

VĚDECKÉ SPISY VYSOKÉHO UČENÍ TECHNICKÉHO V BRNĚ

*Edice PhD Thesis, sv. 330*

*ISSN 1213-4198*

*thesis*  
**?**  
*IS*

*Ing. Jozef Poláček*

**Rozbor dynamické stability vzducholodě  
Tvorba a použití linearizovaných pohybových rovnic  
za účelem odhadu letových vlastností vzducholodě**

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**  
Fakulta strojního inženýrství  
Letecký ústav

Ing. Jozef Poláček

**ROZBOR DYNAMICKÉ STABILITY VZDUCHOLODĚ**  
TVORBA A POUŽITÍ LINEARIZOVANÝCH POHYBOVÝCH ROVNIC ZA ÚČELEM  
ODHADU LETOVÝCH VLASTNOSTÍ VZDUCHOLODĚ

**ANALYSIS OF AIRSHIP DYNAMIC STABILITY**  
DERIVATION AND APPLICATION OF LINEARIZED MOTION EQUATIONS TO  
ESTIMATE OF AIRSHIP FLYING QUALITIES

ZKRÁCENÁ VERZE Ph.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.  
Ing. Aleš Kubíček

Datum obhajoby: 1. 7. 2005

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

letadla lehčí vzduchu, vzducholod', mechanika letu, stabilita, pohybové rovnice, separace pohybu, vlastní čísla, pohybový mód, kořenový hodograf,

## **KEYWORDS**

lighter than air aircraft, airship, flight dynamics, stability, equations of motion, separation of motion, eigenvalues, dynamic mode, root locus plot,

Disertační práce je uložena na oddělení vědy a výzkumu Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2, 616 69 Brno.

# OBSAH

PŘEHLED POUŽITÉHO OZNAČENÍ .....	5
1 ÚVOD.....	6
2 CÍLE DISERTAČNÍ PRÁCE .....	6
3 PROBLÉM ŘEŠENÝ V DISERTAČNÍ PRÁCI.....	7
3.1 Fyzikální identifikace řešeného problému .....	7
3.2 Přehled o stavu řešené problematiky .....	8
4 MODEL LETU VZDUCHOLODĚ .....	9
4.1 Předpoklady a omezení.....	9
4.2 Odvození pohybových rovnic .....	10
4.3 Úprava pohybových rovnic.....	11
4.4 Podmínky rovnováhy .....	11
4.5 Lineární pohybové rovnice .....	12
4.5.1 Stavový formát pohybových rovnic .....	12
4.5.2 Separace pohybových rovnic .....	12
5 ŘEŠENÍ POHYBOVÝCH ROVNIC .....	13
6 NUMERICKÝ EXPERIMENT .....	14
6.1 Příklady vzducholodí .....	14
6.2 Výpočet parametrů stability .....	15
6.3 Vyhodnocení vypočtených dat.....	23
7 ZÁVĚR.....	24
SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY .....	27
SEZNAM PRACÍ AUTORA .....	29
ŽIVOTOPIS.....	30
ABSTRACT .....	31



# PŘEHLED POUŽITÉHO OZNAČENÍ

## SKALÁRNÍ VELIČINY

$B$	[kg.m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]	moment hybnosti	$x_{CT}, z_{CT}$ [m]	podélná a kolmá poloha tahu v letadlové souřadnicové soustavě
$C_X, C_Z, C_m$	[1]	součinitel aerodynamické osová a kolmá síly, aerodynamického klopivého momentu v letadlové souřadnicové soustavě	$\alpha, \gamma$ [rad, °]	úhel náběhu, podélný sklon dráhy letu - celkový
$g$	[m.s <sup>-2</sup> ]	tíhové zrychlení	$\gamma_P$ [rad, °]	úhel naklopení vektoru tahu
$F$	[N]	síla - všeobecně	$\phi$ [rad, °]	příčný sklon letadla - rozruchový
$\mathcal{H}$	[kg.m.s <sup>-1</sup> ]	hybnost	$\lambda$ [s <sup>-1</sup> ]	vlastní číslo
$H, h$	[m]	letová výška - celková a rozruchová	$\Theta, \theta$ [rad, °]	podélný sklon letadla - celkový a rozruchový
$l$	[m]	vztažná délka	$\rho$ [kg.m <sup>-3</sup> ]	hustota vzduchu
$\mathcal{L}, \mathcal{M}, \mathcal{N}$	[N.m]	klonivý, klopivý a zatáčivý moment	$\sigma$ [s <sup>-1</sup> ]	koeficient tlumení
$m$	[kg]	hmotnost	$\omega$ [s <sup>-1</sup> ]	vlastní kruhová frekvence
$M$	[N.m]	moment síly - všeobecně		
$p, q, r$	[rad.s <sup>-1</sup> ]	úhlová rychlost klonění, klopení a zatáčení - rozruchová		
$R$	[m]	vzdálenost resp. modul rádiusvektoru - všeobecně		
$S$	[m <sup>2</sup> ]	vztažná plocha		
$t$	[s]	čas		
$u, v, w$	[m.s <sup>-1</sup> ]	osová, bočná a kolmá rychlost - rozruchová		
$U, W$	[m.s <sup>-1</sup> ]	osová a kolmá rychlost - celková		
$V_\tau$	[m.s <sup>-1</sup> ]	letová rychlost		
$Vol$	[m <sup>3</sup> ]	objem plynové náplně		
$X, Y, Z$	[N]	osová, bočná a kolmá síla		
$x, y, z$	[m]	podélná, bočná a kolmá vzdálenost nebo osa souřadnicové soustavy		
$x_{CG}, z_{CG}$	[m]	podélná a kolmá poloha těžiště v letadlové souřadnicové soustavě		

## MATICE

<b>a</b>	9×9	rozměrová stavová matice
<b>A</b>	9×9	dynamicky normalizovaná stavová matice
<b>E</b>	n×n	jednotková matice libovolného řádu
<b>m</b>	9×9	matice hmot
<b>x</b>	9×1	vstupní vektor

## ZKRATKY A INDEXY

$( )' = \frac{d( )}{dt}$	zkrácené označení pro I. derivaci podle času
<b>Lss</b> {CV,x,y,z}	letadlová souřadnicová soustava
<b>Ass</b> {CV,x <sub>a</sub> ,y <sub>a</sub> ,z <sub>a</sub> }	aerodynamická souřadnicová soustava
<b>NssL</b> {CV,x <sub>g</sub> ,y <sub>g</sub> ,z <sub>g</sub> }	normální zemská souřadnicová soustava nesená letadlem
<b>CT</b>	smluvní střed tahu propulzoru
<b>CV</b>	střed objemu trupu vzducholoď
<b>CG</b>	střed tíhové síly nebo-li těžiště
<b>e</b>	rovnovážný
<b>i</b>	pořadí propulzoru
<b>j</b>	pořadí vlastního čísla

# 1 ÚVOD

V průběhu posledních dvou desetiletí je možné zaznamenat znovuoživení zájmu civilního i vojenského letectví některých zemí o využívání letadel lehčích vzduchu (*Lighter than Air* - zkr. **LTA**). Příčiny mohou být v schopnosti kolmého startu a přistání (charakteristiky **V/STOL**), značném doletu, vytrvalosti a taky v obrovském potenciálu nosnosti, který LTA speciálně vzducholodě nabízejí. Tyto výhody umožňují aerostatům uplatnit se při plnění celé řady úkolů, pro které letadla těžší vzduchu (*Heavier than Air* -zkr. **HTA**) nejsou z různých důvodů vhodná, nebo je nejsou schopny vůbec plnit.

V průběhu vývoje jakéhokoliv nového letadla - vzducholodě musí být prokázáno splnění řady požadavků na letovou způsobilost. V souvislosti s tím je nutné vyřešit i řadu problémů týkajících se letových vlastností, ze kterých je stabilita jednou z nejdůležitějších.

Stabilita systému – letadla je velmi široký pojem. V mechanice letu se problematika stability obvykle zaměřuje na schopnost letadla zachovávat svůj rovnovážný let. Je vyšetřován přechodový děj – let, který je spojován s návratem letadla do původního režimu ustáleného přímočarého vodorovného letu po malé poruše.

Stabilitu letadla se snaží ovlivňovat vývojový inženýři již ve fázi předběžného návrhu. V případě vzducholodě je snaha navrhnout optimální velikost a tvar ocasních ploch tak, aby bylo dosaženo přirozeně stabilního letu bez dodatečných konstrukčních úprav. Tento záměr se nemusí být vždy úspěšně realizován a tak je nutné během letových zkoušek stanovit skutečnou míru ne/stability. Ta pak musí být dodatečně upravena zásahem do konstrukce draku.

V současnosti je možné s použitím systémů automatického řízení letu dosáhnout stabilního letu i u letadel, která jsou málo stabilní nebo dokonce úplně nestabilní – kam patří i vzducholodě. Dosažení této tzv. „umělé“ stability je ovšem možné pouze za podmínky znalosti příslušné míry tzv. „přirozené“ nestability. To znamená, že rozbor přirozené stability letadla je nutný i v případě, kdy se již dopředu počítá s využitím umělé stabilizace prostřednictvím systémů automatického řízení letu.

## 2 CÍLE DISERTAČNÍ PRÁCE

Cílem této práce je především posoudit stávající, popřípadě vytvořit nové použitelné postupy v posuzování stability volného letu vzducholodí s důrazem na vývoj použitelného výpočetního nástroje. Ten je testován na příkladech šesti známých létajících vzducholodí. Ve světové literatuře se nacházejí dílčí informace na toto téma, ale jsou z různých příčin obtížně dosažitelné. Z tohoto důvodu by mohla být předkládaná práce vnímána také jako pokus o úvod do dalšího výzkumu v oblasti letových vlastností LTA.

S ohledem na členění dílčích témat probíraných v souvislosti s rozbořem stability letu byly stanoveny následující cíle (zkrácený výpis z [A3]).

- Cíl 1.) Sestavit pohybové rovnice (zkr. **PR**) vzducholodě v nejobecnější podobě, v rámci přijatých předpokladů a omezení.
- Cíl 2.) Modifikace PR, čímž se rozumí jejich separace na rozruchovou a rovnovážnou část, sestavení přídavných podmínek, linearizace rozruchové části a přídavných podmínek, převod do bezrozměrového tvaru (bude-li to shledáno potřebným !), finální převod do stavového formátu a následná separace na podélnou a stranovou část.
- Cíl 3.) Provéřit použitelnost aerodynamických a hmotnostně-geometrických charakteristik již létajících vzducholodí, potřebných pro analýzu dynamické stability, které jsou dostupné v literatuře.
- Cíl 4.) Nalézt řešení upravených PR za účelem analýzy stability, tj. nalézt vlastní čísla stavových matic, dále identifikovat a charakterizovat jednotlivé módy pohybu vzducholodě.
- Cíl 5.) Odvodit postup pro rychlý odhad charakteristik z cíle 3, pro případ předpovědi stability vzducholodě, která je ještě ve fázi projektu.
- Cíl 6.) Stanovit numerickým experimentem míru stability pro vybrané, již postavené a létající vzducholodě, u kterých jsou známé potřebné charakteristiky.
- Cíl 7.) Zhodnotit výsledky z cíle 6 a porovnat je, pokud to bude možné, s obdobnými výsledky získanými z jiných zdrojů.

