

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

Ing. Jaroslav Hnízdil

**Simulace odhozu břemen z letounu
s využitím metod CFD**

**Simulation of Store Separation from an Aircraft
Using CFD Methods**

Teze doktorské dizertační práce

PhD Thesis

Obor:

Konstrukční a procesní inženýrství

Oponenti:

Prof. Ing. Jaroslav Salga, CSc.

Ing. Zdeněk Pátek, CSc.

Školitel:

Prof. Ing. Karol Filakovský, CSc.

Datum obhajoby: 13.6.2001

© 2001 Jaroslav Hnízdil
ISBN 80-214-1920-2
ISSN 1213-4198

Obsah

1. Úvod.....	5
2. Cíle dizertační práce	6
3. Řešení publikovaná v literatuře	7
4. Navrhované řešení	9
5. Síly a momenty působící na letoun a břemeno	11
6. Aerodynamické síly a momenty	13
7. Výpočet dráhy odhazovaného tělesa	17
8. Výsledky výpočtů a jejich ověření	20
9. Závěr	27
10. Summary	28
Literatura.....	30
Životopis autora.....	33

1. Úvod

Při zavádění do výzbroje nových zbraňových systémů je v poslední době kladen velký důraz na jejich vzájemnou integraci s letounem, tj. na ověření bezpečného použití těchto systémů na daném typu letadla.

Prokazování bezpečnosti je samozřejmě záležitostí letových zkoušek, ty jsou však značně finančně náročné a kromě toho samy představují určité riziko jak pro letoun, tak i jeho pilota. Z tohoto důvodu jsou všichni letečtí výrobci vedeni snahou nalézt nové postupy, které by omezily počet nezbytných letových zkoušek na minimum, a to bez snížení věrohodnosti výsledků.

Vedle zkoušek v aerodynamických tunelech se v poslední době začíná široce používat modelování odhozu vnějších zbraňových systémů na počítači. I přes značný pokrok v oblasti výpočetní techniky, numerických metod a výpočetní aerodynamiky (CFD) je však přímé řešení tohoto problému pořád ještě značně problematické. Moderní CFD systémy jsou sice schopny s dostatečnou přesností určit hodnoty aerodynamických veličin působících na těleso, doposud ale neexistuje komerční program, který by na jejich základě dokázal vypočítat i dráhu uvažovaného tělesa. V odborné literatuře se sice jednotlivé zmínky o pokusech řešit daný problém tímto způsobem objevují, žádný z navrhovaných postupů však zatím není schopen obecného praktického použití.

Z tohoto důvodu se odhozy tělesa z letounu řeší většinou rozdělením celého problému na dvě dílčí úlohy; v prvním kroku se nejprve stanoví aerodynamické síly a momenty působící na odhazované těleso ve všech uvažovaných polohách a teprve následně se počítá vlastní dráha tělesa.

V předkládané dizertační práci je navržen postup, jehož podstata spočívá v zahrnutí výpočtu aerodynamických sil a momentů přímo do řešení dráhy odhazovaného tělesa. Při takovémto postupu se potřebná aerodynamická data určují pouze pro ty konkrétní konfigurace, které v průběhu odhozu bezprostředně nastanou, a tím se radikálně sníží počet nezbytných výpočtů. Díky uvažování konkrétních konfigurací odpadá rovněž nutnost hledat potřebné hodnoty pomocí interpolace z tabulky předem získaných údajů, čímž se zvyšuje přesnost celého výpočtu.

2. Cíle dizertační práce

Cílem dizertační práce je navrhnout postup, jehož pomocí by bylo možné reálně modelovat pohyb tělesa po jeho odhození z letounu a tím výrazně snížit počet nezbytných letových zkoušek zaměřených na zahrnutí nových zbraňových systémů do nabídky variant letounu L 159 bez jakéhokoliv ohrožení bezpečnosti provozu.

V rámci tohoto úkolu je nezbytné

- provést teoretický rozbor navrhovaného postupu s důrazem na stanovení aerodynamických charakteristik letounu i odhazovaného tělesa a na výpočet dráhy odhazovaného tělesa;
- tyto teoretické principy rozpracovat do podoby konkrétního algoritmu, přičemž navrhovaný algoritmus musí být dostatečně obecný, aby mohl být použit pro libovolný bojový letoun a libovolné odhazované těleso;
- vypočtené výsledky ověřit na základě údajů získaných během letových zkoušek

V rámci tohoto úkolu se předpokládá, že pro výpočty aerodynamických charakteristik jednotlivých podvěsů bude využit program Fluent, který je v Aeru Vodochody k dispozici.

3. Řešení publikovaná v literatuře

Současné přístupy k řešení odhozu těles z letounu lze obecně rozdělit do dvou velkých skupin:

- řešení, v nichž je výpočet dráhy odhazovaného břemene zahrnut přímo do programu pro stanovení aerodynamických sil a momentů působících na letoun a odhazované těleso;
- řešení, v nichž výpočet aerodynamických charakteristik nahrazuje měření v aerodynamickém tunelu a k určení dráhy odhazovaného břemene se používá zvláštní program.

První skupina řešení je elegantnější a určitě perspektivnější; vzhledem k současným možnostem výpočetní techniky však tento přístup doposud není možno aplikovat ve zcela obecném případě. Hlavní překážkou v jeho širším a obecnějším uplatnění jsou především příliš velké nároky na paměť počítače i značná časová náročnost spojená hlavně s nutností neustálého přesíťování celé oblasti.

Z tohoto důvodu se doposud podobné úlohy řeší vždy s některými zjednodušeními. Ty se nejčastěji týkají vymezení určité malé oblasti, v níž se přesíťování provádí, zatímco ostatní části sítě zůstávají beze změn. Výhodou takového přístupu je významné snížení časové náročnosti řešení, k jeho nedostatkům naopak patří skutečnost, že v obecném případě lze předem jen velmi obtížně určit oblast, za jejíž hranice se odhazované břemeno v rámci svého pohybu nedostane.

K nejobecnějším řešením obtékání těles s měnící se geometrií patří přístup Rainalda Löhnera [1-2], který kombinuje hned několik úprav sítě. V každém časovém kroku počítá pouze s deformací sítě v blízkosti pohybujícího se tělesa způsobenou změnou geometrie. Současně však kontroluje kvalitu buněk v oblasti obklopující toto těleso, a jakmile zkosení buněk překročí určitou mez, provede se vyhlazení sítě v oblasti kolem pohybujícího se tělesa. Kromě toho využití počítačů nejvyšší třídy umožňuje autorovi počítat i s vyhlazením sítě v celé výpočetní oblasti, které se však provádí až po několika lokálních vyhlazeních v okolí pohybujícího se tělesa.

Zcela odlišný přístup k řešení tohoto problému zvolili na univerzitě v Manchesteru [3]. K výpočtu odhozu tělesa z letounu je zde použita pevná pravoúhlá síť, po níž pohybující se těleso „klouže“. V každém

časovém kroku se potom kontrolují pouze buňky v bezprostřední blízkosti povrchu pohybujícího se tělesa a v těch z nich, které jsou stěnou tělesa rozděleny na dvě části, musí být stanoveny nové okrajové podmínky.

V případě strukturovaných sítí našly široké uplatnění sítě typu chimera [4]. Tento přístup spočívá ve vytvoření jedné hlavní sítě přes celou výpočetní oblast a dalších místních sítí kolem těles, které v průběhu výpočtu mění svou vzájemnou polohu. Místní sítě, v nichž se uskutečňuje výpočet aerodynamických charakteristik každého z uvažovaných těles, překrývají hlavní síť a v každém kroku je nutné provést interpolaci všech parametrů proudění mezi jednotlivými místními sítěmi a hlavní sítí.

Do druhé skupiny patří řešení, kdy se obě dílčí úlohy, to jest výpočet aerodynamických charakteristik tělesa a určení jeho dráhy řeší zvlášť, pomocí dvou samostatných programů.

