



INŽENÝRSKÁ MECHANIKA 2005

NÁRODNÍ KONFERENCE

s mezinárodní účastí

Svratka, Česká republika, 9. - 12. května 2005

AIRPLANE LEVEL TURN AT REGIMES OF THRUST DEFICIT

J.Salga*

Summary: *In this paper relations of a time deceleration an unsteady horizontal banked turn and corresponding flight direction change are derived. Time and angle are considered from the beginning of the turn up to the deceleration to the minimum speed. Turn is performed at such load factor when required thrust exceeds available one a thrust deficit causes airplane deceleration. Solution in dimensionless shape is based on analytical integration of the motion equations for airplane as mass point. Engine characteristics are expressed by available thrust constant with speed. Aerodynamic characteristics are expressed by parabolic polar curve limited by maximum value of the lift coefficient. Formulas are completed due generalizing diagrams to calculations make easier.*

1. Úvod

Nejběžnějším manévrem letounu při změně směru letu je vodorovná zatáčka. Manévrovací možnosti v průběhu zatáčení ovlivňuje především velikost náklonu letounu posuzovaná rovněž tzv. vztakovým násobkem. V zatáčce je letoun přiveden na větší úhel náběhu ve srovnání s vodorovným přímočarým letem stejnou rychlostí. Vede to nejen ke zvýšení vztlaku letounu, ale i ke zvýšení jeho odporu. Má-li zůstat rychlost zatáčení stálá, musí být vzrůst odporu uhrazen zvýšením tahu pohonné jednotky.

Probíhá-li zatáčka s většími vztakovými násobky, které se udržuje v průběhu zatáčení stálé, nestačí často ani plná přípust' pohonné jednotky uhradit výrazný vzrůst odporu letounu. Značná brzdicí síla pak zpomaluje letoun po celou dobu zatáčení. Při nepozornosti pilota hrozí nebezpečí ubrzdění letounu až na pádovou rychlost. Přesto se tento manévr často využívá u rychlých letounů. Tím, že v průběhu zatáčení rychlost letu klesá, roste současně úhlová rychlost zatáčení a zmenšuje se okamžitý poloměr zatáčení. Zatáčka proběhne na menším prostoru a v kratším čase než při zatáčení stálou rychlostí. K využívání tohoto manévru je nezbytné vymezit vstupní režimy letu, při nichž bude zatáčka bezpečná. Prvotní výsledky těchto rozborů poskytuje analytická metoda.

Analytické řešení vychází ze zobecněných pohybových rovnic letounu jako hmotného bodu a ze zjednodušených aerodynamických a motorových charakteristik letounu. Je založeno na předpokladu, že využitelný tah pohonné jednotky v dané výšce nezávisí na rychlosti letu a

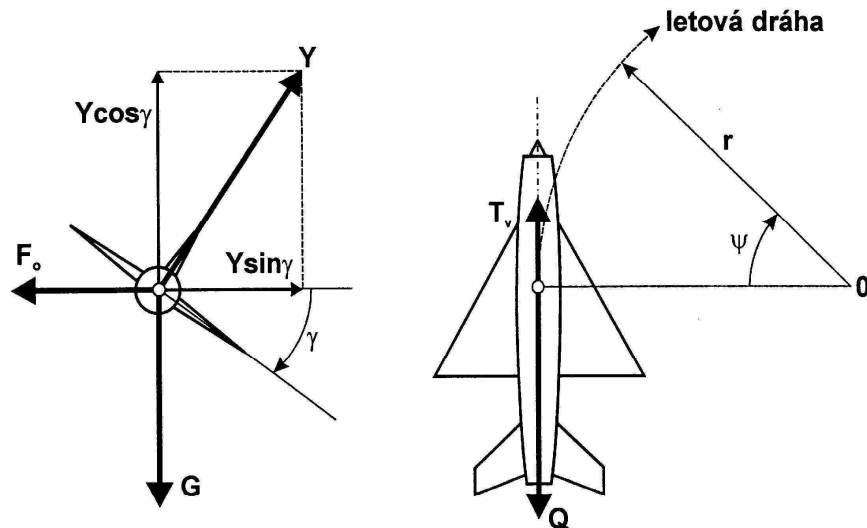
* Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.: Katedra letadel a motorů, Univerzita obrany v Brně; Kounicova 65, 612 00 Brno; tel.: +420. 973 442 983; e-mail: jaroslav.salga@unob.cz

složky aerodynamické síly jsou vyjádřeny na základě parabolické poláry ohraničené maximální přípustnou hodnotou součinitele vztlaku.