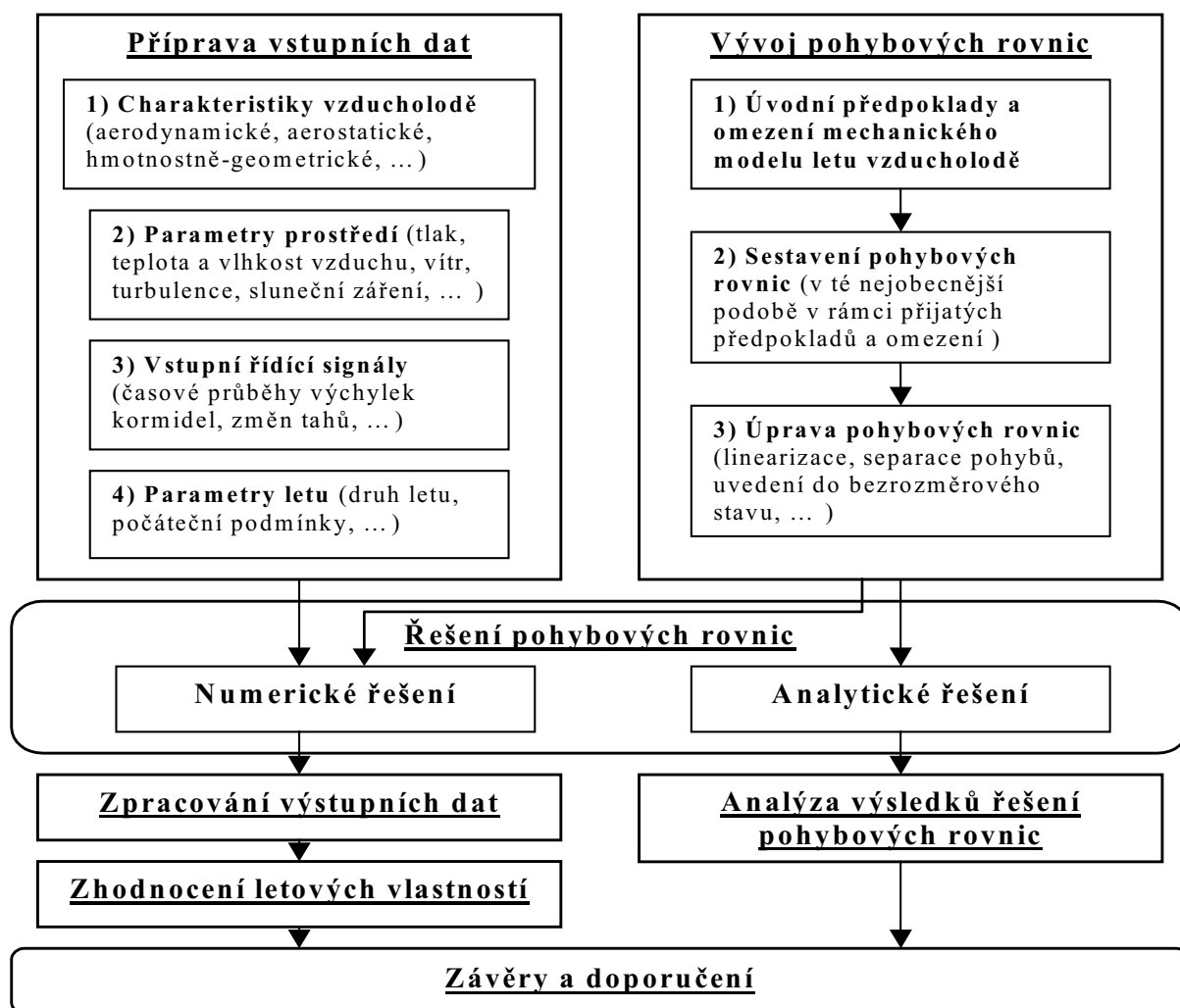
Ze stanovených cílů je také zřejmý teoretický charakter této práce. Odvození a úpravy pohybových rovnic, popis metodiky jejich řešení a formulace kritérií pro posouzení stability jsou činnosti vesměs teoretického charakteru. Do podobné kategorie lze zařadit i numerický experiment, který celý problém posouvá do kvantitativně vyšší úrovně. Zcela pochopitelně vyvstává následná potřeba výsledky teorie ověřit experimentálně, prostřednictvím letových testů. Ovšem to je již požadavek značně přesahující svým rozsahem případné finanční náklady a také časový rámec této disertační práce.

### **3 PROBLÉM ŘEŠENÝ V DISERTAČNÍ PRÁCI**

#### **3.1 FYZIKÁLNÍ IDENTIFIKACE ŘEŠENÉHO PROBLÉMU**

Problém řešený v této disertaci spadá z fyzikálního hlediska do kategorie klasických úloh mechaniky. Na základě interakce mezi známým zkoumaným objektem (vzducholodí) a jeho známým okolím (atmosférou), při současné znalosti počátečních podmínek, se zkoumají výstupní veličiny pohybu. Těmi jsou např. historie dráhy, rychlosti a zrychlení nebo jiné parametry, které přímo či nepřímo pohyb letadla charakterizují. Jedná se o tzv. *přímou úlohu*, kterou dynamika těles označuje jako *analýzu mechanické soustavy*. Případné členění jednotlivých kroků řešení zmíněného problému by mohlo být sestaveno do schématu, viz. obr. 1.





Obr. 1 : Schematický diagram postupu řešení problému stability letu vzducholoďe

### 3.2 PŘEHLED O STAVU ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

Lze konstatovat (na úrovni řešitelova stupně informovanosti), že v současnosti není k dispozici podrobná ucelená teoretická práce na téma letových vlastností aerostatů, která by nějak zohledňovala stav vývoje letecké techniky za poslední desetiletí. Vzhledem k faktu, že technologie LTA se nevyvíjí tak intenzivně a kontinuálně jak je tomu u kategorie HTA, existují o ní většinou jenom starší práce.

První zmínky o snaze tehdejších výzkumníků řešit problematiku stability letu vzducholoďí lze datovat již do samotných počátků letectví. Ucelené informace je možné nalézt např. ve zprávě [26], 1916, kde je respektováno klasické schéma řešení přímé úlohy. Odvození pohybových rovnic a série zjednodušujících úprav je završena získáním charakteristických polynomů 4. stupně pro podélný a stranový pohyb. Na ně je pak aplikováno Routhovo kritérium stability, podle kterého je usuzováno na stabilitu či nestabilitu letu.

V dalším období výzkumu LTA, které začíná na sklonku I. sv. války je postup stejný, jenom s tím rozdílem, že z charakteristických polynomů jsou vypočítávány přímo jejich kořeny. Ze znaménka kořenů je pak posuzována stabilita. V zásadě

se jedná a aplikaci posuzování stability lineárního systému po malé poruše. Aplikováno na problematiku letu letadel, je tento postup více-méně respektován až do současnosti. Zlatá éra aerostatů skončila „v plamenech Hindenburgu“ na konci 30. let minulého století a s ní i intenzivnější snahy o výzkum letových vlastností vzducholodí. V pozdějších dobách, po II. sv. válce je možné ve světové oborové databázi nalézt několik zpráv pojednávajících o stabilitě letu vzducholodí neztužené konstrukce, viz. [16]. Ty se neopírají o řešení pohybových rovnic, ale o pravděpodobně poloempirická kritéria.

Zvýšený zájem o vzducholodě nastal s jistým zpožděním po I. světové ropné krizi. Z tohoto období pochází několik studií, [7], [8], které se zabývají stabilitou letu aerostatů. Co se týče přístupu k řešení problému, nepřinášejí nic nového, je respektován klasický přístup. Jistý posun je ovšem v množství vypočítaných letových případů, které se díky narůstajícímu využívání výpočetní techniky zvýšilo „z několika bodů na celý průběh“. Tento stav zhruba přetrvává do současnosti.

Naskytá se otázka co nového je možné přinést do teoretického výzkumu stability letu vzducholodí. Vzhledem k možnostem soudobé výpočetní techniky relativně mnoho. Lze simulovat pohyb letadla jako celku, bez separace pohybu, navíc s vlivem nelinearit. Pokud je respektován „klasický“ lineární model pohybu, tak se dá dále zvyšovat počet kontrolovaných letových případů. Nebo se pokusit nalézt (je-li to možné) i složitější závislosti parametrů stability v explicitním tvaru. Přínosem je také rozšíření stupňů volnosti soustavy dynamiky systému např. o vliv letové výšky, nebo vlivy pohyblivých částí pohonných jednotek, balonetů, podvěšeného nákladu atd.

## 4 MODEL LETU VZDUCHOLODĚ

### 4.1 PŘEDPOKLADY A OMEZENÍ

Z důvodu zjednodušení použitého matematického modelu jsou zavedeny některé předpoklady a omezení.

- Předpoklad tuhého tělesa (přesněji tuhé soustavy tuhých těles) znamená, že vliv pohyblivých prvků i pružnosti částí draku se na dynamiku vzducholodě zanedbává.
- V průběhů zkoumaných dějů nedochází k významné změně okamžité hmotnosti vzducholodě a ani k její redistribuci vzhledem ke zvolenému vztažnému místu.
- Vzducholod' je letadlo s hmotovou i tvarovou symetrií podle roviny  $\{X,Z\}_{LSS}$  – roviny symetrie.
- Atmosféra je v klidu, stavové veličiny vzduchu odpovídají mezinárodní standardní atmosféře (zkr. **MSA**).
- Je uvažována pouze vzducholod' klasické koncepce, která je tvořena osově-symetrickým trupem opatřeným v zadní části ocasními plochami.

- Zkoumaným pohybem je volný, neřízený let vzducholoďe po malé poruše rovnovážného letu.
- Rovnovážný let je vodorovný, přímočarý, ustálený, symetrický a nevybočený.
- Stabilita je vyšetřována v případě letu s tzv. pevným řízením.

## 4.2 ODVOZENÍ POHYBOVÝCH ROVNIC

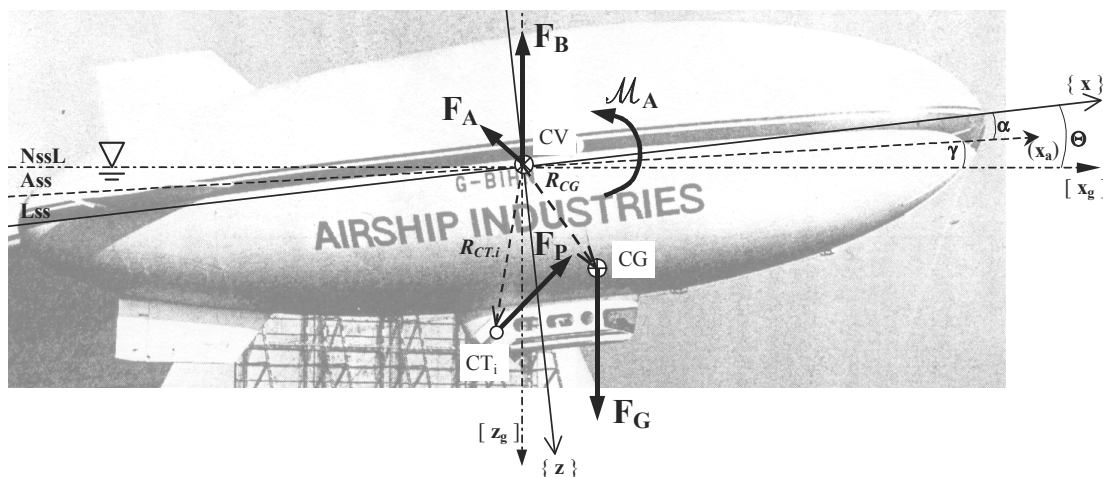
Pohybové rovnice vzducholoďe jsou v souladu s oborovou praxí tvořeny rovnicemi tzv. „dynamické“ rovnováhy doplněnými o kinematické podmínky. Celkem se jedná o soustavu dvanácti složkových rovnic. Všechny tyto rovnice jsou vyjádřeny v letadlové souřadnicové soustavě (zkr.  $L_{ss}$ ), jež má počátek ve středu objemu trupu vzducholoďe (zkr.  $CV$ ).