Názorným příkladem takového přístupu mohou být zprávy [6-7] věnované výpočtu standardního vypuštění střely AGM-65B Maverick z letounu L159. Řešení úlohy je zde založeno na předpokladu, že dráha střely bezprostředně po jejím vypuštění bude velmi blízká přímce rovnoběžné s její původní podélnou osou v upoutaném stavu, což umožnilo vymežit poměrně úzkou oblast, v níž se může střela pohybovat.

V této oblasti byla sestrojena síť a umístěním do jejích uzlových bodů těžiště střely vznikly veškeré možné kombinace vzájemné polohy střely a letounu, pro něž se počítaly aerodynamické charakteristiky střely. Velikosti aerodynamických veličin pak byly pro konkrétní polohu střely v každém časovém kroku určovány pomocí interpolace z tabulky takto předem získaných hodnot pro uzlové body sítě.

4. Navrhované řešení

Řešení odhozu tělesa z letounu lze rozdělit na tři dílčí úlohy:

- výpočet aerodynamických sil a momentů pro každou vzájemnou polohu letounu a odhazovaného břemene;
- výpočet sil, jimiž působí na odhazované těleso zařízení pro nouzové odhozy prostřednictvím výsuvných válečků;
- výpočet dráhy daného tělesa.

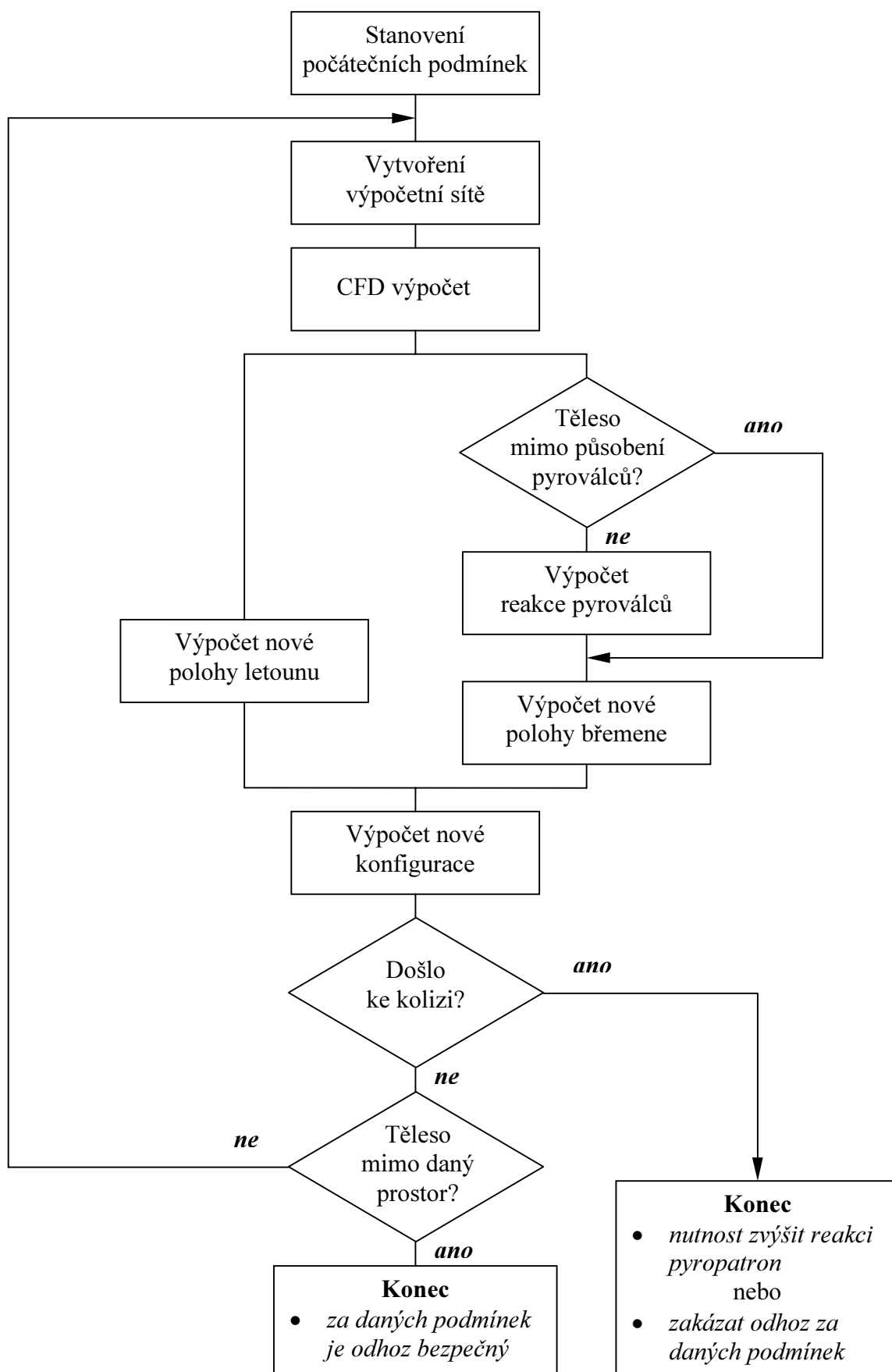
Celkové schéma výpočtu je znázorněno na obr. 1. Po stanovení počátečních podmínek se sestaví výpočetní síť pro konfiguraci v okamžiku odhozu, kdy letoun tvoří s tělesem jediný celek, a provede se výpočet aerodynamických sil a momentů. Současně s tím se stanoví síly, kterými na odhazované těleso působí zařízení pro nucené odhozy prostřednictvím výsuvných válečků.

Následně se pomocí programu pro výpočet obecného pohybu tělesa v prostoru určí nová poloha letounu i odhazovaného břemene, a pokud nedojde ke kolizi, pokračuje výpočet stanovením aerodynamických sil a momentů působících na letoun i břemeno v jejich nové vzájemné poloze, jakož i určením reakcí výtlačných válečků při daném vysunutí. Poté se celý cyklus opakuje.

Výpočet účinku zařízení pro nucené odhozy je omezen maximální délkou výsuvných válečků; poté, co vzdálenost odhazovaného tělesa od letounu jejich maximální možné vysunutí překročí, se hodnoty jejich reakcí pokládají za nulové. V obecném případě k tomu může dojít nejprve u jednoho z válečků a teprve potom u druhého.

Celý cyklus výpočtu se opakuje, dokud odhazované těleso neopustí prostor, v němž existuje reálné nebezpečí, že by mohlo dojít ke kolizi s ostatními částmi letounu nebo s dalšími podvěšenými břemeny, případně dokud k této kolizi nedojde.

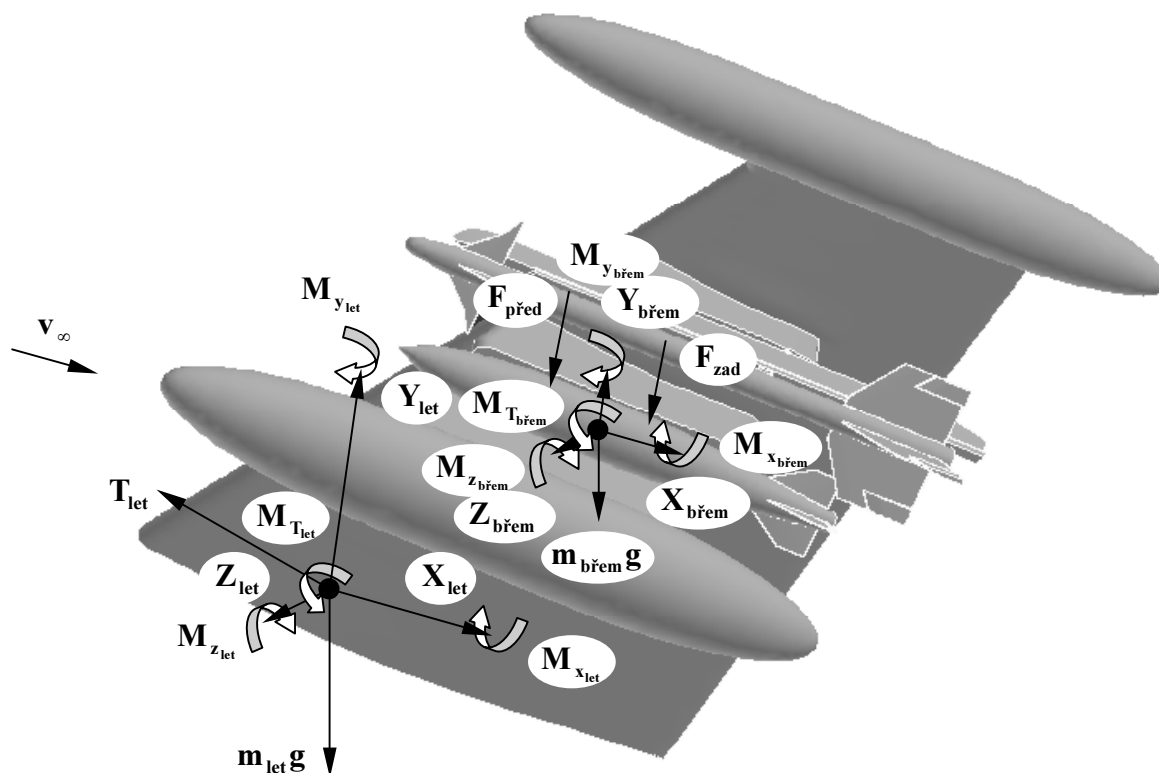
V případě kolize je nutné zvýšit změnou průřezu škrťících ventilů reakci pyroválců na odhazované těleso a celý postup zopakovat. A pokud nebude pro daný podvěs za daných letových podmínek nalezeno takové nastavení sil, které by zajišťovalo bezpečný odhoz břemene, je nutné odhoz tohoto tělesa za daných podmínek zakázat v letové příručce.