Výsledkem řešení jsou explicitní obecné bezrozměrové výpočtové vztahy pro dobu zatáčení a odpovídající změnu směru letu. Připravené grafické podklady ve formě zobecněných diagramů umožňují rychlé a dostatečně přesné stanovení výkonů letounu v zatáčce. Skutečný letoun vstupuje do řešení hodnotou využitelného tahu v letové výšce a třemi konstantami parabolické poláry.

2. Síly působící na letoun v neustálené zatáčce

Při manévru ve vodorovné rovině (obr.1) způsobuje vodorovná složka vztlaku Y v důsledku náklonu letounu zakřivení letové dráhy. Je-li vodorovná složka vztlaku v rovnováze s odstředivou silou F_o (1.a), probíhá let bez vybočení. Stálá výška letu je zajištěna rovnováhou



Obr.1. Síly působící na letoun ve vodorovné zatáčce

svislé složky vztlaku a tíhové síly letounu G (1.b). Zpomalování letounu při zatáčení způsobuje menší hodnota tahu pohonné jednotky T_v ve srovnání s odporem letounu Q (1.c),

$$\begin{aligned} Y \cdot \sin \gamma &= F_o, \\ Y \cdot \cos \gamma &= G, \\ Q &> T_v. \end{aligned} \quad (1)$$

Složky aerodynamické síly jsou vyjádřeny obvyklým způsobem v aerodynamice pomocí součinitelů

$$Y = c_y \cdot q \cdot S, \quad Q = c_x \cdot q \cdot S, \quad (2)$$

kde c_y a c_x jsou odpovídající součinitele vztlaku a odporu, S plocha křídla, q kinetický tlak a ρ hustota vzduchu, která závisí na výšce letu

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2. \quad (3)$$

Za předpokladu parabolické poláry je výsledný součinitel odporu rozdělen na součinitel škodlivého odporu c_{x0} a součinitel indukovaného odporu $A \cdot c_y^2$ (A je parametr indukovaného odporu). Platnost poláry ohraničena maximální hodnotou součinitele vztlaku

$$c_x = c_{x0} + A \cdot c_y^2, \quad 0 < c_y \leq c_{y\max}. \quad (4)$$

Pohonná jednotka je charakterizována v zadané letové výšce stálou průměrnou hodnotou využitelného tahu v rozsahu předpokládaných rychlostí a tím nezávisí na rychlosti letu

$$T_v = T_v(H). \quad (5)$$

Vztlak letounu (2.a) lze rovněž vyjádřit v závislosti na vztlakovém násobku n_y , který je definován jako poměr vztlaku letounu k tíhové síle a který je současně svázán s velikostí náklonu (1.b) $n_y = 1/\cos \gamma$

$$Y = n_y \cdot G = c_y \cdot q \cdot S.$$

Odtud lze stanovit součinitel vztlaku při letu v zatáčce

$$c_y = n_y \frac{G}{q \cdot S}. \quad (6)$$

K posuzování manévrovacích možností se zavádí tzv. potřebný tah letounu T_p , který je číselně roven velikosti odporu. V souladu s vyjádřením odporu (2.b), využitím podmínky (6) a vyjádřením poláry (4) lze jej zapsat ve tvaru

$$(T_p)_n = Q = c_{x0} q \cdot S + \frac{A \cdot G^2}{q \cdot S} n_y^2. \quad (7)$$

Potřebný tah závisí při dané hmotnosti letounu na rychlosti letu a na vztlakovém násobku. Parametrická závislost na n_y je označena indexem „n“ vně závorky.

2. Rovnovážný diagram tahů

K posouzení výkonů letounu se využívá rovnovážný diagram, ve kterém jsou zakresleny křivky potřebného tahu letounu a využitelného tahu pohonné jednotky. Zobecněné závislosti pro potřebný tah se dosáhne vyjádřením bezrozměrovému tahu na bezrozměrové rychlosti letu (Miele, 1965). Skutečné hodnoty tahu (7), kinetického tlaku (3) i rychlosti letu se vztáhnou k referenčním hodnotám příslušejícím tzv. optimálnímu režimu ve vodorovném přímočarém letu ($n_y = 1$). V tomto režimu dosahuje hodnota potřebného tahu svého minima. Rovněž tomuto režimu přísluší maximální aerodynamická jemnost vyjádřená poměrem vztlaku a odporu letounu. Hodnoty součinitelů a jemnosti se určí ze známých konstant parabolické poláry (Salga&Švéda, 1990)

$$(c_x)_{op} = 2c_{x0}, \quad (c_y)_{op} = \sqrt{\frac{c_{x0}}{A}}, \quad K_{max} = \frac{(c_y)_{op}}{(c_x)_{op}} = \frac{1}{2\sqrt{c_{x0}A}}.$$

