



Národní konference s mezinárodní účastí
INŽENÝRSKÁ MECHANIKA 2002

13. – 16. 5. 2002, Svratka, Česká republika

**POČETNÍ A EXPERIMENTÁLNÍ STANOVENÍ
CHARAKTERISTIK PODÉLNÉ OVLADATELNOSTI LETADLA**

Daněk, V.*

***Summary:** The results of computational estimations of deviation histories of aircraft pitching control in dependence on flight regime at steady horizontal flight are presented here. These results are compared with those obtained from flight measurements. Mentioned characteristics belong to the important criteria monitored for the considering of the longitudinal aircraft manoeuvrability. The aim was to verify the accuracy of computational estimations experimentally. For the purpose relatively simple and inexpensive flight measurements, done with a motor glider used as flying laboratory, were performed. The measurements, necessary to set the aerodynamic correction of airspeed system and the pitching control system gearing of a motor glider, were done before the proper measurements of aircraft longitudinal manoeuvrability characteristics. The computational estimations of monitored characteristic of motor glider longitudinal manoeuvrability were carried out with the minimum of simplified conditions. The computation of necessary aerodynamic characteristics of a motor glider was done according to the available methodology, modified for this aircraft type. Obtained results are the basis for the computational model specifications for solution of the flight mechanics inverse tasks applied for aircraft design.*

Klíčová slova: aeronautika, letadlo, aerodynamika, mechanika letu, říditelnost letounu, podélná ovladatelnost.

1. Úvod

Mezi významné aerodynamické charakteristiky pro posouzení letových vlastností, konkrétně říditelnosti, každého letadla patří parametry ovladatelnosti. Na tyto charakteristiky, zejména u dopravních letadel, ale i letadel všeobecného letectví, jsou kladeny stále přísnější požadavky v rámci trvalé snahy po zvýšení bezpečnosti letového provozu. Charakteristiky ovladatelnosti a obratnosti ovlivňují procesy ergonomického rozhraní „člověk-stroj“, v tomto případě „pilot-letoun“. Nevhodné charakteristiky říditelnosti letounu zvyšují duševní i fyzickou námahu pilota a největší měrou se podílí na vzniklých leteckých nehodách, kde se rozhodující příčinou stává tzv. lidský faktor. Proto je analýze komplexní říditelnosti letounu věnována mimořádná pozornost od prvotních fází návrhu letadla. V tomto článku se autor zabývá rozbořem podélné ovladatelnosti letounu. Cílem bylo početně stanovit a experimentálně ověřit přesnost výpočtových odhadů parametrů podélné ovladatelnosti. Pro tyto účely byla provedena

* Doc.Ing.Vladimír Daněk,CSc.: Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně; Technická 2, 616 69 Brno, telefon: +420 5 4114 2229, fax: +420 5 4114 2879, e-mail: danek@lu.fme.vutbr.cz

relativně jednoduchá a nenákladná letová měření na motorovém kluzáku L-13 SE, který slouží jako létající laboratoř. Výpočet potřebných aerodynamických charakteristik motorového kluzáku byl proveden dle běžných dostupných metodik, které byly modifikovány pro tento druh letadla.

2. Přehled nejdůležitějšího označení

a	(1/rad)	sklon vztlakové čáry (specifikován indexem)
b	(m)	rozpětí křídla
c_A	(m)	hloubka střední aerodynamické tětiny křídla
c_{H_v}	(1)	součinitel závěsového momentu výškového kormidla
c_L	(1)	součinitel vztlaku letounu
c_m	(1)	součinitel klopivého momentu (kolem bočné osy y)
c_v	(m)	střední hloubka VK za osou otáčení
F_v	(N)	řídící síla na řídidle klopení
G	(N)	tíha letounu
H	(m)	výška letu
K_v	(rad/m)	převod řízení klopení
k_{VOP}	(1)	koefficient snížení kinetického tlaku v místě VOP
l_{VOP}	(m)	rameno VOP k aerodynamickému středu letounu bez OP
l_{VOP}^*	(m)	rameno VOP k aerodyn. středu letounu s pevným řízením
m	(kg)	hmotnost letounu
S	(m ²)	vztažná plocha křídla
S_v	(m)	plocha VK za osou otáčení
V	(m/s)	skutečná rychlost letu (TAS)
V_{EAS}	(m/s)	ekvivalentní rychlost letu (EAS)
$\overline{V}_{VOP}$	(1)	mohutnost vodorovných ocasních ploch
$\bar{x}_T$	(1)	bezrozměrová poloha těžiště, vztažena na SAT
$\bar{x}_A$	(1)	bezrozměrová poloha aerodynamického středu letounu
$\bar{x}'_A$	(1)	bezrozměrová poloha aerodyn.středu s volným řízením
x_v	(m)	výchylka řídidla klopení
α	(°)	úhel náběhu letounu
δ_v	(°)	výchylka výškového kormidla
ε	(°)	úhel (vertikálního) zešikmení proudu v místě VOP
ϕ_{VOP}^*	(°)	úhel nastavení VOP vůči čáře nulového vztlaku KT
ρ	(kg/m ³)	hustota vzduchu