Obr. 1 Schéma výpočtu dráhy odhazovaného břemene

5. Síly a momenty působící na letoun a břemeno

Vnější síly a momenty působící na letoun i odhazované břemeno jsou znázorněny na obr. 2. Jedná se o síly tíhové, propulzní (tah motoru letounu a reakce výsuvných válečků zařízení pro nucené odhozy) a aerodynamické a momenty vyvolané působením propulzních a aerodynamických sil.



Obr. 2 Síly a momenty působící na letoun a odhazované břemeno

Až do okamžiku odhozu se oba objekty chovají se jako jeden celek. Po uvolnění zámků podvěsu a aktivaci zařízení pro nucené odhozy však dochází k jejich oddělení a od tohoto okamžiku je nutné letoun a odhazované břemeno považovat za dva zcela samostatné objekty. Z tohoto důvodu je třeba rozlišovat síly působící na letoun a na odhazovaný podvěs.

Současně se však po celou dobu výpočtu oba tyto objekty, letoun i odhazovaný podvěs, vzájemně ovlivňují. V první fázi odhozu je to především prostřednictvím výsuvných válečků, jimiž jsou letoun a odhazované těleso mechanicky odtlačovány; po celou dobu výpočtu jsou pak jejich vzájemnou polohou významně ovlivňovány hodnoty aerodynamických sil a momentů, které na ně působí.

Vektor **tíhové síly** letounu i odhazovaného břemene působí vždy ve směru gravitace, tj. proti směru osy y_0 zemské souřadnicové soustavy. Hmotnost odhazovaného břemene se nemění; na druhé straně hmotnost letounu a tím i jeho tíhová síla obecně řečeno konstantní nejsou. Avšak vzhledem k tomu, že doba, během níž se odhazované těleso bude nacházet v blízkosti křídla nebo dalších podvěsů, je velmi krátká, lze spotřebu paliva zanedbat a hmotnost letounu rovněž považovat za konstantní.

Také **propulzní sílu** letounu, tedy tah motoru, který působí v rovině x_1Oy_1 letadlové souřadnicové soustavy a s osou x_1 svírá úhel φ_{mot} , je možno považovat za neměnnou.

Jinak je tomu v případě **sil**, kterými na odhazované těleso působí pyroválce **zařízení pro nucené odhozy**. Hodnoty těchto sil se s časem výrazně mění. Obě působí rovnoběžně s osou y_1 letadlové souřadnicové soustavy letounu, ale jsou opačně orientované. Na drak letounu je možné vliv reakce pyroválců zcela zanedbat.

Výtlačné válečky působí na odhazované břemeno samozřejmě pouze do okamžiku, kdy dosáhnou své maximální vysunuté polohy; poté jsou reakce pyroválců považovány za nulové. Přitom je nutné uvažovat i případy, kdy vzhledem k rotaci podvěsu bude jeden z válečků působit na toto těleso déle než druhý.

Momenty vyvolané propulzními silami se počítají na základě tahu motoru u letounu a sil, jimiž působí výtlačné válečky na odhazované břemeno, a platí pro ně tudíž totéž, co bylo konstatováno o těchto silách.

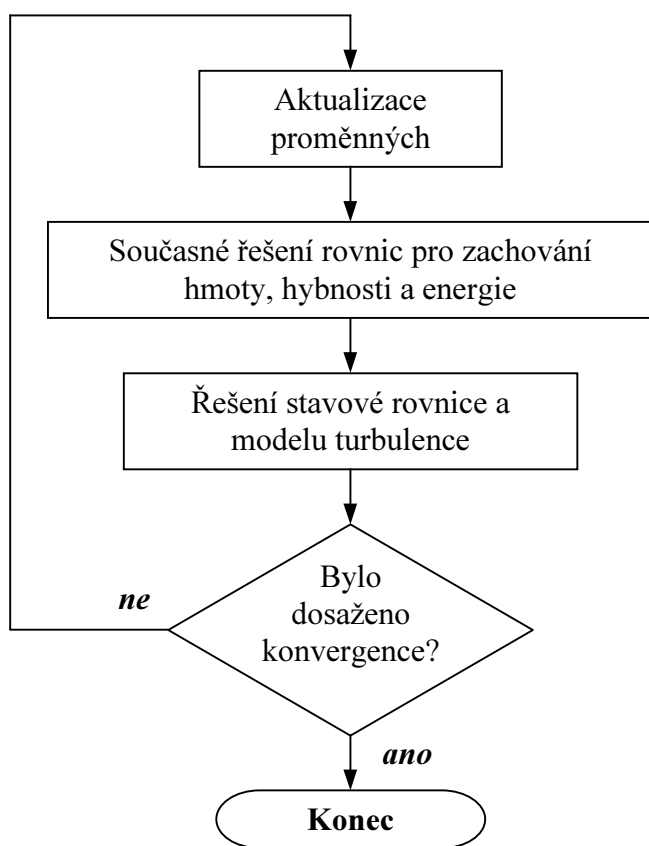
Aerodynamické síly a momenty, které se nejčastěji uvádějí v aerodynamické souřadnicové soustavě, se výrazně mění jak v závislosti na vzájemné poloze obou těles, tak i v závislosti na poloze každého z nich zvlášť. Z tohoto důvodu je nutné počítat hodnoty aerodynamických veličin letounu a odhazovaného tělesa v každém časovém kroku výpočtu neboli pro každou vzájemnou polohu obou těchto objektů. K určení hodnot aerodynamických charakteristik slouží program Fluent.

6. Aerodynamické síly a momenty

Ke stanovení hodnot aerodynamických sil a momentů se používá komerční program Fluent, jehož licenci Aero Vodochody vlastní. Tento program v sobě zahrnuje hned tři různé řešiče:

- „rozdělený“ (segregated) implicitní
- „sdružený“ (coupled) implicitní
- „sdružený“ explicitní

Všechny tři postupy jsou založeny na diskretizaci pomocí metody konečných objemů, jejíž podstata spočívá v rozdělení výpočetní



Obr. 3 Schéma výpočtu pomocí sdruženého řešiče

všechny proměnné v jedné buňce. Schéma jedné iterace je uvedeno na obr. 3. K řešení soustavy výsledných linearizovaných rovnic se používá víceúrovňová Rungova-Kuttova metoda.

Soustava řídicích rovnic v integrálním tvaru má v Kartézské souřadnicové soustavě pro jednosložkovou tekutinu tvar

oblasti na jednotlivé kontrolní objemy a sledování toků jednotlivých veličin proudu v nich.