Hodnota kinetického tlaku v optimálním režimu vyplývá přímo z rovnice (6) a odtud lze s využitím rovnice (3) určit i hodnotu optimální rychlosti

$$q_{op} = \frac{G}{(c_y)_{op} S} \quad a \quad V_{op} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S (c_y)_{op}}}. \quad (8)$$

Hodnotu potřebného tahu lze v obecném režimu vyjádřit poměrem tíhové síly a aerodynamické jemnosti. Pro optimální režim pak platí

$$(T_p)_{op} = \frac{(c_x)_{op}}{(c_y)_{op}} G = \frac{G}{K_{max}}. \quad (9)$$

Bezrozměrové hodnoty kinetického tlaku, rychlosti letu a potřebného tahu jsou pak označeny pruhem a definovány vztahy

$$\left(\bar{T}_p\right)_n = \frac{(T_p)_n}{(T_p)_{op}}, \quad \bar{q} = \frac{q}{q_{op}}, \quad \bar{V} = \frac{V}{V_{op}} = \sqrt{\bar{q}}. \quad (10)$$

Dosažením vztahů (8), (9) a (10) do rovnice potřebného tahu (7) se úpravami obdrží bezrozměrové vyjádření potřebného tahu v závislosti na bezrozměrovém kinetickém tlaku (rychlosti) a vztakovém násobku jako parametru

$$\left(\bar{T}_p\right)_n = \frac{1}{2} \left(\bar{q} + \frac{n_y^2}{\bar{q}} \right) = \frac{1}{2} \left(\bar{V}^2 + \frac{n_y^2}{\bar{V}^2} \right). \quad (11)$$

Dolní hranici platnosti vztahu (11) vymezuje bezrozměrová minimální rychlost vodorovného přímočarého letu závisující na maximálním součiniteli vztlaku, pro kterou platí

$$\bar{V}_{min} = \frac{V_{min}}{V_{op}} = \left(\frac{c_{x0}}{A c_{y_{max}}^2} \right)^{1/4}.$$

Minimální bezrozměrová rychlost je důležitou letovou charakteristikou, která navíc z hlediska analytické poláry (4) sdružuje všechny její konstanty. Při zatáčení letounu minimální rychlost letu roste a to s druhou odmocninou vztakového násobku