Zkratky, resp. indexy:

KT	kombinace křídlo-trup
MSA	mezinárodní standardní atmosféra
SAT	střední aerodynamická tětina
VOP	vodorovné ocasní plochy
VK	výškové kormidlo
(₀)	veličiny při nulovém vztlaku, resp. v nulové výšce
([*])	veličiny s volným řízením

3. Početní odhad charakteristik podélné ovladatelnosti

Výpočtové modely jsou založeny na základních vztazích pro nalezení rovnovážných výchylek výškového kormidla a řídicích sil pro zvolený režim letu. Konkrétně pro podélnou ovladatelnost letounu s ohledem na výchylky je výpočtový model dán souborem vztahů pro stanovení rovnovážné výchylky výškového kormidla pro zajištění momentové rovnováhy v ustáleném horizontálním letu

$$\delta_V = -\frac{C_{m0}C_{L\alpha}}{D} - \frac{C_{m\alpha}}{D} \frac{2}{\rho_0} \left(\frac{G}{S} \right) \frac{1}{V_{EAS}^2} \quad (1)$$

$$C_{m0} = C_{m0,KT} + \frac{a_{KT}}{a} a_{VOP} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \quad (2)$$

$$D = -C_{L\delta} C_{L\alpha} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} \quad (3)$$

$$a = a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (4)$$

Výpočtový model pro řešení podélné ovladatelnosti s ohledem na řídicí síly na řídicí klopě letounu je dán následujícím souborem vztahů

$$F_V = F_0 + F_1 \frac{1}{2} \rho V^2, \quad \text{kde} \quad F_0 = K_V k_{VOP} S_V c_V \left(\frac{G}{S} \right) \frac{c_{H\delta_V} a'}{D} (\bar{x}_T - \bar{x}'_A) \quad (5)$$

$$F_1 = -K_V k_{VOP} S_V c_V \left(C_{H0} - C_{m0} \frac{c_{H\delta_V} a'}{D} \right) \quad (6)$$

$$C_{H0} = C_{H\alpha VOP} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_{VOP}}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \right] \quad (7)$$

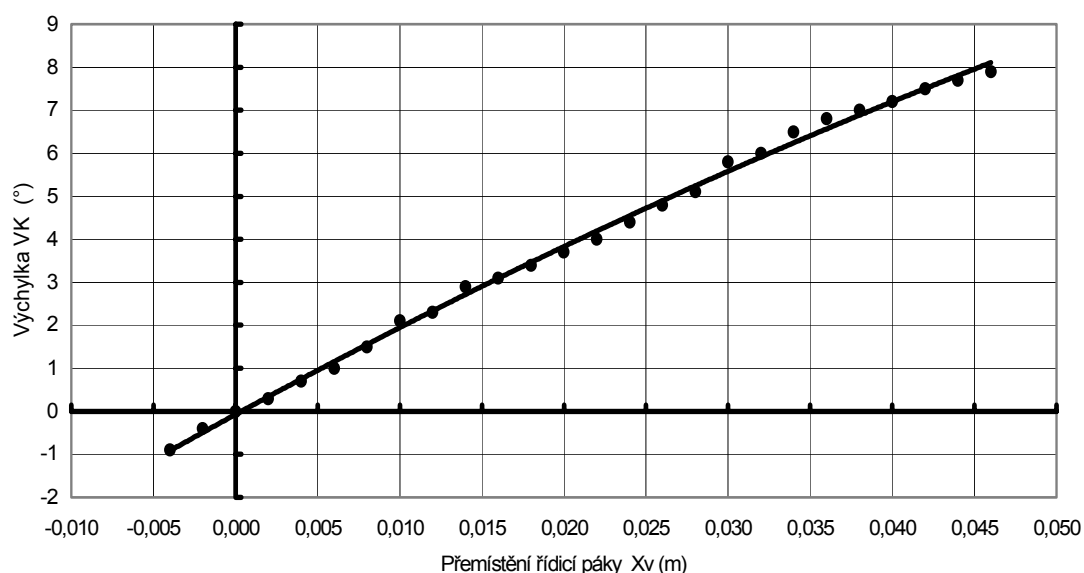
Aerodynamické derivace vystupující ve výše uvedených vztazích jsou stanovovány kombinovanou metodikou výpočtového odhadu dle amerických podkladů DATCOM, a dle Etkin, Reid (1996) s přihlédnutím k lit. Roskam (1978). Bohužel, právě stanovování těchto aerodynamických derivací je nejslabším článkem veškerých výpočtových rozborů říditelnosti. Některá aerodynamická data byla korigována dle firemních podkladů Hron (1990) a dále dle lit. Daněk (1997).