Hlavním rozdílem mezi těmito třemi řešiči je především použitý způsob linearizace řídicích rovnic. U sdruženého explicitního řešiče, který se hodí k řešení úloh vnějšího proudění stlačitelné tekutiny nejlépe, je každá z řídicích rovnic linearizována explicitně vzhledem k dané proměnné. Vznikne tak soustava, kde se počet rovnic pro jednu buňku rovná počtu proměnných. Sdružený explicitní řešič tedy řeší současně rovnice pro

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \vec{W} dV + \oint [\vec{F} - \vec{G}] \cdot d\vec{S} = \int_V \vec{H} dV$$

kde $\vec{W} = \{\rho \quad \rho v_x \quad \rho v_y \quad \rho v_z \quad \rho E\}^T$

je vektor konzervativních proměnných

$$\vec{F} = \{\rho \vec{v} \quad \rho \vec{v} v_x + p \vec{i} \quad \rho \vec{v} v_y + p \vec{j} \quad \rho \vec{v} v_z + p \vec{k} \quad \rho \vec{v} E + p \vec{v}\}^T$$

je vektor nevazkých toků

$$\vec{G} = \{0 \quad \vec{\tau}_{xi} \quad \vec{\tau}_{yi} \quad \vec{\tau}_{zi} \quad \vec{\tau}_{ij} v_j + \vec{q}\}^T \quad \text{je vektor vazkých toků}$$

\vec{H} je vektor vnějších zdrojů

\vec{S} je plocha povrchu kontrolního objemu

E je celková energie vztažená na jednotku hmoty

\vec{q} je vektor tepelných toků

Tato soustava rovnic v sobě vlastně obsahuje

- rovnici kontinuity
- tři Navierovy-Stokesovy rovnice
- rovnici zachování energie

Při nízkých Machových číslech se soustava řídicích rovnic vyznačuje přílišnou numerickou tuhostí, což způsobuje velmi špatnou konvergenci. Sdružený řešič obchází tento problém využitím tzv. předpodmíněnosti členu obsahujícího derivaci podle času.

Výsledná soustava pěti diferenciálních rovnic obsahuje v obecném případě sedm neznámých – tlak p , tři složky rychlosti \vec{v} , hustotu ρ , vazkost μ a teplotu T . Viskozitu však lze v tomto případě považovat za konstantu. Soustavu tedy musíme doplnit jedním vztahem, který ji uzavře. Tuto funkci plní stavová rovnice

$$\rho = \frac{p}{rT};$$

ta se řeší zvlášť.

Dále je nutné převést tyto nelineární parciální diferenciální rovnice pomocí prostorové a časové diskretizace na soustavu algebraických rovnic, které umíme řešit.

K prostorové diskretizaci výchozích rovnic se ve Fluentu používá metoda konečných objemů. Podle času se sdružená soustava rovnic diskretizuje buď pomocí implicitního nebo explicitního schématu. Při použití explicitního schématu se časové derivace diskretizují

vícetupňovou Rungovou-Kuttovou metodou; v případě implicitního schématu se soustava upraví pomocí Eulerovy implicitní metody a Newtonovy linearizace a dále se řeší pomocí bodové Gaussovy-Siedelovy metody ve spojení s algebraickým multigridem.

Řešit Navierovy-Stokesovy rovnice v jejich úplném tvaru je velmi obtížné i pro nejjednodušší případy proudění, a proto se soustava Navierových-Stokesových rovnic v praxi vystředuje podle času.

Podstata vystředění spočítá v tom, že okamžité hodnoty jednotlivých veličin jsou rozloženy na jejich střední hodnoty a flukтуаční složky. Tím se však v soustavě řídicích rovnic objeví nové členy obsahující Reynoldsova napětí, pro jejichž určení je nutné k soustavě přidat další vztah. K tomuto účelu se běžně používá Boussinesqova rovnice:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij}$$

Turbulentní vazkost μ_t , objevující se v tomto vztahu, se stanoví z tzv. modelu turbulence, který celou soustavu uzavírá.

Pro daný typ úlohy je nejvhodnější dvourovnicový RNG k- ϵ model odvozený na základě statistické teorie renormalizačních grup. Pomocí něj se určí turbulentní kinetická energie k a rychlost její disipace ϵ a turbulentní vazkost se pak vypočte jako funkce obou těchto veličin.

Rovnice RNG k- ϵ modelu mají tvar

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\alpha_k \mu_{ef} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M$$

a

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\alpha_\epsilon \mu_{ef} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon$$

kde α_k a α_ϵ jsou převrácené hodnoty efektivních Prandtlových čísel pro k a ϵ

μ_{ef} je součinitel efektivní vazkosti

Hledaná hodnota turbulentní vazkosti se pak určí pomocí vztahu

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

Určité potíže při výpočtu parametrů turbulence však mohou vzniknout v mezní vrstvě, kde je turbulentní chování tekutiny silně ovlivněno blízkostí stěny.

Při vysokých Reynoldsových číslech se model turbulence nepoužívá po celé šířce mezní vrstvy, ale u stěny se nahrazuje empirickým nebo poloempirickým výrazem nazývaným stěnová funkce. Výhodou takového přístupu je především to, že výpočetní síť v blízkosti stěny není nutné zvlášť zjemňovat, což šetří jak paměť, tak i strojový čas.

Pro daný typ úloh se jako nejvhodnější jeví tzv. nevyvážená stěnová funkce, což je dvouvrstvý model vycházející ze standardní stěnové funkce, ale zohledňující vlivy tlakového gradientu a částečně také jevy způsobené rozdílem (nevyvážeností) mezi produkcí turbulentní kinetické energie a její disipací.

Pro urychlení konvergence se ve Fluentu používá metoda řešení na více sítích. Místní (vysokofrekvenční) chyby řešení jsou totiž eliminovány poměrně rychle a spolehlivě avšak odstraňování globálních (nízkofrekvenčních) sbojů, které se objevují v celé oblasti buněk, není příliš efektivní, což platí především u velkých sítí.

Podstata řešení na více sítích je založena na myšlence, že globální chyba na jemné síti může být převedena na lokální chybu na hrubé síti a ta je potom vzhledem k menšímu celkovému počtu buněk odstraněna mnohem rychleji.

Hlavním kritériem při sledování konvergence řešení jsou rezidua, která se u sdruženého řešiče počítají jako rychlost změny dané proměnné. Většinou se však sledují v relativním tvaru, tedy jako poměr absolutní hodnoty rezidua v dané iteraci k maximální absolutní hodnotě rezidua dosaženého během prvních pěti iterací

$$R(\phi)_{\text{rel}} = \frac{R(\phi)_{\text{abs}}^n}{R(\phi)_{\text{abs}}^{\max(1-5)}}$$

Vzhledem k tomu, že při výpočtu nás zajímají hlavně aerodynamické síly a momenty, je vhodné sledovat postup konvergence zároveň podle hodnot součinitelů těchto veličin.

7. Výpočet dráhy odhazovaného tělesa

Výpočet dráhy odhazovaného tělesa spočívá v řešení soustav nelineárních diferenciálních rovnic pro rychlost

$$\dot{v}_x = \frac{\sum F_x}{m} - \omega_y v_z + \omega_z v_y$$

$$\dot{v}_y = \frac{\sum F_y}{m} - \omega_z v_x + \omega_x v_z$$

$$\dot{v}_z = \frac{\sum F_z}{m} - \omega_x v_y + \omega_y v_x$$

úhlovou rychlost

$$\dot{\omega}_x = \frac{I_y \sum M_x + I_{xy} \sum M_y - (I_z I_y - I_y^2 - I_{xy}^2) \omega_y \omega_z - (I_x - I_z + I_y) I_{xy} \omega_x \omega_z}{I_x I_y - I_{xy}^2}$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{I_x \sum M_y + I_{xy} \sum M_x + (I_x I_z - I_x^2 - I_{xy}^2) \omega_z \omega_x + (I_y - I_z + I_x) I_{xy} \omega_y \omega_z}{I_x I_y - I_{xy}^2}$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{\sum M_z + (I_x - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)}{I_z}$$

a kvaterniony určující polohu tohoto tělesa

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2} (\omega_x q_1 + \omega_y q_2 + \omega_z q_3)$$

$$\dot{q}_1 = +\frac{1}{2} (\omega_x q_0 - \omega_y q_3 + \omega_z q_2)$$

$$\dot{q}_2 = +\frac{1}{2} (\omega_x q_3 + \omega_y q_0 - \omega_z q_1)$$

$$\dot{q}_3 = -\frac{1}{2} (\omega_x q_2 - \omega_y q_1 - \omega_z q_0)$$

kde $\sum F_i = mg_i + R_i + T_i$ je součet odpovídajících složek všech vnějších sil působících na těleso;

$\sum M_i = M_{R_i} + M_{T_i}$ je součet odpovídajících složek momentů všech vnějších sil působících na těleso.