Je-li předpokládán obecný let, tj. že všechny prvotně působící vnější síly (momenty), viz. schéma na obr. 2, nejsou v tzv. „statické“ rovnováze, musí být výsledný silový (momentový) obrazec uzavřen jejich nenulovou výslednicí. Ta je dána II. Newtonovým zákonem. Pro podmínky dynamické rovnováhy lze pak ve vektorovém formátu zapsat,

$$\frac{d\vec{\mathcal{H}}}{dt} = \vec{F}_A + \sum_i \vec{F}_{P,i} + \vec{F}_G + \vec{F}_B, \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{\mathcal{B}}}{dt} = \vec{M}_A + \sum_i \left( \vec{R}_{CT,i} \times \vec{F}_{P,i} \right) + \left( \vec{R}_{CG} \times \vec{F}_G \right), \quad (2)$$

kde indexy ( )<sub>A, P, G, B</sub> reprezentují silové účinky aerodynamické, propulzní, tíhové a aerostatické. Uvedené vektorové rovnice po rozpisu do složek reprezentují všech 6 stupňů volnosti pohybu.



Obr. 2 : Schéma působení vnějších sil a momentů v rovině symetrie. Příklad STOL startu vzducholoďe SKYSHIP 500

Kinematická podmínka reprezentuje doplněk k (1) a (2). Poté, co je eliminován úhel azimutu a proletěná vzdálenost, jenž se při rozboru stability letu neuplatní, klesne počet složkových rovnic kinematické podmínky na 3,

$$H' = -\sin(\Theta) \cdot U + \sin(\phi) \cdot \cos(\Theta) \cdot v + \cos(\phi) \cdot \cos(\Theta) \cdot W, \quad (3)$$

$$\phi' = p + \tan(\Theta) \cdot \sin(\phi) \cdot q + \tan(\Theta) \cdot \cos(\phi) \cdot r, \quad (4)$$

$$\Theta' = \cos(\phi) \cdot q - \sin(\phi) \cdot r. \quad (5)$$

Sloučením (1) až (5) vznikne hledaná soustava pohybových rovnic. Je tvořena devíti obyčejnými nelineárními diferenciálními rovnicemi I. řádu, které závisí na devíti kinematických proměnných a jejich I. derivacích podle času, zapsáno symbolicky,

$$(X, Y, Z, \mathcal{L}, \mathcal{M}, \mathcal{N}, H', \phi', \Theta')_9 = f[U, v, W, p, q, r, (u', v', w', p', q', r'), H', \phi', \Theta']_9. \quad (6)$$

### 4.3 ÚPRAVA POHYBOVÝCH ROVNIC

Pohybové rovnice v podobě (6) jsou řešitelné, ovšem jejich nelinearita je překážkou pro základní rozbor stability. Linearizací je možné tuto překážku odstranit a navíc získat jednodušší vztahy. Ty reprezentují obecný pohyb po poruše rovnovážného letu, ovšem pouze v případě malých rozruchů a navíc v relativně krátkém časovém úseku. Praxe v oboru ukazuje, že pro základní posouzení charakteristik stability HTA to postačuje.

Jednotlivé výrazy tvořící PR jsou pak tvořeny pouze součty rovnovážné a linearizované rozrušovací části, což umožňuje rozložit PR jako celek také na rovnovážnou a rozrušovací část.

### 4.4 PODMÍNKY ROVNOVÁHY

Rovnovážná část linearizovaných PR reprezentuje tzv. podmínky rovnováhy, které jsou tvořeny soustavu tří nelineárních algebraických rovnic. Ty popisují podmínky statické rovnováhy, tj. rovnováhy sil a momentů před poruchou rovnovážného letu (viz schéma na obr. 3),

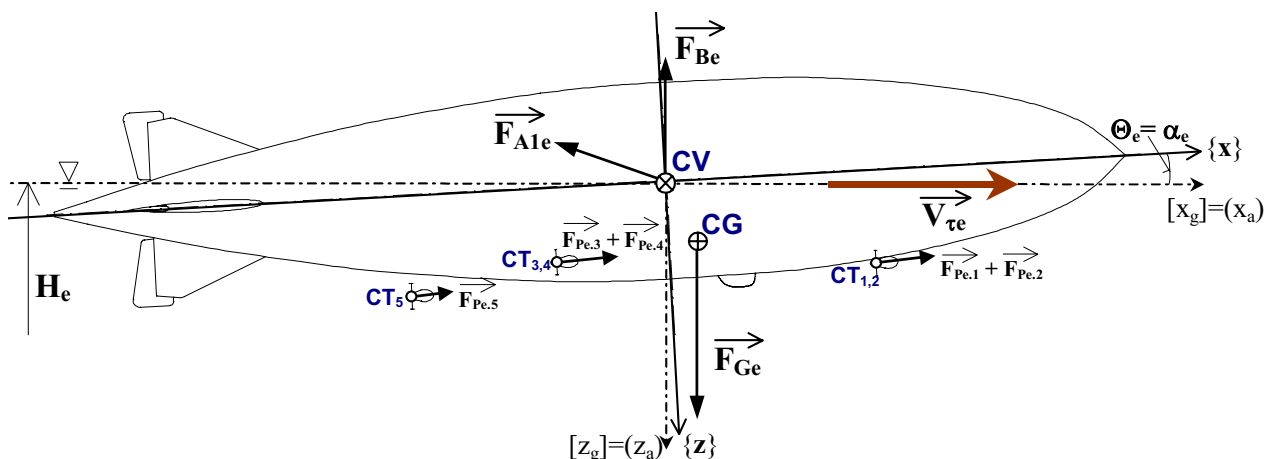
$$0 = C_{Xe} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_e \cdot V_{te}^2 \cdot S + \sin(\Theta_e) \cdot g \cdot (\rho_e \cdot Vol - m_e) + \sum_{(i)} F_{Pe,i} \cdot \cos(\gamma_{Pe,i}), \quad (7)$$

$$0 = C_{Ze} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_e \cdot V_{te}^2 \cdot S + \cos(\Theta_e) \cdot g \cdot (m_e - \rho_e \cdot Vol) + \sum_{(i)} F_{Pe,i} \cdot \sin(\gamma_{Pe,i}), \quad (8)$$

$$0 = C_{me} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_e \cdot V_{te}^2 \cdot S \cdot l - m_e \cdot g \cdot [z_{CG} \cdot \sin(\Theta_e) + x_{CG} \cdot \cos(\Theta_e)] + \dots$$

$$\sum_{(i)} F_{Pe,i} \cdot [z_{CT,i} \cdot \cos(\gamma_{Pe,i}) - x_{CT,i} \cdot \sin(\gamma_{Pe,i})], \quad (9)$$

S jejich pomocí je možné stanovit velikosti vybraných parametrů rovnovážného letu, které tvoří část vstupních dat rozrušových rovnic.



Obr. 3 : Silové schéma rovnovážného letu vzducholoďe v rovině symetrie

## 4.5 LINEÁRNÍ POHYBOVÉ ROVNICE

### 4.5.1 Stavový formát pohybových rovnic

Rozruchovou část linearizovaných pohybových rovnic – tzv. lineární pohybové rovnice (zkr. **LPR**) je možné s výhodou zapsat pomocí matic ve stavovém formátu,

$$\mathbf{m} \cdot \mathbf{x}' = \mathbf{a} \cdot \mathbf{x} . \quad (10)$$

Tento maticový zápis je rovnicí dynamiky tzv. autonomního (resp. volného) systému, jenž neobsahuje členy řízení (vzducholoď s pevným řízením, otevřená řídicí smyčka). V této rovnici reprezentuje matice  $\mathbf{m}$  čtvercovou matici hmot, 9. řádu. Je tvořena prvky matic fyzikálních a přídavných hmot. Matice  $\mathbf{a}$  je tzv. stavová matice, čtvercová, 9. řádu. Tato matice obsahuje prvky, tvořené aerodynamickými a propulzními stabilitními derivacemi, veličinami tíhové síly a aerostatického vztlaku a koeficienty linearizovaných kinematických vazeb.  $\mathbf{x}$  je sloupcová matice 9. řádu, která je označována jako vstupní vektor. Obsahuje rozruchy kinematických proměnných letu – stavové veličiny,

$$\mathbf{x} = (u \ v \ w \ p \ q \ r \ h \ \phi \ \theta)^T . \quad (11)$$

$\mathbf{x}'$  je sloupcová matice obsahující 1. derivace prvků  $\mathbf{x}$  podle času.

Zápis (10) reprezentuje soustavu devíti obyčejných lineárních homogenních diferenciálních rovnic I. řádu s konstantními koeficienty.

### 4.5.2 Separace pohybových rovnic

Na soustavu rovnic (10) je možné, s ohledem na provedenou linearizaci, předpoklad o symetrii vzducholoďe a předpoklad o nevybočenosti rovnovážného letu, aplikovat další zjednodušení – separaci PR (pohybu) na podélnou a stranovou část, [1], [2]. Poté lze získat dvě soustavy LPR nižších řádů ze stejnou strukturou zápisu, podélné pohybové rovnice (zkr. **PPR**) a stranové pohybové rovnice (zkr. **SPR**),

$$\mathbf{x}_p' = \mathbf{A}_p \cdot \mathbf{x}_p , \quad (12)$$

$$\mathbf{x}_s' = \mathbf{A}_s \cdot \mathbf{x}_s . \quad (13)$$

Matice  $\mathbf{A}_p$  a  $\mathbf{A}_s$  jsou stavové matice podélného a stranového pohybu v dynamicky normalizovaném tvaru, čtvercové, 5. a 4. řádu,

$$\mathbf{A}_p = \mathbf{m}_p^{-1} \cdot \mathbf{a}_p = \begin{pmatrix} x_u & x_w & x_q & x_h & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_h & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_h & m_\theta \\ h_u & h_w & 0 & 0 & h_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (14) \quad \mathbf{A}_s = \mathbf{m}_s^{-1} \cdot \mathbf{a}_s = \begin{pmatrix} y_v & y_p & y_r & y_\phi \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi \\ n_v & n_p & n_r & n_\phi \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (15)$$

Tyto matice jsou cílovým objektem odvození a úprav pohybových rovnic za účelem rozboru stability letu. Jejich prvky reprezentují tzv. dynamicky normalizované stabilitní derivace (definice a použitá symbolika, viz. [1]), které obsahují všechny charakteristiky vzducholodě jenž determinují její přirozenou stabilitu.