Výše nastíněným výpočtovým modelem byl stanoven teoretický průběh závislosti rovnovážné výchylky výškového kormidla na ekvivalentní rychlosti letu pro zmíněný motorový kluzák. Podobně pomocí vztahů (4) až (7) byl stanoven teoretický průběh řídicích sil na řídicí klopě v závislosti na režimu letu, který je definován rychlostí ustáleného horizontálního letu.

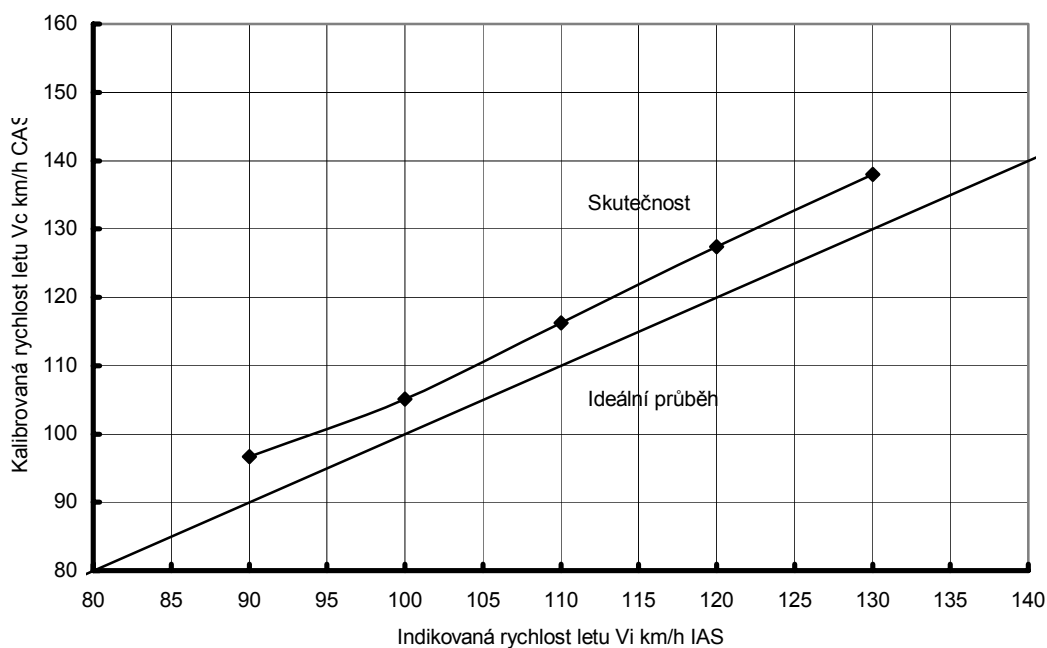
4. Experimentální část řešení

Experimentální podpora řešení podélné ovladatelnosti daného motorového kluzáku spočívala v první řadě ve stanovení převodu systému podélného řízení, který je nezbytný pro identifikaci skutečné výchylky výškového kormidla na základě přímého měření přemístění řídicí klopě v závislosti na rychlosti letu. Experimentálně zjištěná

převodová charakteristika je uvedena na obr.1. Pro určení správné rychlosti letu bylo třeba experimentálně stanovit aerodynamickou opravu pitot-statického rychloměrného systému letounu. Aerodynamická oprava byla stanovena letovým měřením na bázi o délce 1 km vícenásobnými průlety pro vyloučení vlivu větru. Aerodynamická oprava pro daný letoun je uvedena na obr.2. Pomocí této opravy byly korigovány rychlosti indikované palubním rychloměrem na tzv.ekvivalentní rychlosti letu, které odpovídají dynamickému tlaku ve výšce $H=0$ m v podmínkách MSA.