Všechny tyto soustavy se řeší v „letadlové“ soustavě břemene, a to pomocí Rungovy-Kuttovy metody 2. řádu. Tímto způsobem získaná nová hodnota rychlosti se převede do zemské soustavy, kde prostou numerickou integrací jejích jednotlivých složek vypočteme novou polohu těžiště.

Poloha tělesa je tak jednoznačně definována polohou jeho těžiště a hodnotami kvaternionů, respektive Eulerových polohových úhlů, které lze určit jako

$$\psi = \operatorname{arctg} \frac{2(q_0q_2 - q_1q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}$$

$$\theta = \arcsin[2(q_0q_3 + q_1q_2)]$$

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{2(q_0q_1 - q_2q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}$$

Pro tvorbu výpočetní sítě je však daleko vhodnější definovat polohu odhazovaného tělesa v každém časovém kroku pomocí úhlu otočení „letadlové“ souřadnicové soustavy břemene v daném okamžiku vzhledem k její původní poloze v okamžiku odhozu, a souřadnic Eulerovy osy, k níž je tato rotace vztažena. Směrové kosiny Eulerovy osy jsou dány vztahy

$$a = \frac{l_{23} - l_{32}}{2 \sin \varepsilon} \quad b = \frac{l_{31} - l_{13}}{2 \sin \varepsilon} \quad c = \frac{l_{12} - l_{21}}{2 \sin \varepsilon}$$

zatímco úhel otočení soustavy lze vypočítat ze vzorce

$$\frac{(l_{31} - l_{13})(l_{12} - l_{21})}{2(l_{23} + l_{32})} - 1 = \cos \varepsilon$$

kde l_{ij} jsou koeficienty transformační matice

$$L = L_{l_{\text{břem}0}l_{\text{břem}}} = L_{l_{\text{břem}0}g} \cdot L_{gl_{\text{břem}}}$$

Kromě nové polohy těžiště a natočení tělesa vzhledem k zemské souřadnicové soustavě je na konci každého výpočtového kroku nutné stanovit rovněž směr vektoru rychlosti nabíhajícího proudu. Ten je možné popsat pomocí úhlu náběhu a úhlu vybočení, pro zadání nového výpočtu ve Fluentu je však daleko jednodušší definovat směr nabíhajícího proudu jako poměr jednotlivých složek rychlosti v souřadnicové soustavě, v níž je definován aerodynamický model celé konfigurace, k celkové rychlosti nabíhajícího proudu

$$\bar{v}_{0_i} = \frac{v_{0_i}}{|\vec{v}|}$$

Pro novou polohu letounu a odhazovaného břemene se následně provede nový výpočet aerodynamických sil a momentů a případně i sil a momentů, jimiž na odhazované těleso působí výsuvné válečky; ty se převedou do „letadlové“ soustavy břemene a celý postup se opakuje.

Výpočet končí v okamžiku, kdy dojde ke kolizi odhazovaného tělesa s letounem nebo jiným podvěsem nebo kdy těleso opustí prostor, v němž by mohlo takovou kolizi způsobit.

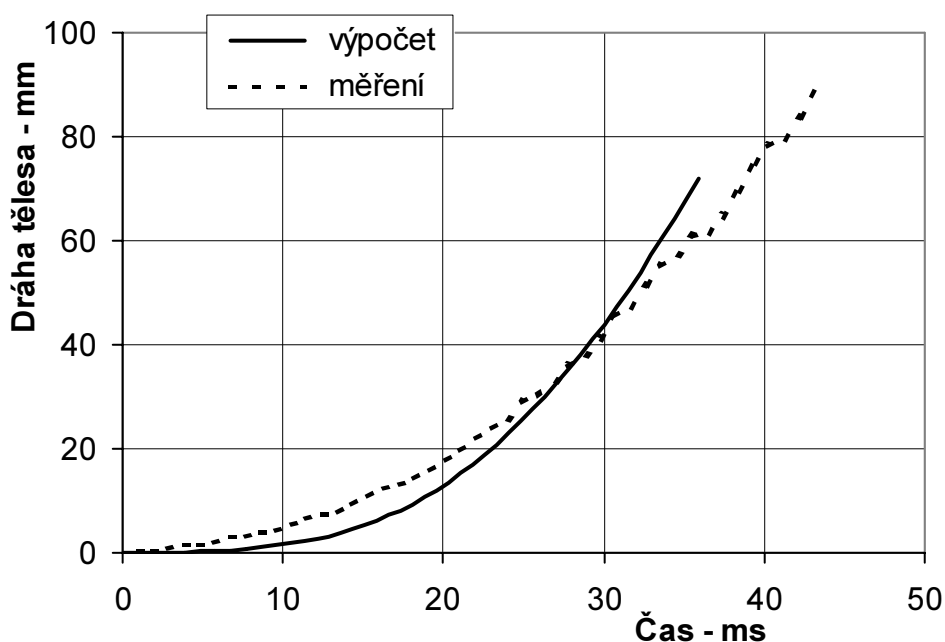
8. Výsledky výpočtů a jejich ověření

Na základě navrženého postupu byl sestaven program a provedena řada výpočtů. Následně byla většina z vypočtených případů také experimentálně ověřena během letových zkoušek, což umožnila videokamera upevněná na podtrupový závěsník, která celý průběh odhozu v bezprostřední blízkosti křídla zaznamenávala.

U podvěsů odhazovaných ze středního závěsníků však byl takto pořizovaný záznam negativně ovlivněn přítomností tělesa na vnitřním závěsníku. Z tohoto důvodu se později přistoupilo k pořizování videozáznamu jednotlivých odhozů z doprovodného letounu či dokonce ze země.

Kromě toho byla v některých případech pomocí laserového dálkoměru umístěného na spodní straně závěsníku uprostřed mezi výtlačnými válečky měřena také kolmá vzdálenost od závěsníku do odhazovaného tělesa. Na obr. 4 je znázorněno srovnání vypočtených a naměřených hodnot této vzdálenosti pro případ odhozu prázdného raketometu LAU-5002. Průběh obou závislostí ukazuje na poměrně dobrou shodu mezi výpočtem a experimentem.

Jak vyplývá z výsledků výpočtů a jak je patrné i ze záznamů pořizovaných během letových zkoušek, lze jednotlivé případy rozdělit do dvou skupin. Odhoz těžkých a aerodynamicky málo výrazných těles



Obr. 4 Srovnání vypočtené a naměřené polohy raketometu LAU-5002 v první fázi odhozu

probíhá bez větších problémů. Taková tělesa jsou navíc poměrně málo citlivá k různým vnějším vlivům nezahrnutým do výpočtu.

Čím je ale těleso lehčí a čím má větší plochu, tím je citlivější k vnějším vlivům a tím s větší pravděpodobností také může dojít ke kolizi s letounem nebo s jiným tělesem. Kromě toho rozměrné a lehké podvěsy nebo tělesa vybavená velkými stabilizačními plochami mají snahu začít poměrně brzy po začátku odhozu rotovat.

Chování odhazovaného tělesa je do značné míry ovlivněno také podvěsy umístěnými na sousedních závěsnících. Zvláště problematické jsou případy, kdy se z jedné strany uvažovaného břemene nachází objemný podvěs, zatímco závěsník na jeho protější straně je prázdný. V prostoru mezi odhazovaným břemenem a sousedním podvěsem dochází k nesymetrickému urychlení proudu vzduchu, což má za následek pokles tlaku, a ten vyvolá rychlé otáčení odhazovaného tělesa kolem svislé osy.