Je vhodné poznamenat, že v této práci nebyly využity bezrozměrové pohybové rovnice. Nebyl shledán žádný vážný důvod k tomu, aby byly odvozené PR převáděny ještě navíc do bezrozměrového tvaru. Je-li to z nějakého důvodu potřebné, lze rozměrové výsledky přepočítat.

## 5 ŘEŠENÍ POHYBOVÝCH ROVNIC

Řešení pohybových rovnic (10) za účelem rozboru stability je omezeno pouze na nalezení vlastních čísel stavových matic  $\mathbf{A}_p$  a  $\mathbf{A}_s$ . Problém nalezení vlastních čísel vede na řešení charakteristické rovnice (příklad podélného pohybu),

$$|\mathbf{A}_p - \lambda_p \mathbf{E}| = 0. \quad (16)$$

Uvedený determinant má tvar polynomu 5. stupně,

$$A_p \cdot \lambda_p^5 + B_p \cdot \lambda_p^4 + C_p \cdot \lambda_p^3 + D_p \cdot \lambda_p^2 + E_p \cdot \lambda_p + F_p = 0, \quad (17)$$

jehož kořeny jsou hledaná vlastní čísla stavové matice.

V rámci numerického experimentu realizovaného v disertační práci je výpočet vlastních čísel realizován v prostředí MathCAD, kde je možné nalezení vlastních čísel matice prostřednictvím předprogramované funkce ve tvaru sloupcové matice

$$\text{eigenvals}(\mathbf{A}_p) = (\lambda_{p,1} \ \lambda_{p,2} \ \lambda_{p,3} \ \lambda_{p,4} \ \lambda_{p,5})^T. \quad (18)$$

Vlastní čísla jsou obecně komplexní,  $\lambda_j = \sigma_j + i \cdot \omega_j$ . Tím, že je soustava diferenciálních rovnic lineární, existuje její výsledné řešení jako superpozice základních druhů (nebo-li způsobů) pohybu – tzv. módů pohybu. Obsahuje-li  $\lambda_j$  pouze reálnou složku, tvoří aperiodický mód, pokud je přítomná i složka imaginární, je mód oscilující. Výchylka kteréhokoliv rozruchu kinematické proměnné bude růst, pokud bude reálná část kteréhokoliv vlastního čísla kladná. Z toho lze již velmi jednoduše odvodit obecné kritérium pro stabilitu,

*„lineární systém je po malé poruše stabilní, jestliže jsou reálné části všech vlastních čísel jeho stavové matice záporné“.*

To zn., že výchylka kterékoliv neznámé kinematické proměnné vzducholodě obsažené ve stavovém vektoru, se po malé poruše v čase  $t > t_0$  bude zmenšovat, až teoreticky za nekonečně dlouhou dobu bude opět nastolen původní rovnovážný let, např.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [u(t)] = 0.$$

To vyhovuje definici tzv. asymptotické stability. Je jasné, že pokud bude kladná reálná část jenom u jediného vlastního čísla, způsobí to celkovou nestabilitu.

## **6 NUMERICKÝ EXPERIMENT**

Cílem numerického experimentu je v této disertační práci především :

- při výpočtech parametrů stability otestovat odvozené pohybové rovnice (tj. stavové matice PPR a SPR) na konkrétních příkladech vzducholodí,
- na základě výsledků výpočtů provést zhodnocení stability včetně identifikace základních módů pohybu.

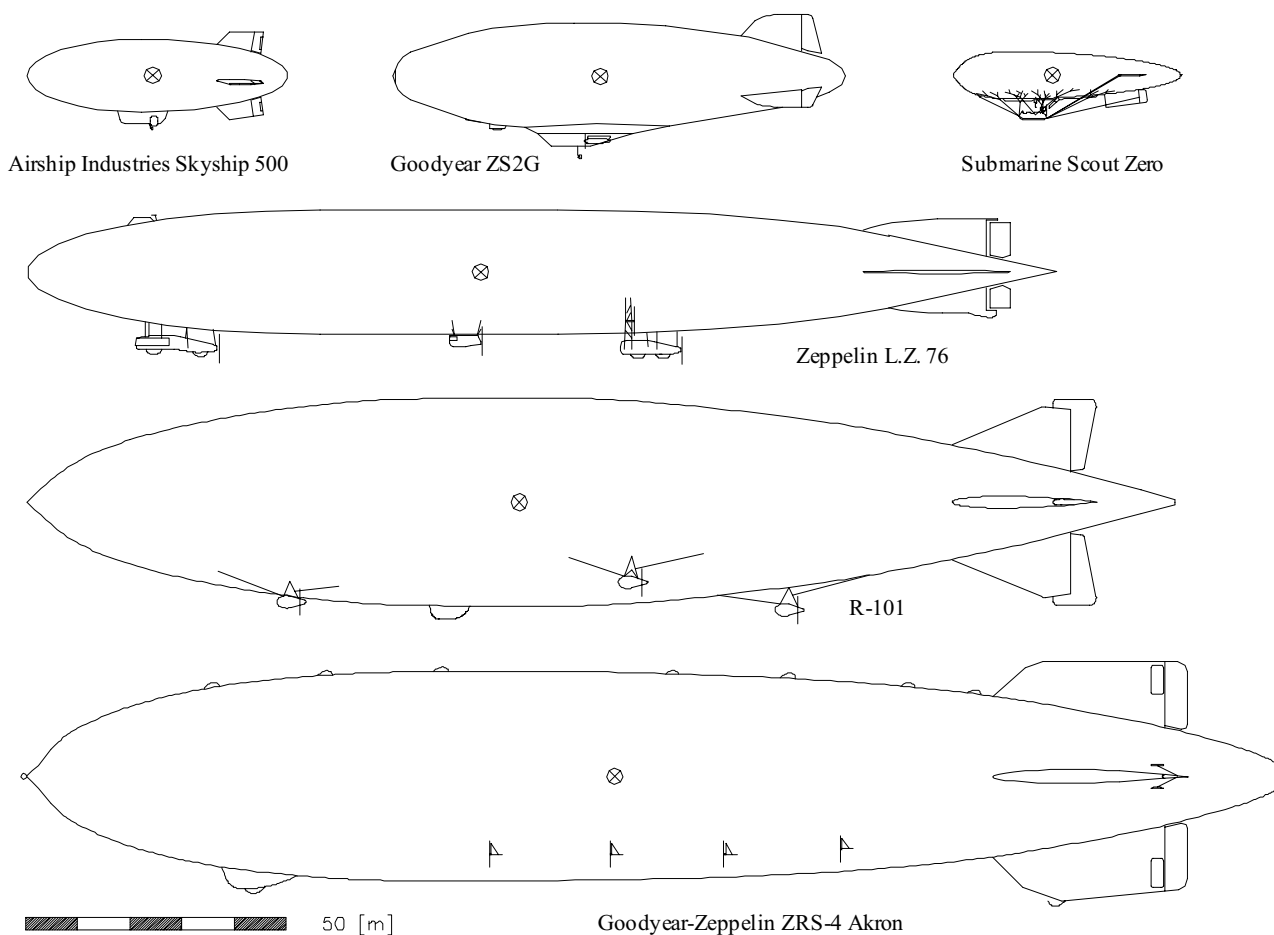
### **6.1 PŘÍKLADY VZDUCHOLODÍ**

Výběr jednotlivých příkladů vzducholodí je proveden především s ohledem na dostupnost jejich hmotnostně-geometrických a aerodynamických charakteristik v podkladech. Z původního počtu 11 vzducholodí je po užším výběru nakonec provedeno 6 samostatných numerických experimentů na příkladech :

- 1) Airship Industries SKYSHIP,
- 2) Goodyear ZS2G,
- 3) Submarine Scout Zero,
- 4) Zeppelin LZ-76,
- 5) R-101,
- 6) Goodyear-Zeppelin ZRS-4 AKRON.

Schematické bokorysní pohledy všech vzducholodí jsou ve stejném měřítku k dispozici na obr. 4 .

Příklady 1 až 3 reprezentují vzducholodě neztužené konstrukce, tzv. „blimpy“. Příklady 4 až 6 zastupují velké vzducholodě vyztužené konstrukce stavěné do 30. let minulého století. Všechny uvedené příklady jsou jistým průřezem v koncepcích i rozměrech vzducholodí, které skutečně létaly.



Obr. 4 : Schematické bokorýsy vzducholodí

## 6.2 VÝPOČET PARAMETRŮ STABILITY

V rámci numerického experimentu je realizována řada výpočtů parametrů stability uvedených příkladů vzducholodí. Jedná se konkrétně o

- $\sigma = \text{Re}(\lambda)$ , [ $\text{s}^{-1}$ ], - koeficient tlumení,
- $\omega = \text{Im}(\lambda)$ , [ $\text{s}^{-1}$ ], - vlastní kruhovou frekvenci oscilací,
- $t_2 = -[\ln(2)/\sigma]$ , [s], - čas do útlumu výchylky rozruchu proměnné na  $1/2$ .
- $N_2 = (\omega \cdot t_2 / 2\pi)$ , [1], - počet kmitů za čas  $t_2$ ,
- $T = (2\pi/\omega)$ , [s], - periodu kmitu.

Pro potřeby výpočtu těchto parametrů byl autorem v prostředí MathCAD zpracován výpočetní program, který se skládá z několika bloků, z nichž každý zajišťuje výpočet jedné kategorie dat.

- 1) Výpočet různých pomocných dat a charakteristik vzducholodě tvořících přímé vstupy do vytvořeného analytického modelu.