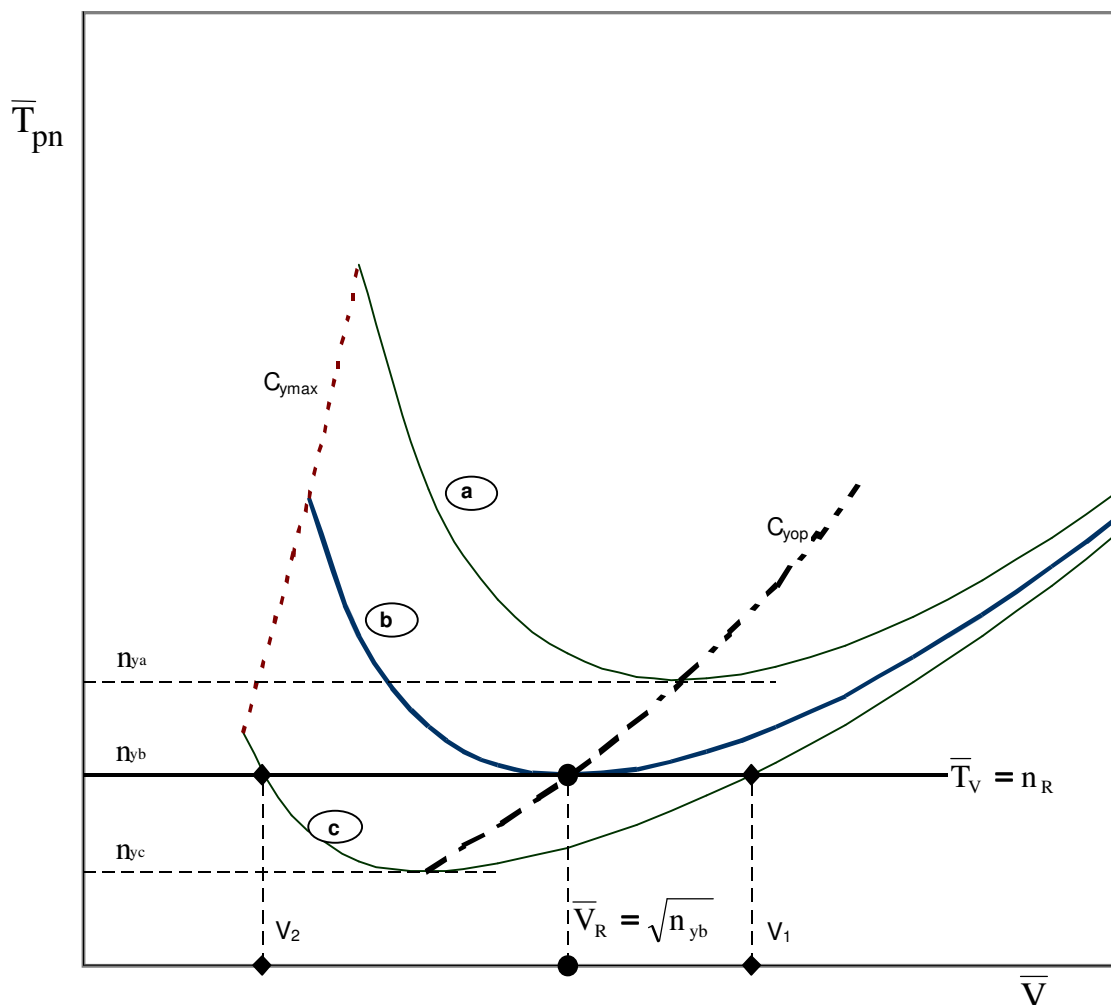
$$\left(\bar{V}_{min}\right)_n = \bar{V}_{min} \sqrt{n_y}. \quad (12)$$

Z rozboru bezrozměrového vztahu potřebného tahu v závislosti na bezrozměrové rychlosti (11) vyplývá, že minimální hodnota bezrozměrového potřebného tahu v zatáčce při vztakovém násobku n_y je číselně rovna právě hodnotě vztakového násobku

$$\left[\left(\bar{T}_p\right)_n\right]_{min} = n_y$$

a je dosažena při bezrozměrové rychlosti, která je rovna druhé odmocnině násobku

$$\bar{V}_R = \sqrt{n_y}.$$



Obr.2. Vzájemné průběhy křivek potřebného a využitelného tahu

K zobrazení rovnovážného diagramu tahů v bezrozměrovém tvaru a posouzení přebytku tahu při zatáčení musí být i využitelný tah pohonné jednotky vztahen na stejnou referenční hodnotu jako tah potřebný (10)

$$\bar{T}_v = \frac{T_v}{(T_p)_{op}} = \frac{T_v}{G} \cdot K_{max} \quad (13)$$

Vztlakový násobek je základním parametrem, na němž závisí potřebný tah v zatáčce danou rychlostí (obr.2). S ohledem na další postup je výhodné i bezrozměrovému využitelnému tahu přiřadit určitou hodnotu vztlakového násobku označenou n_R . Tato hodnota se bude shodovat s minimem bezrozměrového potřebného tahu právě při násobku n_R (obr.2, křivka b)

$$\bar{T}_v = \left[(\bar{T}_p)_n \right]_{\min} = (n_y)_b = n_R \quad (14)$$

Podle velikosti vztlakového násobku při zatáčení lze rozlišit tři možné vzájemné průběhy křivek potřebného a využitelného tahu (obr.2) a tím vymezit oblasti počátečních rychlostí zatáčení, z nichž může být letoun zpomalován až na pádovou rychlost:

- a) $(n_y)_a > n_R$ - křivka potřebného tahu probíhá nad křivkou využitelného tahu; zpomalování letounu nastane při každé rychlosti zahájení zatáčky,

- b) $(n_y)_b = n_R$ - křivka potřebného tahu se dotýká křivky využitelného tahu; zpomalování letounu nastane při rychlostech menších než V_R ,
- c) $(n_y)_c < n_R$ - křivka potřebného tahu se protíná s křivkou využitelného tahu ve dvou rychlostech; zpomalování nastane při rychlostech menších než \bar{V}_2 .