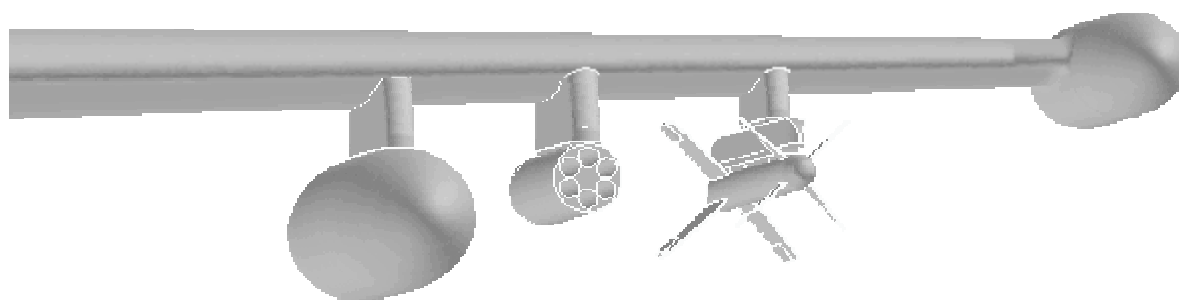
Dalším faktorem, který má výrazný vliv na chování odhazovaného tělesa, je rychlost letu, během níž k odhozu dochází. Se zvyšující se rychlostí rostou i hodnoty působících aerodynamických sil a momentů, což může zcela změnit průběh odhozu. Citlivější ke změnám počátečních podmínek výpočtu či experimentu, méně stabilní a náchylnější k otáčení kolem svislé či příčné osy jsou opět lehké a velké podvěsy.

Na druhé straně je možné konstatovat, že v případech, kdy byla během výpočtu zaznamenána kolize odhazovaného podvěsu s jiným tělesem, se daleko častěji jednalo o náraz do břemene podvěšeného na sousedním závěsníku, než do samotného křídla.

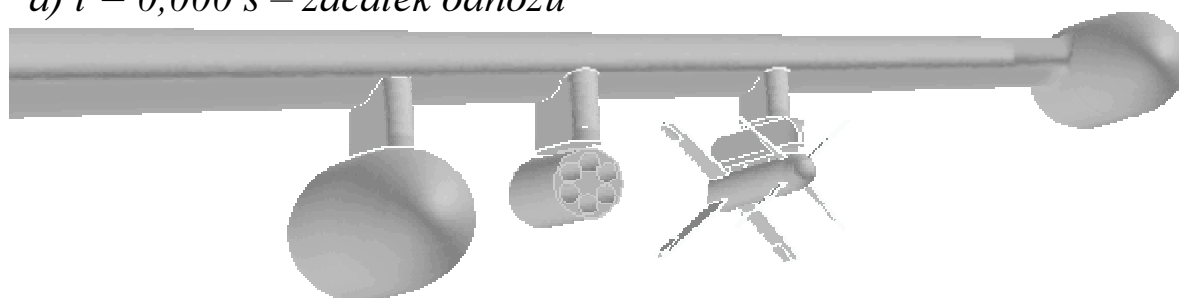
Z toho je možné učinit závěr, že u některých konfigurací je nutné v letové příručce uvést nejen omezení rychlosti a dalších letových podmínek, za nichž lze odhoz uskutečnit, ale i pořadí, v kterém je odhoz jednotlivých podvěsů bezpečný.

Příkladem chování lehkého podvěsu může sloužit průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002 ze středního závěsníku L159 během vodorovného letu při rychlosti M 0,45 v nulové výšce MSA (obr. 5).

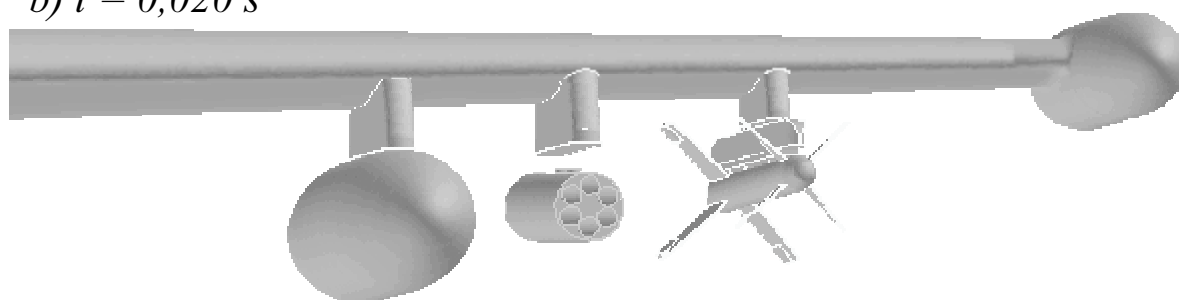
Na obr. 6 je pak provedeno srovnání výsledků tohoto případu s videozáznamem, z něhož vyplývá, že vypočtená dráha tělesa se poměrně dobře shoduje s průběhem reálného odhozu.



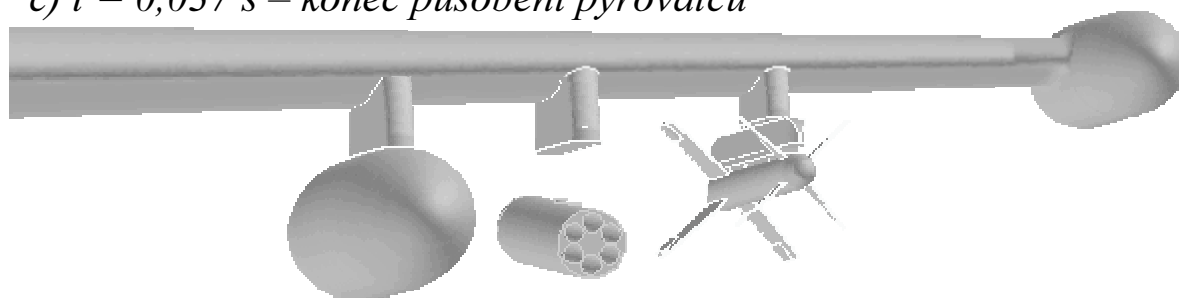
a) $t = 0,000\text{ s}$ – začátek odhozu



