001. 509 s. ISBN: 0-88487-285-8
- [5] CHLEBEK, J., DVOŘÁK. *Letecký zákon a postupy ATC*. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1, pro předmět 010.
Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006. 484 s. ISBN: 80-7204-439-7.
- [6] FRYNTA A KOL. *Plánování letu a monitorování letu*. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL(A) dle předpisu JAR-FCL 1, pro předmět 033.
Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2006. 180 s. ISBN: 80-7204-501-3.
- [7] EASA (European Aviation Safety Agency). *Certification Specifications For Large Aeroplanes CS-25*. 2004, 541 s.
- [8] CONTINENTAL AIRLINES. *Boeing 777 Airplane Flight Manual*. 2002. 2129 s.
- [9] THE BOEING COMPANY. *Boeing 737 Fligh Crew Operation Manual*. 2007. 1738 s.

Odkazy na internetové stránky:

<http://adg.stanford.edu/aa241/perormance/climb.html>

<http://easa.europa.eu>

Počítačový software:

Microsoft Flight Simulator X

8 SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Zkratky:

CS	Certificate Standards	certifikační standardy
EASA	European Aviation Safety Agency	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
IAS	Indicated Airspeed	indikovaná vzdušná rychlost
ICAO	International Civil Aviation Organization	
JAA	Joint Aviation Authorities	
JAR	Joint Aviation Requirements	
OAT	Outside Air Temperature	teplota okolního, vnějšího vzduchu
RWY	Runway	vzletová a přistávací dráha
TAS	True Airspeed	pravá vzdušná rychlost

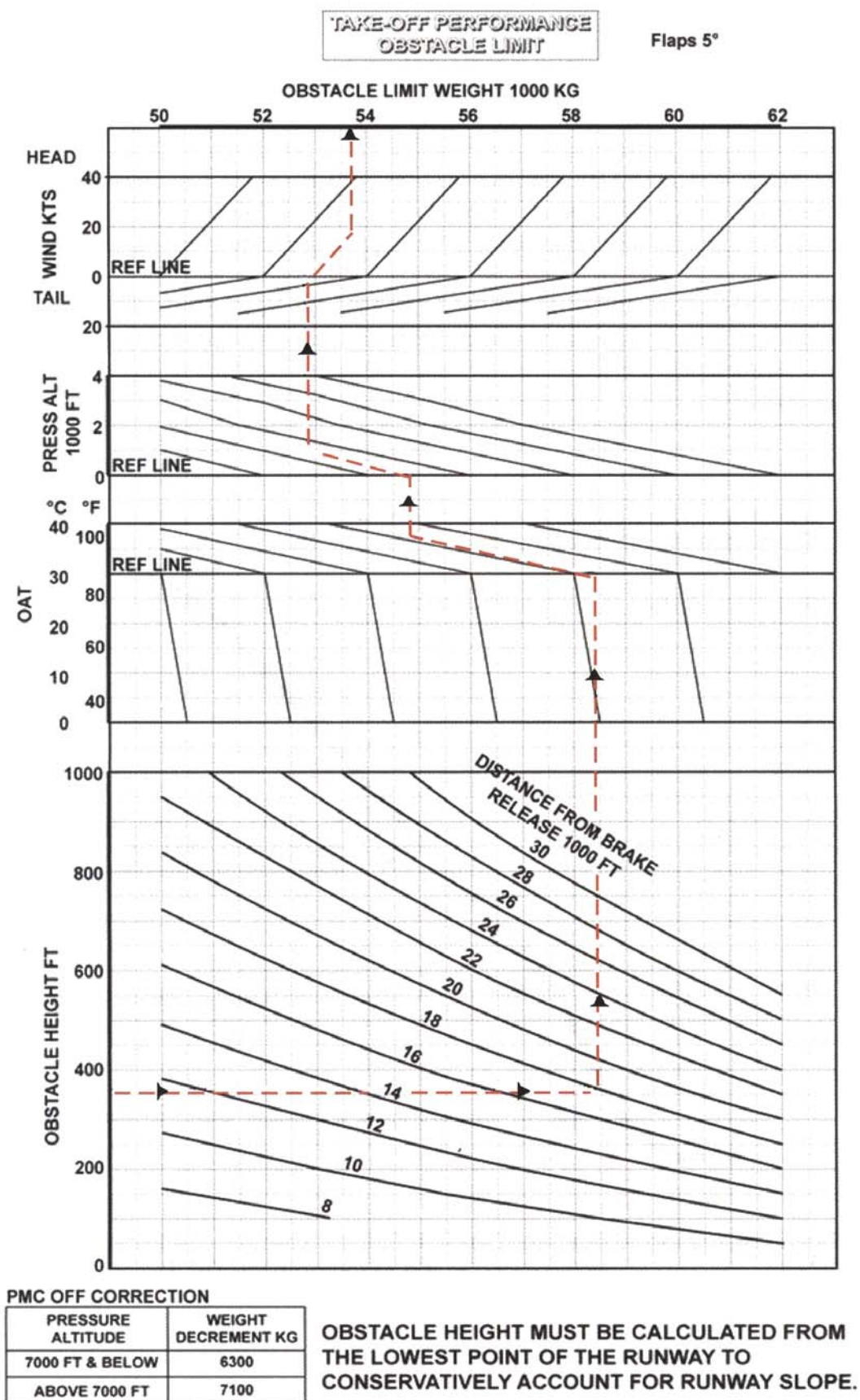
Symboly:

Osa x_a	- odporová osa
Osa z_a	- vztlačková osa
C_D	- součinitel odporu
C_L	- součinitel vztlaku
F	- tah motoru
F_P	- potřebný tah
F_V	- využitelný tah
D	- odpor
G	- tíhová síla letounu
H	- geopotenciální výška letu
h_p	- smluvní výška nad překážkou
i_C	- počet cestujících
i_M	- počet motorů
m_0	- maximální vzletová hmotnost
P_P	- potřebný výkon
P_V	- využitelný výkon
R^A	- výsledná aerodynamická síla draku
S	- vztažná plocha křídla
$\vec{V}$	- vektor rychlosti
α	- úhel náběhu letounu
γ	- sklon dráhy letu
$\hat{\gamma}$	- gradient stoupání
φ_F	- úhel nastavení tahu
ρ	- hustota vzduchu

Rychlosti:

V_1	- rychlost rozhodnutí
V_2	- bezpečná rychlost vzletu
V_{2min}	- minimální bezpečná rychlost vzletu
V_3	- ustálená rychlost počátečního stoupání se všemi motory
V_{EF}	- rychlost vysazení motoru
V_{LOF}	- skutečná rychlost odpoutání letounu od vzletové dráhy
V_{MCA}	- minimální rychlost říditelnosti při stoupání při vzletu
V_{MCG}	- minimální rychlost říditelnosti na zemi nebo v blízkosti země
V_{MU}	- nejmenší možná rychlost odpoutání letounu od RWY
V_R	- rychlost rotace
V_{S1}	- pádová rychlost ve vzletové konfiguraci
V_{mD}	- rychlost minimálního odporu
V_X	- rychlost pro nejlepší úhel stoupání
V_Y	- rychlost pro nejlepší stoupavost
V_{ZF}	- minimální bezpečná rychlost bez klappek

PŘÍLOHY



Příloha 1 Rychlé určení maximální vzletové hmotnosti s ohledem na převýšení nad překážkami.

Max Climb Power Time, Fuel, Distance Tables

These tables show the time, fuel and distance to level off using max climb power. The tables assume a 250/310/.84M climb schedule. Enter the correct ISA table and brake release weight for the desired pressure altitude.

MAX CLIMB TIME, FUEL AND DISTANCE

Based on 250/310/.84M, full climb power, zero wind.

ISA + 10°C

PRESSURE ALTITUDE (1000 FT)		BRAKE RELEASE WEIGHT (1000 LB)						
		320	380	440	500	560	620	660
430	TIME (MIN)	15	19					
	FUEL (LB)	7200	9000					
	DIST (NM)	102	132					
410	TIME (MIN)	14	17	22				
	FUEL (LB)	6800	8500	10600				
	DIST (NM)	91	115	148				
390	TIME (MIN)	13	16	20	25			
	FUEL (LB)	6400	8000	9800	12100			
	DIST (NM)	82	103	128	163			
370	TIME (MIN)	12	15	18	22	30		
	FUEL (LB)	6100	7600	9200	11200	14900		
	DIST (NM)	74	92	114	142	198		
350	TIME (MIN)	11	14	17	20	26	31	
	FUEL (LB)	5800	7200	8800	10600	13600	15600	
	DIST (NM)	68	84	104	127	169	200	
330	TIME (MIN)	10	13	16	19	24	28	32
	FUEL (LB)	5600	6900	8300	10000	12700	14400	16600
	DIST (NM)	62	77	95	116	151	175	208
310	TIME (MIN)	10	12	14	17	22	25	29
	FUEL (LB)	5300	6500	7900	9400	11900	13400	15200
	DIST (NM)	57	70	85	104	134	154	179
290	TIME (MIN)	9	11	13	16	20	22	25
	FUEL (LB)	4900	6000	7300	8700	10900	12200	13700
	DIST (NM)	50	61	74	90	115	131	151
270	TIME (MIN)	8	10	12	14	17	20	22
	FUEL (LB)	4600	5600	6700	8000	9500	11100	12500
	DIST (NM)	43	53	65	78	93	112	128
250	TIME (MIN)	7	9	11	13	15	18	20
	FUEL (LB)	4300	5200	6200	7400	8700	10200	11300
	DIST (NM)	38	46	56	67	80	96	108
230	TIME (MIN)	7	8	10	11	14	16	18
	FUEL (LB)	3900	4800	5800	6800	8000	9300	10300
	DIST (NM)	33	40	48	58	69	82	92
210	TIME (MIN)	6	7	9	10	12	14	16
	FUEL (LB)	3600	4400	5300	6300	7300	8500	9400
	DIST (NM)	28	34	41	49	58	69	78
180	TIME (MIN)	5	6	7	9	10	12	13
	FUEL (LB)	3200	3900	4700	5500	6400	7400	8100
	DIST (NM)	22	27	32	39	45	54	60
100	TIME (MIN)	3	3	4	5	5	6	7
	FUEL (LB)	1900	2300	2700	3200	3700	4200	4500
	DIST (NM)	7	9	11	13	15	18	20

Příloha 2 Tabulka pro výpočet času, vzdálenosti a spotřeby paliva při stoupání do cestovní hladiny z Letové příručky Boeingu 777