Hodnoty obou rychlostí \bar{V}_1 a \bar{V}_2 se stanoví z podmínky rovnováhy využitelného a potřebného tahu v obou režimech s využitím vztahů (11) a (14)

$$\bar{V}_1 = \sqrt{n_R + \sqrt{n_R^2 - n_y^2}}, \quad \bar{V}_2 = \sqrt{n_R - \sqrt{n_R^2 - n_y^2}}.$$

3. Doba zpomalování a změna směru letu

Dobou zpomalování letounu ve vodorovné zatáčce se stálým náklonem (vztlakovým náklonem) se zde rozumí doba od okamžiku zahájení zatáčky, kdy je letoun přiveden na určitou hodnotu vztlakového násobku, až do okamžiku zpomalení na minimální rychlost v zatáčce. Této době odpovídá změna směru letu. Stanovení obou charakteristik vychází ze zobecněných pohybových rovnic letounu jako hmotného bodu, ve kterých místo působících sil (obr.1) jsou zavedeny složky násobku. Manévr letounu ve vodorovné rovině je popsán soustavou dvou pohybových rovnic. V dráhové souřadnicové soustavě první rovnice udává podmínku pro změnu velikosti rychlosti, druhá podmínku pro změnu směru letu (Salga&Švéda, 1990)

$$\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} = g \cdot n_x, \quad \frac{d\psi}{dt} = -\frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - 1}. \quad (15)$$

Při řešení se předpokládá, že se náklon letounu (vztlakový násobek n_y) při zatáčení nemění. Odporový násobek n_x je vyjádřen poměrem rozdílu mezi využitelným (13) a potřebným tahem (9),(10) k tíhové síle letounu a závisí pouze na bezrozměrové rychlosti letu (11),(10),(8),(14) při konstantních hodnotách n_y a n_R

$$n_x = \frac{T_v - (T_p)_n}{G} = \frac{1}{K_{\max}} \left[\bar{T}_v - (\bar{T}_p)_n \right] = -\frac{1}{2 \cdot K_{\max}} \cdot \frac{\bar{V}^4 - 2n_R \bar{V}^2 + n_y^2}{\bar{V}^2}. \quad (16)$$

Znaménko odporového násobku rozhoduje o smyslu zrychlení. Bude záporné v těch režimech letu, v nichž se projeví nedostatek tahu.

Zavedením bezrozměrového času \bar{t} jako poměr skutečného času t k měřítku času V_{op}/g

$$\bar{t} = \frac{t}{V_{op}} \cdot g \quad (17)$$

mohou být rovněž pohybové rovnice převedeny do bezrozměrového tvaru. První rovnici lze zapsat ve tvaru

$$\frac{d\bar{V}}{d\bar{t}} = n_x. \quad (18)$$

Při úpravě druhé rovnice je výhodné nejdříve eliminovat čas vzájemným dělením obou pohybových rovnic a pak ji převést na bezrozměrový tvar

$$\frac{d\psi}{d\bar{V}} = -\frac{\sqrt{n_y^2 - 1}}{\bar{V} \cdot n_x}. \quad (18)$$

Doba zpomalování se stanoví vyjádřením času z rovnice (18.a), odporového násobku z rovnice (16) a následnou integrací v rozsahu rychlostí zpomalování

$$\bar{t} = \int_{\bar{V}}^{\bar{V}_{\min} \sqrt{n_y}} \frac{d\bar{V}}{n_x} = 2 \cdot K_{\max} \int_{\bar{V}_{\min} \sqrt{n_y}}^{\bar{V}} \frac{\bar{V}^2 d\bar{V}}{\bar{V}^4 - 2n_R \bar{V}^2 + n_y^2}. \quad (19)$$