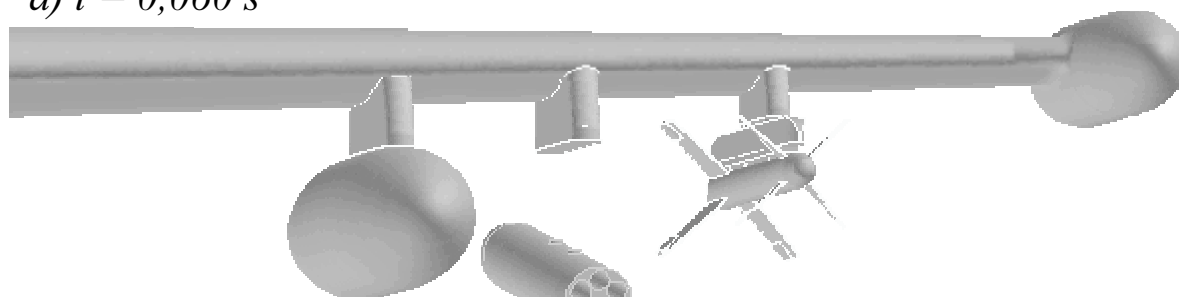
b) $t = 0,020\text{ s}$



c) $t = 0,037\text{ s}$ – konec působení pyroválců

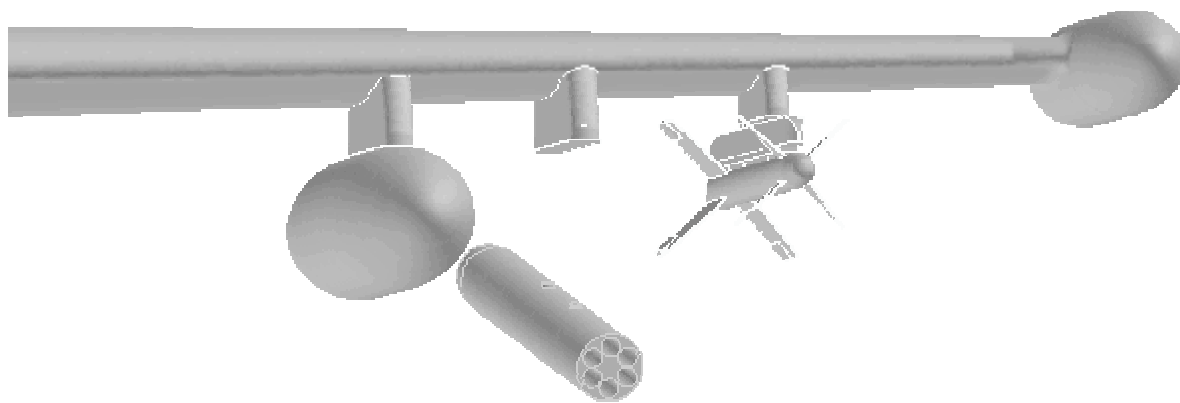


d) $t = 0,060\text{ s}$

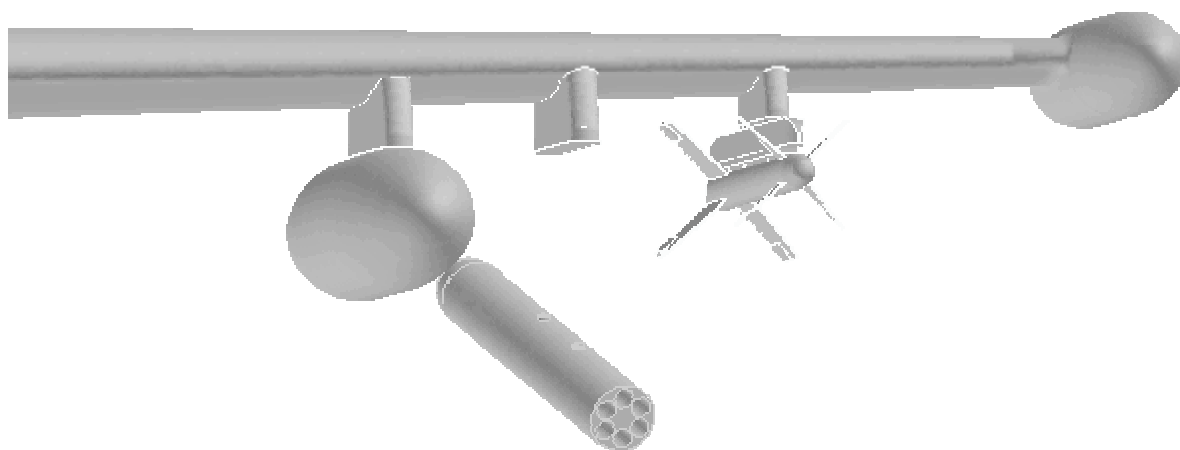


e) $t = 0,090\text{ s}$

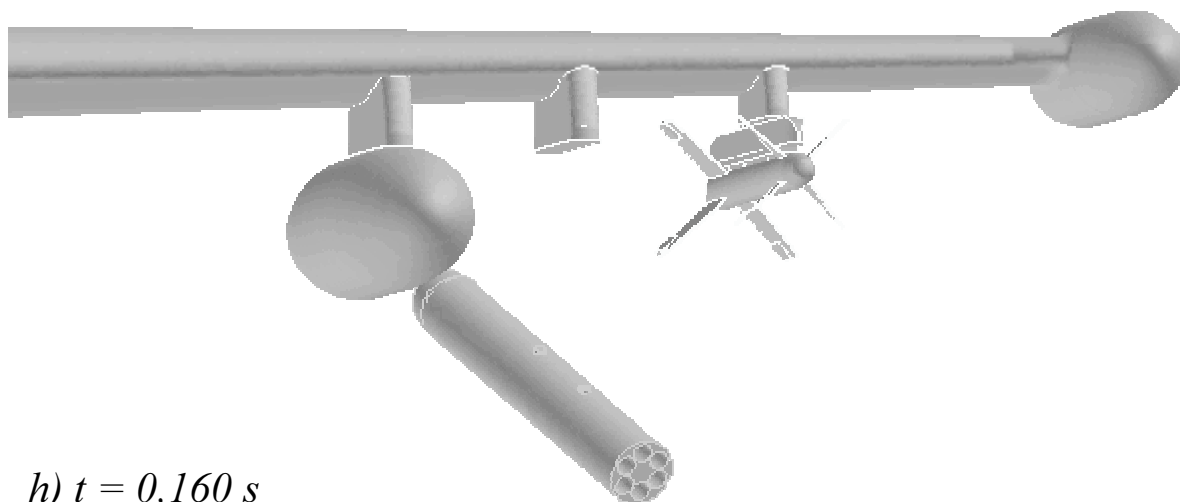
Obr. 5 Průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002