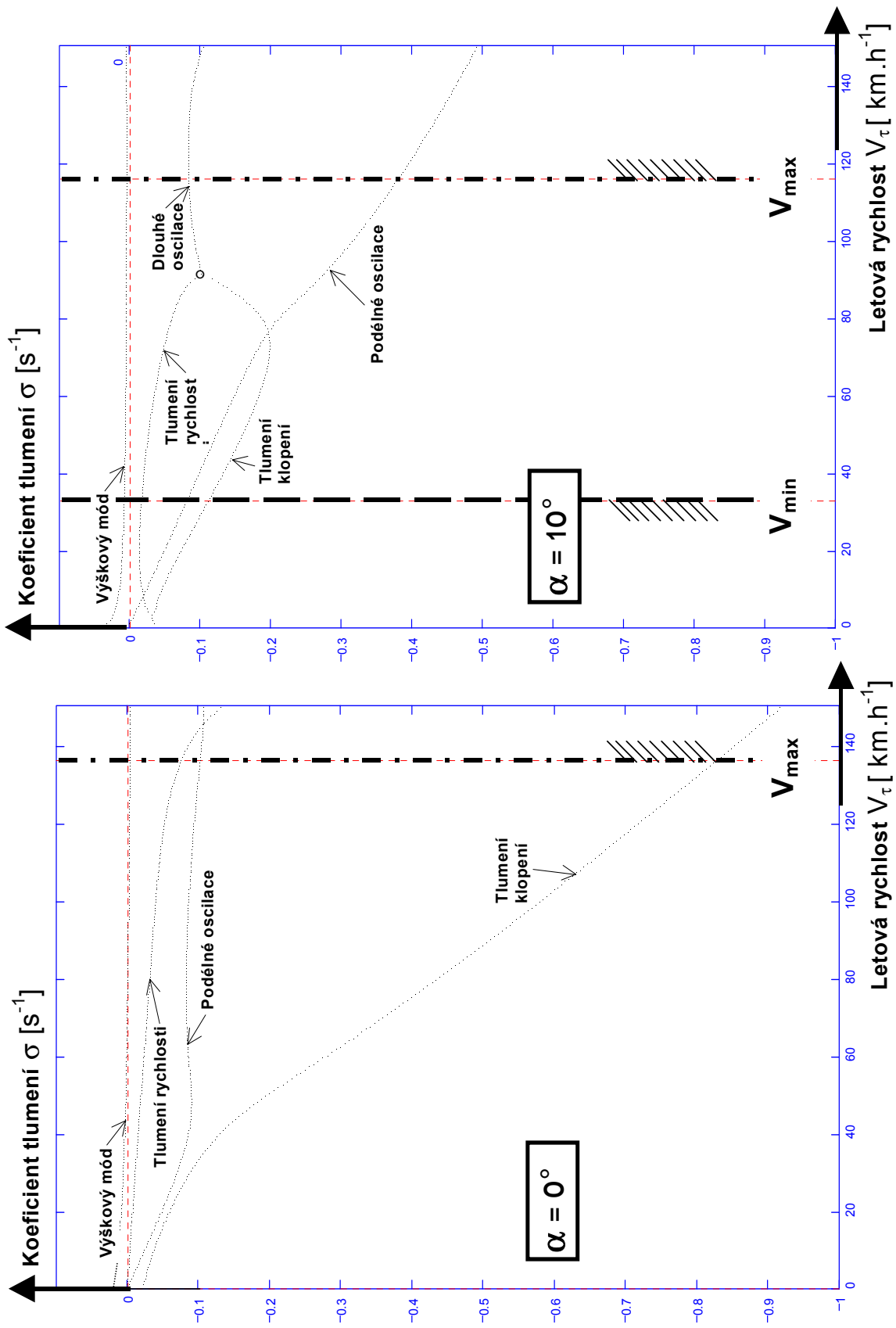
- 2) Výpočet parametrů rovnovážného letu - pro nulovou výšku MSA, s neutrální centráží, bez vektorování tahu. Tento výpočet také umožnil stanovit horní mez pro rychlost letu, která byla pro zvolený úhel náběhu dána nepřekročitelností nominálního výkonu hnací skupiny. Vliv polohy těžiště, letové výšky a vektorování tahu nebyl z důvodu vyhodnocování velkého počtu vypočtených dat zkoumán, i když sestavený program tento úkon umožňuje.
- 3) Výpočet stavových matic, tj. jejich prvků, jako funkcí  $V_\tau$  a  $\alpha$ .
- 4) Výpočet vlastních čísel a vlastních vektorů podélné a stranové stavové matice jako funkcí  $V_\tau$  a  $\alpha$ .
- 5) Výpočet parametrů stability ve formě tabulek a diagramů v podobě závislosti na  $V_\tau$  a  $\alpha$ .

Vstupní data programu v podobě hmotnostních, aerostatických a hmotnostně-geometrických charakteristik jsou získána ze [7], [10] a [26]. Podklady [11], [12], [13], [14], [16], [19], [22] a [25] zase poskytly údaje v podobě experimentálně získaných aerodynamických charakteristik, jejichž následným zpracováním bylo možné získat průběhy součinitelů aerodynamických sil a momentů draku. Z těch pak byly derivováním získány aerodynamické stabilitní derivace jako důležitý vstup do LPR. Ostatní charakteristiky vzducholodí, tj. rotační derivace, přídatné hmoty a propulzní charakteristiky byly odhadnuty výpočtem na základě údajů vyskytujících se v již zmíněných zdrojích a také z [15] a [17].

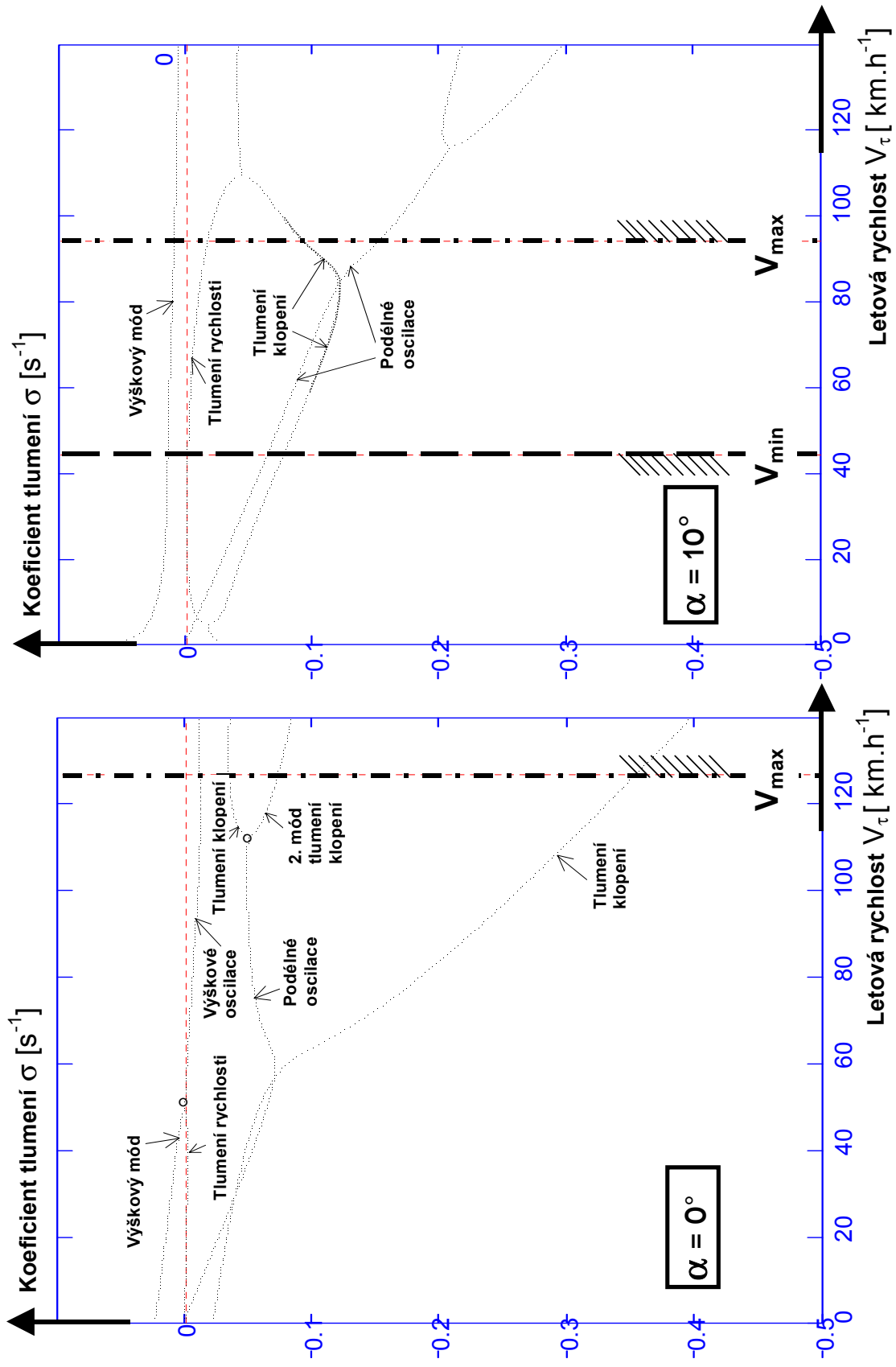
Pro celkové znázornění vlivu rychlosti letu a úhlu náběhu na stabilitu jsou vypočítány diagramy koeficientu tlumení – tzv. „ identifikační “ diagramy,  $\sigma(V_\tau)$ . Jedná se o závislosti plynule se měnící na letové rychlosti, pro konstantní úhly náběhu  $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$  a  $10^\circ$ , s oddělením podélných módů od stranových. Typické ukázky pro případy podélných módů, úhly náběhu  $0^\circ$  (tzv. osový let) a  $10^\circ$  (let staticky těžké vzducholodě), jsou uvedeny na obr. 5 a 6 .

Pro oscilující módy jsou dodatečně vykresleny v kořenových hodografech závislosti vlastní kruhové frekvence kmitů na koeficientu tlumení,  $\omega = \sqrt{[\sigma(V_\tau)]}$ , pro plynule se měnící rychlosti letu a konstantní úhly náběhu  $\alpha = -5^\circ ; -2,5^\circ ; 0^\circ ; 2,5^\circ ; 5^\circ ; 7,5^\circ$  a  $10^\circ$ . Ukázka kořenových hodografů je na obr. 7 a 8 – podélný pohyb a obr. 9, 10 – stranový pohyb.

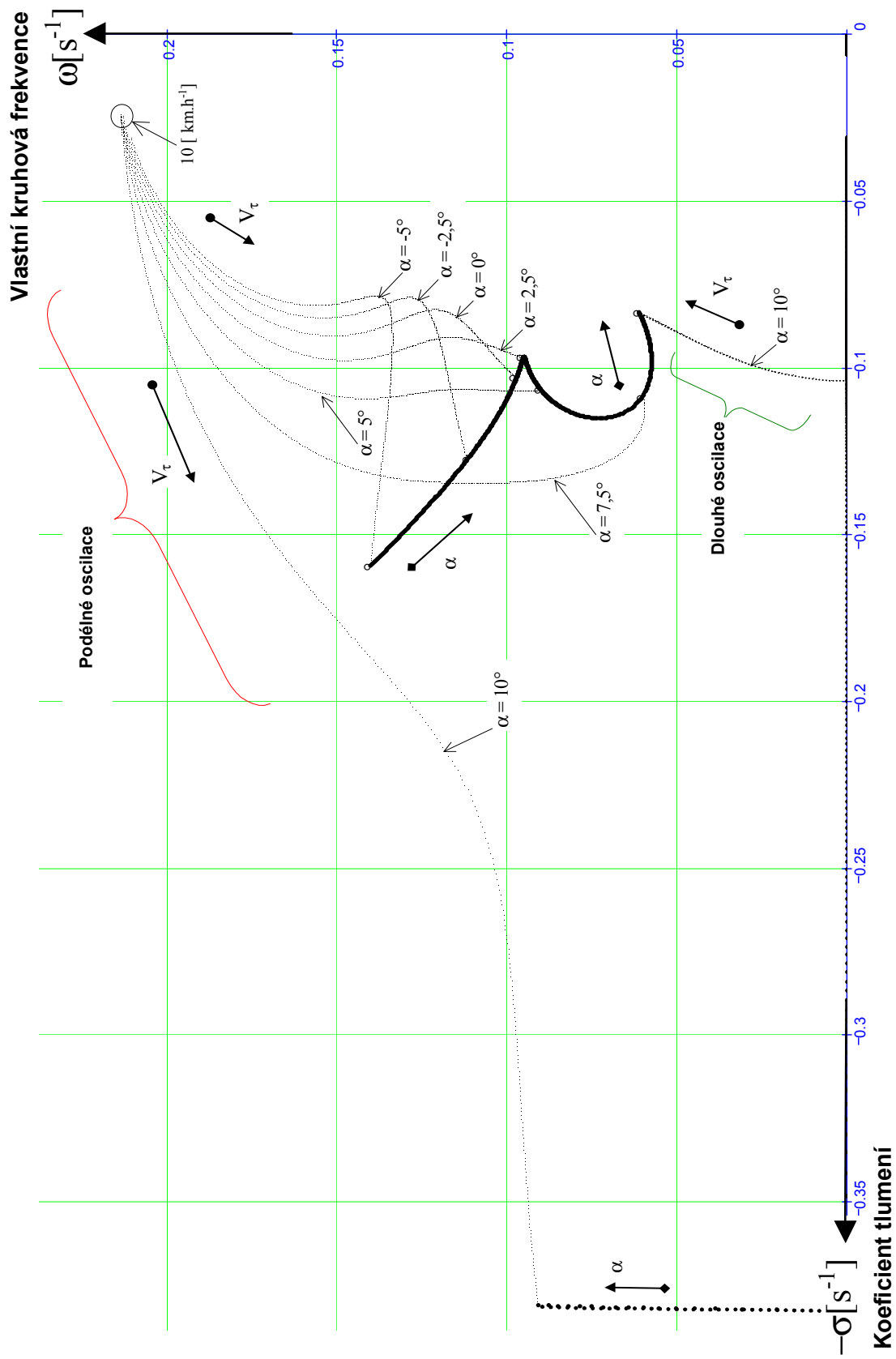
Ve vybraných režimech rovnovážného letu, daných kombinacemi úhlů náběhu  $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$  a  $10^\circ$  s rychlostí letu  $V_\tau = 0,25 ; 0,5 ; 0,75 ; 1$  násobku maximální rychlosti, jsou vypočítány hodnoty všech uvedených parametrů stability. Vypočtená data jsou seřazena v tabulkových blocích. Malá ukázka pro jeden takový režim rovnovážného letu je uvedena v tab. 1 .