Tab.1. Primitivní funkce neurčitých integrálů

Velikost násobku	Primitivní funkce F_t, F_ψ	Oblast zpomalování
$n_y > n_R$	$F_t(\bar{V}) = \frac{1}{2\sqrt{2(n_y + n_R)}} \left[\frac{1}{2} \ln \frac{\bar{V}^2 - \sqrt{2(n_y + n_R)} \cdot \bar{V} + n_y}{\bar{V}^2 + \sqrt{2(n_y + n_R)} \cdot \bar{V} + n_y} + \sqrt{\frac{n_y + n_R}{n_y - n_R}} \cdot \arctg \left(\frac{\sqrt{2(n_y - n_R)} \cdot \bar{V}}{n_y - \bar{V}^2} \right) \right]$	$\sqrt{n_y} \cdot \bar{V}_{\min} \leq \bar{V}$
	$F_\psi(\bar{V}) = \frac{1}{2\sqrt{n_y^2 - n_R^2}} \cdot \arctg \left(\frac{\bar{V}^2 - n_R}{\sqrt{n_y^2 - n_R^2}} \right)$	
$n_y = n_R$	$F_t(\bar{V}) = \frac{1}{4\sqrt{n_y}} \ln \frac{\sqrt{n_y} - \bar{V}}{\sqrt{n_y} + \bar{V}} + \frac{1}{2} \cdot \frac{\bar{V}}{n_y - \bar{V}^2}$	$\sqrt{n_y} \cdot \bar{V}_{\min} \leq \bar{V} < \sqrt{n_y}$
	$F_\psi(\bar{V}) = +\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{n_y - \bar{V}^2}$	
$n_y < n_R$	$F_t(\bar{V}) = \frac{1}{4\sqrt{n_R^2 - n_y^2}} \left[\bar{V}_1 \cdot \ln \frac{\bar{V}_1 - \bar{V}}{\bar{V}_1 + \bar{V}} - \bar{V}_2 \cdot \ln \frac{\bar{V}_2 - \bar{V}}{\bar{V}_2 + \bar{V}} \right]$	$\sqrt{n_y} \cdot \bar{V}_{\min} \leq \bar{V} < \bar{V}_2$
	$F_\psi(\bar{V}) = \frac{1}{4\sqrt{n_R^2 - n_y^2}} \cdot \ln \frac{\bar{V}_1^2 - \bar{V}}{\bar{V}_2^2 - \bar{V}^2}$	

Obdobně změnu směru letu během zpomalování, která přísluší zpomalení až na minimální rychlost, lze vyjádřit integrálem z rovnic (18.b) a (16)

$$\Delta\psi = -\sqrt{n_y^2 - 1} \cdot \int_{\bar{V}}^{\bar{V}_{\min}\sqrt{n_y}} \frac{d\bar{V}}{n_x \cdot \bar{V}} = 2 \cdot K_{\max} \cdot \sqrt{n_y^2 - 1} \int_{\bar{V}_{\min}\sqrt{n_y}}^{\bar{V}} \frac{\bar{V} \cdot d\bar{V}}{\bar{V}^4 - 2n_R \bar{V}^2 + n_y^2}. \quad (20)$$

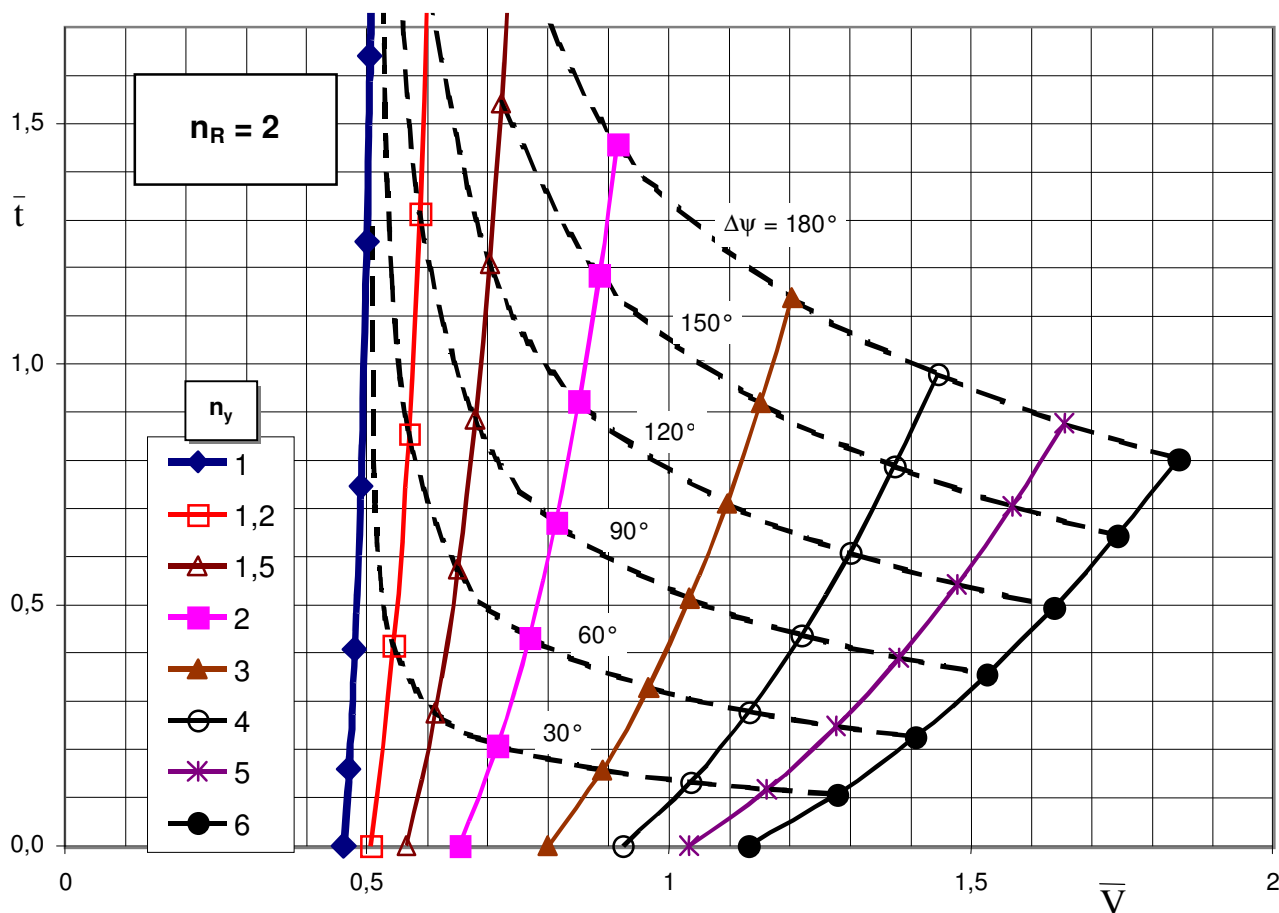
Neurčité integrály v integrálních částech vztahů (19) a (20) mohou být zapsány pomocí elementárních funkcí (Rektorys, 1973). Primitivní funkce těchto integrálů pro určení času F_t a pro určení změny směru letu F_ψ jsou uvedeny v Tab.1 pro všechny tři relativní velikosti vztakového násobku v souladu s obr.2.