Obr.1 Experimentálně zjištěný převod řízení klopení motorového kluzáku L-13 SE



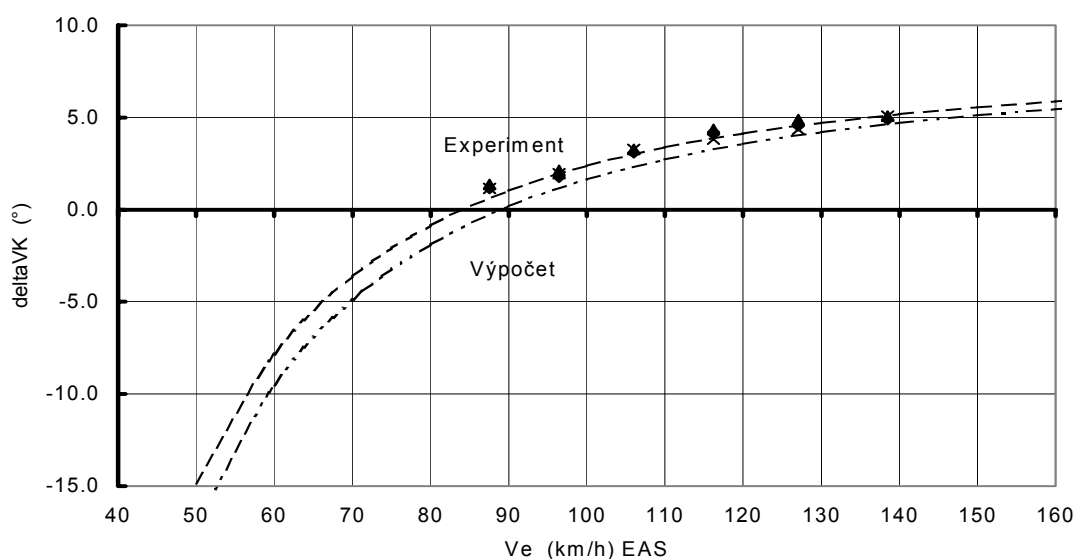
Obr.2 Aerodynamická oprava pitot-statického rychloměrného systému motorového kluzáku L-13 SE Vivat

5. Výsledky řešení

Teoretické a experimentální řešení charakteristik podélné ovladatelnosti bylo provedeno pro výše zmíněný motorový kluzák L-13 SE Vivat. Základní geometrická a hmotnostní data zvoleného letadla potřebná pro početní řešení podélné ovladatelnosti jsou následující:

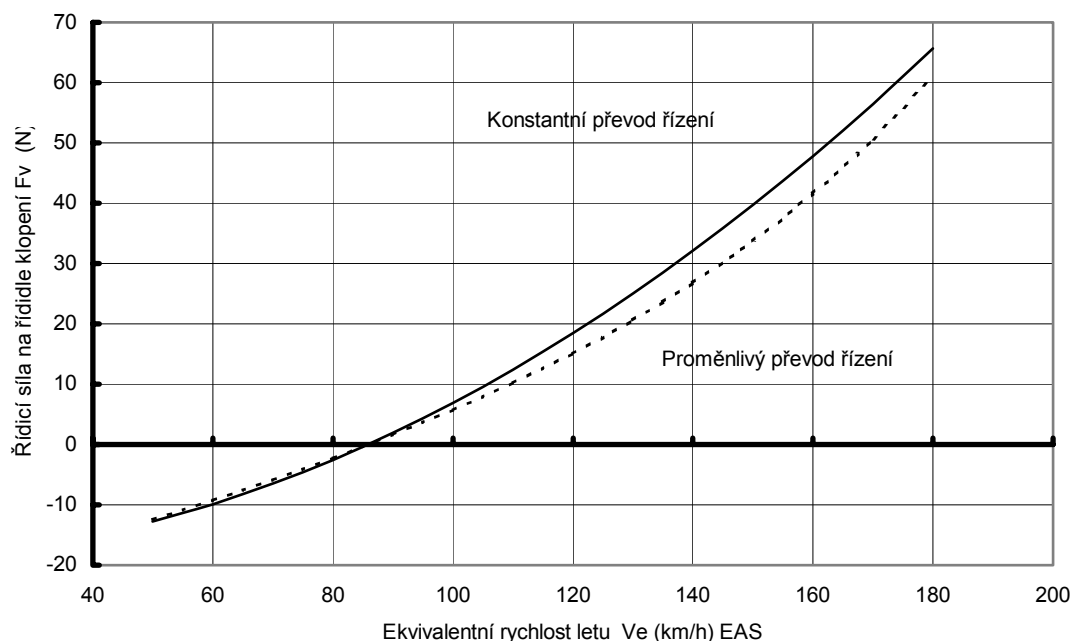
Rozpětí křídla	$b = 16,7$	(m)
Plocha křídla	$S = 20,2$	(m ²)
Hloubka střední aerodynamické tětiny křídla	$c_A = 1,276$	(m)
Štíhlost křídla	$A = 13,8$	(1)
Úhel šípů křídla	$\Lambda = -5$	(°)
Rameno vodorovných ocasních ploch	$l_{VOP} = 4,965$	(m)
Plocha vodorovných ocasních ploch	$S_{VOP} = 2,658$	(m ²)
Štíhlost vodorovných ocasních ploch	$A_{VOP} = 4,298$	(1)
Hloubka střední aerodynamické tětiny VOP	$c_{A,VOP} = 0,80$	(m)
Plocha výškového kormidla za osou otáčení	$S_V = 1,049$	(m ²)
Střední hloubka VK za osou otáčení	$c_V = 0,335$	(m)
Vzletová hmotnost motorového kluzáku	$m = 700$	(kg)
Centráž (bezrozměrová poloha těžiště)	$\bar{x}_T = 0,30$	(1)

Na obr.3 je patrné srovnání výsledků výpočtu a experimentálně zjištěné závislosti rovnovážné výchylky výškového kormidla na ekvivalentní rychlosti letu.



Obr.3 Závislosti rovnovážné výchylky výškového kormidla na ekvivalentní rychlosti letu motorového kluzáku L-13 SE Vivat.

Výlučně početní cestou byla řešena podélná ovladatelnost s ohledem na řídicí síly. Na obr.4 jsou výsledky početního odhadu pro dva případy. První případ byl řešen zjednodušenou metodikou, používanou při předběžném návrhu letounu pro konstantní převod řízení. Zde byl stanoven převod řízení $K_V = 3,64$ (rad/m) při neutrální poloze řídicího křídla klopení. Druhá závislost na témže obrázku představuje závislost řídicí síly v závislosti na ekvivalentní rychlosti letu při uvažování experimentálně zjištěného proměnlivého převodu řízení.



Obr.4 Početně stanovená závislost řídicí síly na řídidle klopení na rychlosti letu pro motorový kluzák L-13 SE Vivat

6. Závěr

Prozatím byl experimentálně ověřen výpočtový model pro řešení podélné ovladatelnosti s ohledem na výchylky. Z obr.3 je patrná prakticky přijatelná shoda mezi výpočtem a experimentem. Podélná ovladatelnost s ohledem na řídicí síly byla stanovena jen poččetně. Její experimentální verifikace je předmětem dalších prací na tomto výzkumném úkolu v rámci testování použitého letadla jako létající laboratoře.

7. Literatura

- Etkin,B., Reid,L.D. (1996), *Dynamics of Atmospheric Flight – Stability and Control*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 3.vyd.
- Hoak,D.E.,editor (1978), *USAF Stability and Control DATCOM*. Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA
- Hron,J. (1990), *Výtah z pevnostního výpočtu L-13 SL Vivat*, AEROTECHNIK Kunovice
- Daněk,V., (1997) *Dílčí aerodynamická studie akrobatického kluzáku L-13 AC*, VUT Brno
- Roskam,J. (1990), *Airplane Design, part VI.: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristic*, University of Kansas, Lawrence, USA.

Práce vznikla v rámci řešení Výzkumného záměru MSM 262100005: “Experimentální výzkum aerodynamických charakteristik na létajících laboratořích” na FSI VUT v Brně.