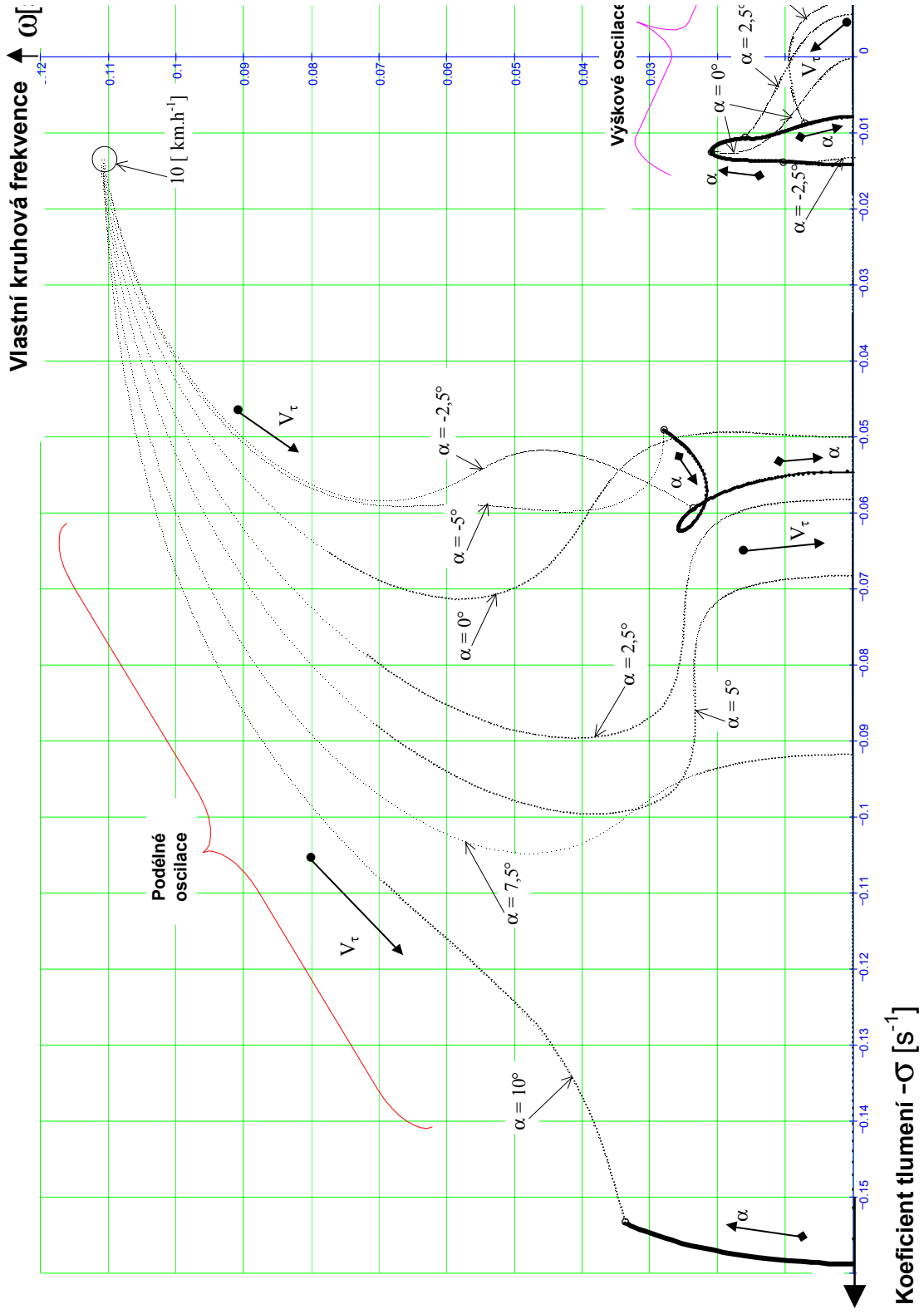
Obr. 5: Diagramy koeficientu tlumení  $\sigma(V_\tau, \alpha)$  všech módů podélného pohybu vzducholoďe ZS2G



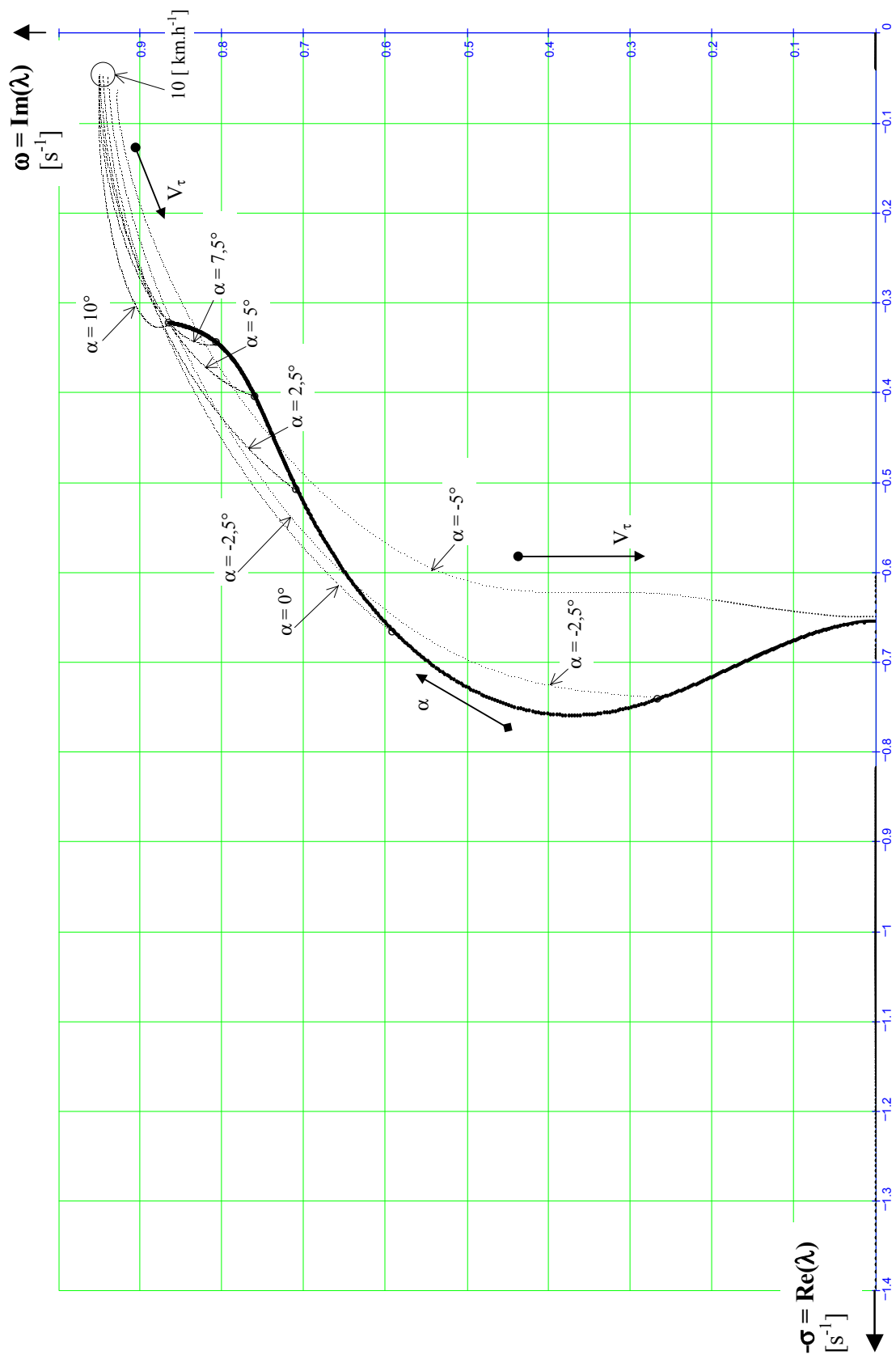
Obr. 6: Diagramy koeficientu tlumení  $\sigma(V_\tau, \alpha)$  všech módů podélného pohybu vřduchohodě ZRS-4 AKRON