Bezrozměrový čas zpomalování (19) a změnu směru letu v zatáčce (20) lze pak vyjádřit v závislosti na rozdílech funkčních hodnot primitivních funkcí při zahájení zatáčky a při dosažení minimální rychlosti (12)

$$\bar{t} = 2 \cdot K_{\max} [F_t(\bar{V}) - F_t(\bar{V}_{\min}\sqrt{n_y})], \quad (21)$$

$$\Delta\psi = 2 \cdot K_{\max} \sqrt{n_y^2 - 1} [F_\psi(\bar{V}) - F_\psi(\bar{V}_{\min}\sqrt{n_y})]. \quad (22)$$

Uvedené vztahy platí i pro mezní případ, kdy vztakový násobek se blíží k jedničce. Tomu odpovídá vodorovný přímočarý let s nekonečně velkým poloměrem zatáčení. Hodnota \bar{t} pak



Obr.3 Křivky zpomalování ve vodorovné zatáčce

udává dobu zpomalování v přímočarém letu při nedostatku tahu (snížení přípusti motoru nebo jeho vysazení) a změna směru letu je nulová, $\Delta\psi = 0$, (Salga, 1986).

Příklad křivek zpomalování letounu je uveden na obr.4 pro velikost využitelného tahu vyjádřena hodnotou $n_R = 2$. Jde o případ letu s dvounásobným tahem pohonné jednotky než je tah optimální. Oba vztahy (21) a (22) jsou zakresleny do společného diagramu. Základem jsou křivky doby zpomalování na rychlosti zahájení zatáčky pro jednotlivé vztahové násobky (plné čáry). Čárkované čáry spojují počáteční režimy se stejnou velikostí změny směru letu v průběhu zpomalování. Diagram platí pro typický letoun s delta křídlem a vychází z parabolické poláry letounu $c_{x0} = 0,0517$, $A = 0,24$ a $c_{y\max} = 1,2$.