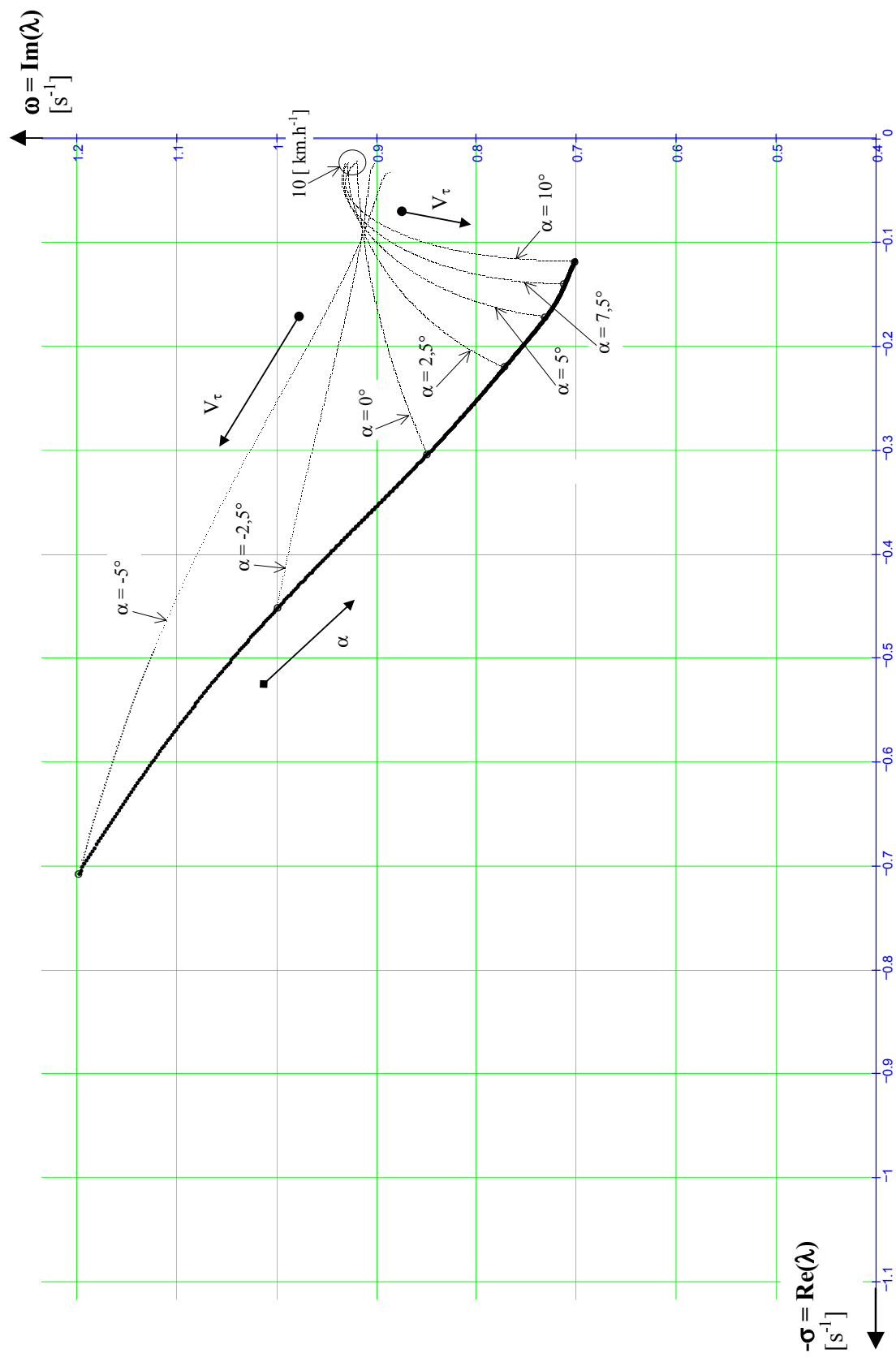
Obr. 7: Kořenový hodograf  $\omega = f[\sigma(V_T, \alpha)]$  všech oscilujících módů podélného pohybu vzducholoďe ZS2G



Obr. 8: Kořenový hodograf  $\omega = f[\sigma(V_\tau, \alpha)]$  všech oscilujících módů podélného pohybu vzducholoďe ZRS-4 AKRON



Obr. 9: Kořenový hodograf  $\omega = f[\sigma(V_\tau, \alpha)]$  klonivých oscilací vzducholoďe ZS2G



Obr. 10: Kořenový hodograf  $\omega = f[\sigma(V_\tau, \alpha)]$  klonivých oscilací vzducholoďe ZRS-4 AKRON

Tab. 1 : Vypočtená data vybraných charakteristik stability vzducholoďe ZS2G, odpovídá letu pod nulovým úhlem náběhu rychlostí 0,5.Vmax ( $V_{\tau} = 68,5 [km.h^{-1}]$ )

Módy		$\sigma$	$t_2$	$\omega$	$T$	$N_2$
		[s <sup>-1</sup> ]	[s]	[s <sup>-1</sup> ]	[s]	[1]
podélné	tlumení rychlosti	-0,0275	25,17			
	tlumení klopení	-0,3491	1,99			
	výškový mód	-1,97E-04	3519			
	podélné oscilace	-0,0837	8,29	0,126	50	0,166
stranové	tlumení vybočení	0,0717	-9,66			
	tlumení zatačení	-0,5224	1,33			
	klonivé oscilace	-0,3328	2,08	0,87	7,2	0,288

### 6.3 VYHODNOCENÍ VYPOČTENÝCH DAT

Na základě vypočtených dat v numerickém experimentu bylo na příkladech všech šesti vzducholoďí identifikováno celkem 15 různých módů pohybu, které se vyskytly v rámci měnící se letové rychlosti a úhlu náběhu v 12 kombinacích. Výpis a základní charakteristika identifikovaných módů je uvedena v tab. 2 .

Při hodnocení stability je možné v případě podélného pohybu konstatovat prakticky stabilní stav. Nicméně v některých oblastech kombinace letové rychlosti a úhlu náběhu se u výškového módu a módu výškových oscilací objevily nestability, viz. obr. 5 až 8 . Míru nestability, která je u těchto módů velmi nízká, je možné s ohledem dopadu na možné komplikace při pilotáži považovat za nevýznamnou.

U stranových módů se objevují nestability prakticky pouze v případě módu tlumení vybočení. Tato situace nastane pokaždé, když je vzducholoď vybavena ocasionými plochami, jenž mají nedostatečnou velikost průmětu do roviny symetrie.

Co se týče požadavků na dosažení konkrétní míry stability, nejsou v případě vzducholoďí k dispozici (na základě řešitelovy informovanosti) žádné (!) předpisy, které by ji nějak specifikovaly. Přetrvává všeobecná snaha výrobců vzducholoďí dosáhnout pokud možná optimální míry stability v poměru k říditelnosti.

Na druhou stranu je nutné konstatovat, že v současnosti je s pomocí systémů automatického řízení letu možné úspěšně stabilizovat a řídit i letadla přirozeně nestabilní. Vnímáno v tomto duchu je pak nutnost klást požadavky na přirozenou stabilitu vzducholoďe více méně nezávazná.

V této práci je vůči zvyklostem v oboru uvažován v pohybových rovnicích také vliv letové výšky. Jak ukazují vypočtená data na příkladech vzducholoďí má její přítomnost spíše destabilizující vliv, i když zanedbatelně.

Zajímavé je také zjištění, že modální obraz letu vzducholoďe je vesměs velmi různorodý. Poměrně často se v rozsahu fyzikálně možných letových rychlostí objevují módy v různých kombinacích, nezřídka dochází k rozdělení (bifurkaci) oscilací na dva aperiodické módy a naopak.



Tab. 2 : Přehledová tabulka nejdůležitějších charakteristik základních módů letu vzducholoď

Podélné módy							
	poř. čís.	označení	název	klasifikace stability	míra tlumení	frekvence oscilací	výskyt v rozsahu všech letových rychlostí
aperiodické	1.	RP1	tlumení rychlosti	zpravidla stabilní	slabá	-	vždy
	2.	RP2	tlumení klopení	vždy stabilní	silná		vždy
	3.	RP3	mód podélného sklonu	stabilní	střední až slabá		omezený
	4.	RP4	2. mód tlumení klopení	vždy stabilní	silná		omezený
	5.	RP5	výškový mód	zpravidla mírně nestabilní	nedostatečná		častý
oscilující	6.	ZP1.2 ZP1.3	dlouhé oscilace	stabilní	slabá	nízká	nad $\alpha = 10^\circ$ častý
	7.	ZP1.5	výškové oscilace	zpravidla mírně nestabilní	nedostatečná	velmi nízká	častý
	8.	ZP2.3	pomalé podélné oscilace	stabilní	střední až slabá	nízká	omezený
	9.	ZP3.4	podélné oscilace	zpravidla stabilní	střední	střední	vždy
Stranové módy							
aperiodické	10.	RS1	tlumení vybočení	stabilní i nestabilní	slabá až nedostatečná	-	vždy
	11.	RS2	tlumení zatáčení	vždy stabilní	střední až silná		vždy
	12.	RS3	tlumení klonění	stabilní	silná		omezený
	13.	RS4	mód příčného sklonu	stabilní	střední až slabá		omezený
oscil.	14.	ZS1.2	stranové oscilace	stabilní	slabá	nízká	ojedinelý
	15.	ZS3.4	klonivé oscilace	stabilní	střední až silná	vysoká	vždy

Poznámka : - hodnocení míry tlumení a frekvence oscilací podle :

- **koeficientu tlumení**  $\{\sigma_j [s^{-1}]\}$  : silné tlumení  $\{(-\infty) -1 \text{ až } -0,3\}$ , střední tlumení  $\{-0,3 \text{ až } -0,1\}$ , slabé tlumení  $\{-0,1 \text{ až } -0,01\}$ , nedostatečné tlumení  $\{-0,01 \text{ až } 0(\infty)\}$ ,
- **vlastní kruhové frekvence oscilací**  $\{\omega_j [s^{-1}]\}$  : vysoká frekvence  $\{(\infty) 3,5 \text{ až } 0\}$ , střední frekvence  $\{0,6 \text{ až } 0,1\}$ , nízká frekvence  $\{0,1 \text{ až } 0,01\}$ , velmi nízká frekvence  $\{0,01 \text{ až } 0\}$ .

## 7 ZÁVĚR

V první části disertační práce jsou odvozeny pohybové rovnice letu vzducholoď. Na základě úvodních předpokladů a omezení modelu pohybu je proveden rozbor jednotlivých silových účinků působících na vzducholoď za letu. Následně jsou sestavené nelineární pohybové rovnice linearizovány a upraveny do stavového formátu separovaného na podélnou a stranovou část. Pro potřeby rozboru stability volného letu jsou z upravených pohybových rovnic využity pouze stavové matice.

Druhá část disertační práce se zabývá numerickým experimentem. Je vybráno 6 příkladů vzducholoď, u nichž jsou s pomocí odvozených pohybových rovnic vypočítány vybrané parametry stability.

Aerodynamické charakteristiky draku jsou do výpočtu implementovány v podobě analytických modelů zpracovaných z experimentálně získaných podkladů.

Samotnému výpočtu parametrů stability z upravených pohybových rovnic ještě předchází výpočet některých parametrů rovnovážného letu, které také figurují mezi vstupními daty. K jejich výpočtu jsou využity podmínky rovnováhy, které vznikly jako vedlejší produkt linearizace.

Výpočty parametrů stability jsou realizovány za pomoci programu sestaveného autorem v prostředí MathCAD. Vypočtená data jsou zobrazena převážně v diagramech koeficientu tlumení (identifikačních diagramech), kořenových hodografech a tabulkách parametrů stability. Z důvodu omezení velkého počtu vyhodnocovaných výsledků je zkoumán pouze vliv letové rychlosti a úhlu náběhu, vše v nulové letové výšce při neutrální centráži, bez vektorování tahu.

Vypočtená data v rozsahu reálně dosažitelných letových rychlostí a úhlů náběhu naznačují existenci pěti podélných aperiodických módů, čtyř podélných oscilujících módů, čtyř stranových aperiodických módů a dvou stranových oscilujících módů, celkem 15 módů. U jednotlivých příkladů vzducholodí, především v podélném pohybu se vyskytuje vždy více kombinací módů.

Navzdory podélné i stranové „statické“ nestabilitě, prokázal početní odhad v provedeném numerickém experimentu ve většině případů prakticky „dynamicky“ stabilní stav. Podélná nestabilita je způsobena výškovým módem a výškovými oscilacemi. Její míra je ale zanedbatelná, pravděpodobně bez vážnějšího dopadu na pilotáž vzducholodě. Očekávaná nestabilita módu podélných oscilací se neobjevila.

Ve dvou případech se objevila nezanedbatelná stranová nestabilita způsobená módem tlumení vybočení. Nestabilitu tohoto módu pravděpodobně způsobuje nedostatečná účinnost svislých ocasních ploch.

Hlavní přínos této práce spočívá především v celkovém utřídění poznatků, v prověření a částečně i ve vývoji analytického nástroje sloužícího k provedení rychlého posouzení míry stability volného letu vzducholodě klasické koncepce.

Některé odvozené vztahy a postupy, dále také poznatky plynoucí z výsledků numerického experimentu jsou přímo využitelné ve fázi předběžného návrhu vzducholodě a eventuálně také jako pomůcka při vyhodnocení letových měření zabývajících se stabilitou.

Vzhledem ke specifikům zkoumaného objektu - vzducholodě, nebylo možné vždy převzít odladěné postupy řešení, které jsou k dispozici pro letadla těžší vzduchu. Proto byl autor nucen provést

- 1) vlastní odvození pohybových rovnic. Při svém intenzivním pátrání nenarazil na žádnou práci, která by se podrobným odvozením pohybových rovnic vzducholodě zabývala. V dostupné literatuře se objevují pouze některé kroky odvození s pečlivě vybranými výsledky.
- 2) Odvození pohybových rovnic letadla pro souřadnicovou soustavu, která má počátek mimo těžiště. Autor zde nemohl jednoduše použít obvyklých postupů pro stejnou problematiku, kde jsou souřadnicové soustavy v těžišti.

- 3) Rozšíření pohybových rovnic o vliv letové výšky. Tato proměnná se běžně zanedbává, zde je její vliv v rámci lineárních pohybových rovnic plně uvažován.

Součástí předložené disertační práce je také rozsáhlý, byť numerický experiment, který v rámci šesti zvolených příkladů vzducholodí zohlednil všechna specifika těchto dopravních prostředků tak, jak to bylo v teoretické části disertační práce odvozeno. Výsledky výpočtů pak umožnily vytvořit jistý základní náhled na možný modální obraz dynamiky letu vzducholodě.

Možnosti dalšího rozvoje problematiky stability vzducholodí lze spatřit okamžitě v bezprostředné nutnosti realizace letového experimentu, který by vhodným způsobem ověřil, nebo naopak vyvrátil zde publikované závěry.

Již teoretické zpřesnění výsledků získaných v této práci by bylo možné získat např. aplikací nelineárních pohybových rovnic.

Další možností okamžitého rozšíření rozsahu poznatků z této disertační práce by mohlo být v provedení té části numerického experimentu, která měla za cíl prozkoumat závislosti stability na změnách letové výšky a centráže.

## SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] G. A. KHOURY - J. D. GILLET : Airship Technology - M. V. Cook : kapitola 4. - Stability and Control, str. 73 ~ 106, Cambridge University Press, 1999.
- [2] M.V. COOK : Flight Dynamics Principles, Arnold, 1997.
- [3] M. DANĚK : Mechanika letu, VUT, Brno, 1985.
- [4] I. ŠVARC : Kybernetika, VUT, Brno, 1989.
- [5] J. SLAVÍK - C. KRATOCHVÍL : Mechanika těles - Dynamika, VUT, Brno, 1989.
- [6] W. KLEMPERER : Windkanalversuche an einem Zeppelin-Luftschiff-Modell, Julius Springer, Berlin, 1932.
- [7] J. DELAURIER - D. SCHENCK : Airship Dynamic Stability, A Collection of Technical papers, AIAA Lighter-than-Air Systems Technology Conference, Palo Alto, CA., USA, 1979.
- [8] M. TISCHLER - R. F. RINGLAND - H. R. JEX : Heavy - Lift Airship Dynamics, AIAA - Journal of Aircraft, díl 20, čís. 5, 1983.
- [9] P. G. THOMASSON : Equations of Motion of a Vehicle in a Moving Fluid, AIAA - Journal of Aircraft, díl 37, čís. 4, 2000.
- [10] S. P. JONES - J. DELAURIER : Aerodynamic Estimation Techniques for Aerostats and Airships, AIAA - Journal of Aircraft, díl 20, čís. 2, 1983.
- [11] M. M. MUNK : The Drag of the Zeppelin Airships, NACA TR-117, 1921.
- [12] H. B. FREEMAN : Force Measurements on a 1/40-Scale Model of the U.S. Airship „AKRON“, NACA TR-432, 1932.
- [13] M. D. CANNON : Static Longitudinal and Lateral Stability and Control Data Obtained from Tests of a 1/15-Scale Model of the Goodyear XZP5K Airship, NACA DE-211, 1956.
- [14] J. R. PANNEL - R. JONES : Experiments on a Model of the German Rigid Airships L 33, R&M-361, 1917.
- [15] A Study of Airship Rotary Derivatives, Goodyear Aircraft Corporation, 1960.
- [16] Aerodynamic Analysis of a 1/20-Scale Powered Wind Tunnel Model of an Airship with Two Wake Propeller Configurations and Comparison with Conventional and Fin-Mounted Powerplant Configuration, GER-10176, Goodyear Aircraft Corporation, 1961.

- [17] F. H. IMLAY : The Complete Expressions for „Added Mass“ of a Rigid Body Moving in an Ideal Fluid, Department of the Navy, David Taylor Model Basin, Research and Development Report 1528, 1961.
- [18] Engineering Scientific Data Unit, Aerodynamics Sub-series, díl 9a - Stability of aircraft, ESDU International Ltd., 1986.
- [19] J. R. PANNEL - R. A. FRAZER : Experiments on Rigid Airship R.33, R&M-668, 1919.
- [20] R. A. FRAZER - L. F. G. SIMMONS : Investigation of The Forces and Moments upon a Complete Model Airship of Type S.S.Z. with an Analysis of the Effects of Full and Partial Rigging, R&M-457, 1918.
- [21] ČSN 31 0201 - Pojmy, veličiny a značky v mechanice letu, 1975.
- [22] R. JONES - A. H. BELL : Experiments on a Model of the Airship R.101 with Applications to Determine the Steady Motion of the Airships, R&M-1400, 1931.
- [23] C. P. BURGESS : Aerodynamic stability of Airship XZNP-M-1 According to Wind Tunnel Data, Design Memorandum No. 359, 1944.
- [24] F. GOINEAU - M. V. COOK : The stability and control characteristics of the neutrally buoyant non-rigid airship, CoA Report No.9911, College of Aeronautics, 1999.
- [25] J. M. WRIGHT JR. - R. E. ADAMS : An Empirical Method For Non-Rigid Airship Preliminary Drag Estimation, AIAA, 1991.
- [26] L. BAIRSTOW - E. F. RELF - J. L. NAYLER : The Stability of Airships. Mathematical Theory and Illustrations of its Use, R&M-257, 1916.

## SEZNAM PRACÍ AUTORA

- [A1] J. POLÁČEK : Rozbor setrvačného členu pohybových rovnic, Interní výzkumná zpráva, Letecký ústav, FSI VUT v Brně, 2001.
- [A2] J. POLÁČEK : ATMOS - 2001, Odhad charakteristik atmosféry potřebných pro stanovení objemu aerostatu, Interní výzkumná zpráva, Letecký ústav, FSI VUT v Brně, 2001.
- [A3] J. POLÁČEK : Rozbor dynamické stability vzducholodě - Tvorba a použití linearizovaných pohybových rovnic pro odhad letových vlastností vzducholodě, Pojednání ke státní doktorské zkoušce, Letecký ústav, FSI VUT v Brně, 2001.
- [A4] J. POLÁČEK - J. SALGA : Zpomalování letounu L-29 v přízemních výškách po vysazení motoru, Výzkumná zpráva, Vojenská akademie v Brně, 2001.
- [A5] J. POLÁČEK : Rozbor vlivu přehřátí nosného plynu na aerostatický dostup plynového balónu, Výzkumná zpráva pro Kubíček, s.r.o., Brno, 2002.
- [A6] J. POLÁČEK : Metoda početního odhadu velikosti ocasních ploch upoutaného balónu, Výzkumná zpráva pro Kubíček, a.s., Brno, 2002.
- [A7] J. POLÁČEK - J. SALGA : Podklady pro matematický model letounu s měnitelnou geometrií křídla, Výzkumná zpráva pro Hexagon - Systems, s.r.o., Vojenská akademie v Brně, 2003.
- [A8] J. POLÁČEK - D. ROZEHNAL : Nestacionární obtékání aerodynamických těles, Závěrečná výzkumná zpráva projektu VGA 16 - Poláček, Vojenská akademie v Brně, 2003.
- [A9] J. POLÁČEK : Analysis of dynamic stability of airship flight by means of the linearised equations of motion, Conference PhD 2004, ISBN 80-7043-330-2, Srní, 2004.
- [A10] J. POLÁČEK : Podélná stabilita vzducholodě při letu s malými úhly náběhu, Conference Applied mechanics 2005, ISBN 80-214-2373-0, Hrotovice, 2005.
- [A11] J. POLÁČEK : Dynamická stabilita letu vzducholodě, Letecký zpravodaj, VZLU Praha, ISSN 1211 – 877X, připraveno k vydání.

# ŽIVOTOPIS

## Osobní údaje

Jméno a příjmení : Jozef Poláček

Datum a místo narození : 1.8.1975, Trenčín, SR

Bydliště : Dolnopolní 55, Brno-Maloměřice, 614 00

Současný zaměstnavatel : Univerzita obrany

Kontakt na pracoviště : tel. 973442706

Email : [j.polacek@email.cz](mailto:j.polacek@email.cz)

## Vzdělání

1989 – 1993 : Středná odborná škola stavebná v Trenčíne, obor - Pozemné staviteľstvo.

1993 – 1998 : Inženýrské studium, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, obor – Letadlová technika, specializace - Stavba letadel.

1998 – 2005 : Doktorské studium, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav (1998 – 2001 prezenční forma studia ), obor - Konstrukční a procesní inženýrství, specializace - Stavba letadel.

## Zaměstnání

1998 : Projektant horkovzdušných balonů speciálního tvaru, Kubíček s.r.o., Francouzská 81, Brno, tel : 545211917 (1999 – 2000 vedlejší pracovní úvazek).

2001 – současnost : Odborný asistent, Univerzita obrany, katedra letadel a motorů.

2002 : Základní vojenská služba.

## Jazykové znalosti

Anglicky

## **ABSTRACT**

This work is concerned with the problem of dynamic stability characteristics of airship flight. It is divided into two parts : a theoretical analysis and a numerical experiment. The first part consists of a derivation of complete motion equations of an airship, which are then linearized and separated to longitudinal and lateral components. Next product of linearization – steady state equations are used to make a numerical estimate of the parameters of flight in equilibrium, and these in turn generate direct input data for further computations. The end product of the manipulation of the linearized equations of motion is a state matrixes in dynamically normalized form for longitudinal and lateral motion.

In the process of searching for a solution and utilization of the equations of motion, emphasis is placed on maximally utilizing the power of the working environment of MathCAD software. For acquiring and ordering the results was composed computation code.

The second part of this work consisted of a numerical experiment for six different airships. This both verified the correctness of the derivation of the equations of motion and provided numerical outputs of dynamic stability characteristics. The data obtained show that dynamic modes of airships differ significantly from modes typical for aeroplanes. In addition there are occured unstable modes and bifurcation phenomena.