V průběhu zatáčení při stálém násobku se poloměr zatáčky zmenšuje s druhou mocninou rychlosti letu a úhlová rychlost zatáčení roste s její převrácenou hodnotou. Bezrozměrový poloměr zatáčení je vyjádřen vztahem (Salga, 1999)

$$\bar{r} = \frac{r}{r^*} = \frac{\bar{V}^2}{\sqrt{n_y^2 - 1}}$$

a bezrozměrová úhlová rychlost zatáčení

$$\bar{\omega} = \frac{\omega}{\omega^*} = \frac{\sqrt{n_y^2 - 1}}{\bar{V}} .$$

Vztažná hodnota pro bezrozměrový poloměr zatáčky r^* a pro bezrozměrovou úhlovou rychlost zatáčení ω^* jsou dány vztahy

$$r^* = \frac{V_{op}^2}{g} \quad \text{a} \quad \omega^* = \frac{g}{V_{op}} .$$

Vysunutí vzdušných brzd v průběhu zatáčení vyvolá vzrůst škodlivého odporu letounu a tím se zvýší intenzita zpomalování. Součinitel škodlivého odporu vzroste asi o polovinu. Tím se zkrátí doba zpomalování a zmenší se prostor zatáčky.

Výpočet letové dráhy neustálené zatáčky nelze provést analyticky. Stanovení je možné na základě numerické integrace kinematických podmínek pohybu letounu s využitím pohybových rovnic (18) a vztahu pro odporový násobek (16).

4. Závěr

Obě charakteristiky zpomalování v bezrozměrovém tvaru (doba, změna směru letu) jsou v článku vyjádřeny obecnými vzorci, doplněnými grafickými závislostmi. Skutečný letoun je charakterizován dvěma koeficienty parabolické poláry (součinitelem škodlivého odporu, parametrem indukovaného odporu), mezní hodnotou součinitele vztahu a bezrozměrovou hodnotou využitelného tahu. Výpočet skutečných charakteristik zpomalování na základě uvedených bezrozměrových podkladů předpokládá znalost optimální rychlosti letu v daných podmínkách. Ta odpovídá jednak letové konfiguraci, letové hmotnosti a ploše křídla konkrétního letounu, jednak hustotě vzduchu letové výšce zatáčky.

Znalost maximální doby setrvání ve vodorovné zatáčce představuje důležitou informaci o časové rezervě, kterou má pilot při intenzivním zatáčení. Křivky zpomalování v zatáčce

udávají informaci o celkové době letu při zpomalování až na pádovou rychlost a odpovídající změně směru letu.

Diagramy lze rovněž s výhodou využít pro částečné změny letových parametrů v různých obměnách. Je možné stanovit při přípustném poklesu rychlosti odpovídající změnu směru letu a dobu zatáčení. Obdobně při požadovaném úhlu zatáčení lze stanovit pokles rychlosti a dobu zatáčení. V posledním případě pro zadanou dobu zatáčení pokles rychlosti a změnu směru letu.

Výsledky umožňují zevrubně a rychle posoudit výkony v neustálené zatáčce. Při vyšších rychlostech letu, kdy aerodynamické charakteristiky letounu závisejí na Machově čísle a tah motoru se mění s rychlostí letu, nejsou splněny předpoklady řešení. Přesto výsledky poskytují cenné informace o uvedených výkonových charakteristikách ve shodě s fyzikou jevu.

Analytické řešení je schůdné pro uvedené předpoklady o aerodynamických a motorových charakteristikách letounu. Při respektování skutečných aerodynamických a motorových charakteristik letounů a dalších provozních vlivů se stává analytické řešení neschůdným a průběh letu je třeba stanovit numerickými postupy, modelováním letové dráhy na základě numerické integrace pohybových rovnic s uvážením skutečných aerodynamických charakteristik letounu a výškových a rychlostních charakteristik pohonné jednotky.

Zatáčky při nedostatku tahu pohonné jednotky nejsou výsadou pouze rychlých letounů, které dosahují vysokých vztlkových násobků při intenzivních zatáčkách. K tomuto jevu dochází i při nižších násobcích u pomalých letounů včetně ultralehkých, protože vybavení tahem je menší v souladu s nižší předpokládanou manévrovatelností.

5. Literatura

Bočkarev, A. F. (redakce) (1977) *Aeromechanika samoleta*. Mašinostrojenie, Moskva.

Miele, A. (1965) *Mechanika poleta, tom 1, Teorija trajektorij poleta*. Izdatelstvo Nauka, Moskva (překlad z angličtiny).

Salga, J. & Švéda, J. (1990) *Mechanika letu I, Výkony*. Vojenská akademie v Brně, Brno.

Rektorys, K. (1973) *Přehled užité matematiky*. SNTL, Praha.

Salga, J. (1986) *Zpomalování letounu ve vodorovném přímočarém letu po vysazení motoru*. Sborník VAAZ, řada B, č.4, Brno.

Salga, J. (1999) *Zpomalování letounu ve vodorovné zatáčce*. Sborník VAAZ, řada B, č.2, Brno.