f) $t = 0,120 \text{ s}$

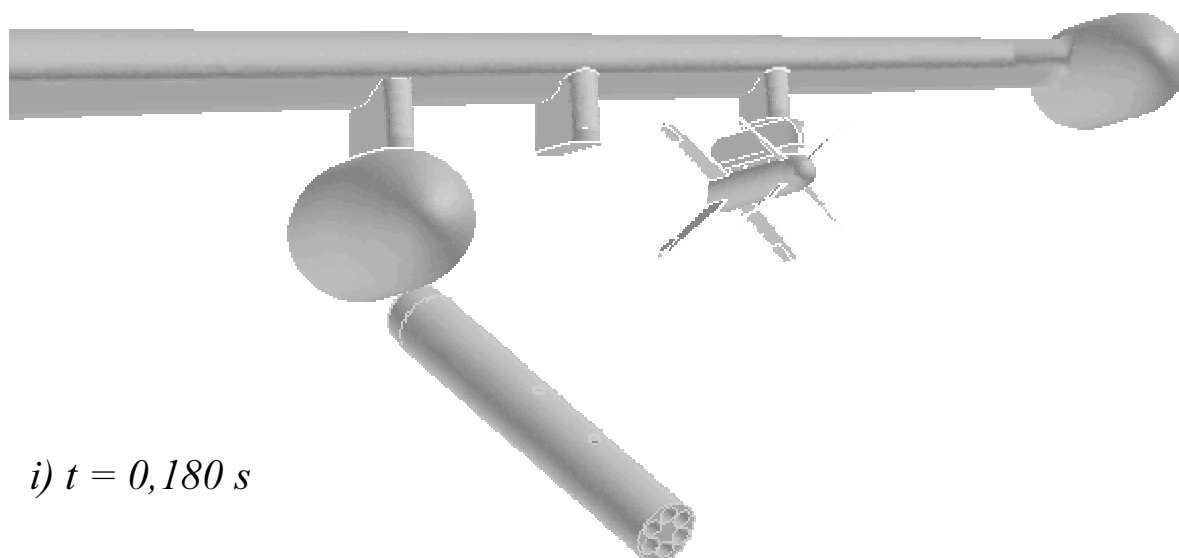


g) $t = 0,140 \text{ s}$

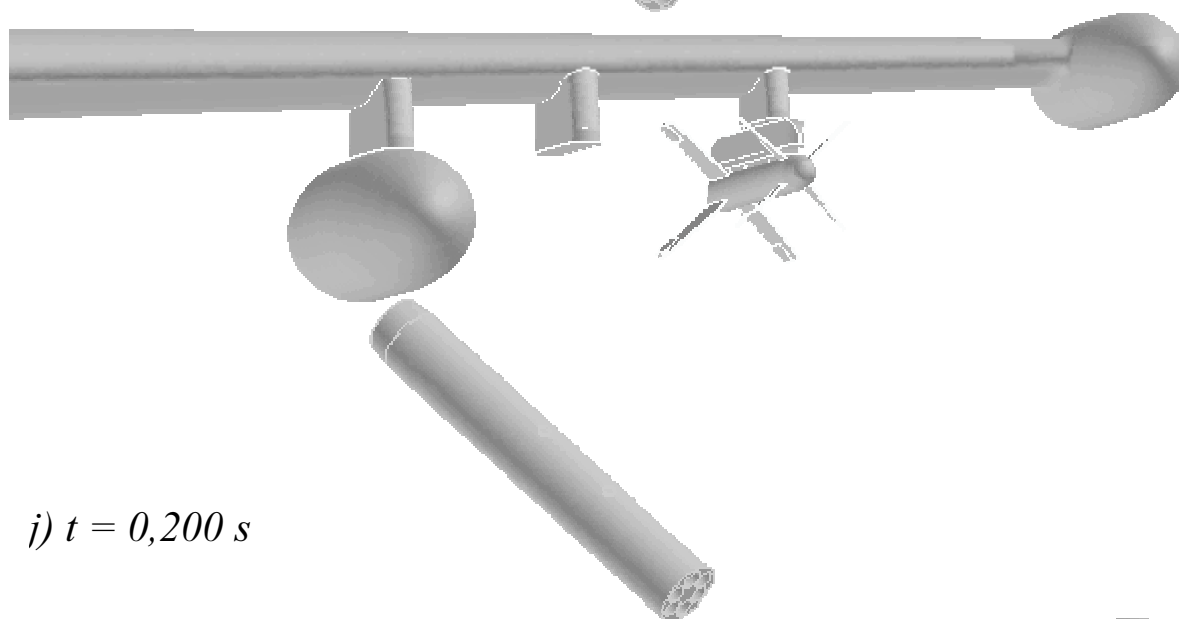


h) $t = 0,160 \text{ s}$

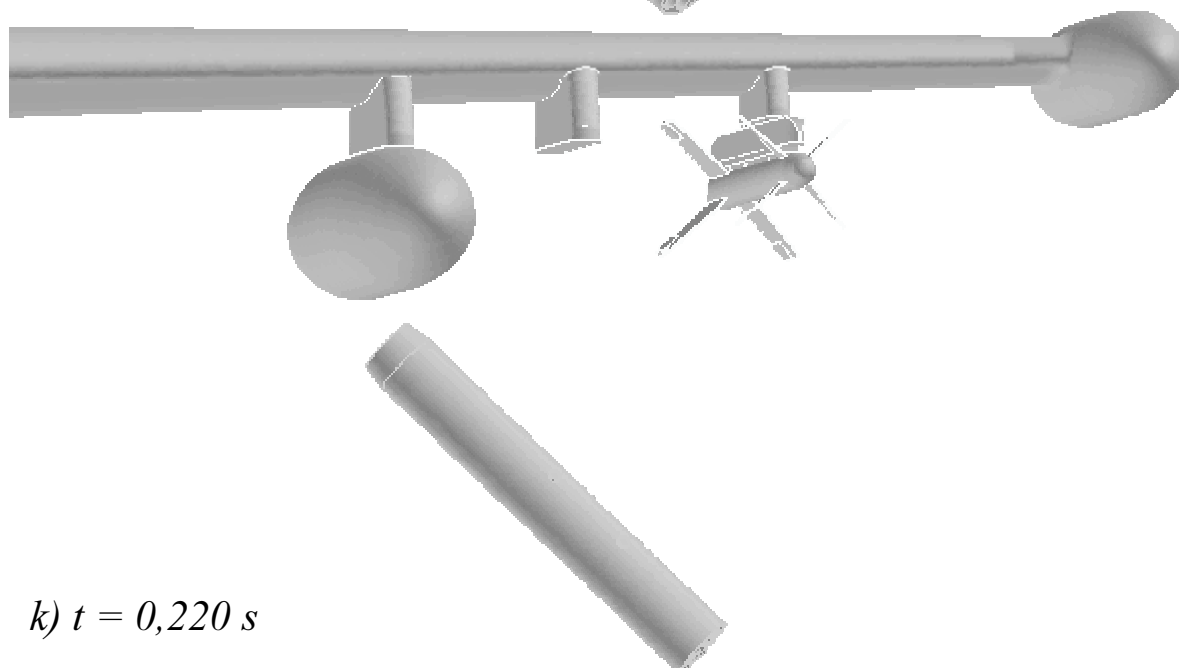
Obr. 5 Průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002 (pokračování)



i) $t = 0,180\text{ s}$



j) $t = 0,200\text{ s}$

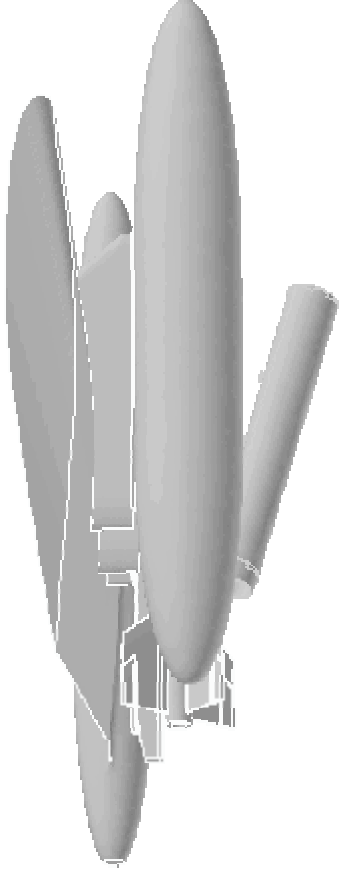


k) $t = 0,220\text{ s}$

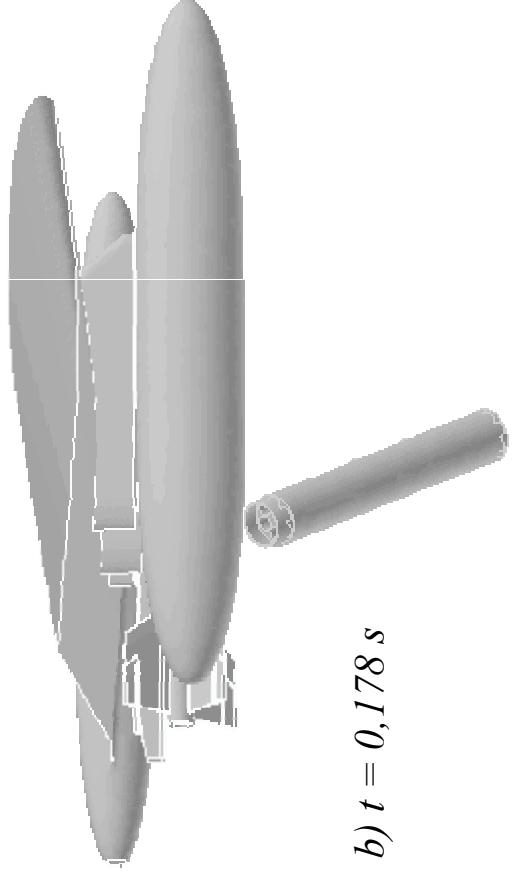
Obr. 5 Průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002 (pokračování)



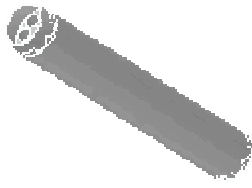
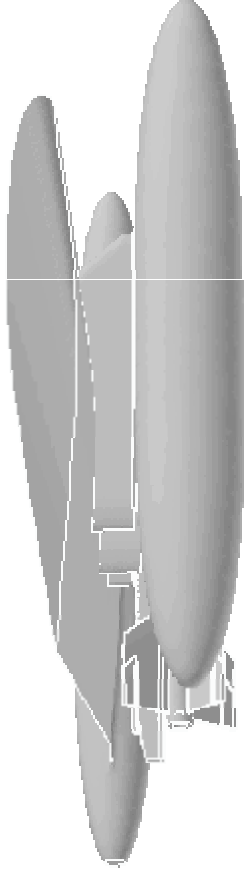
a) $t = 0,117\text{ s}$



b) $t = 0,178\text{ s}$



Obr. 6 Průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002 a jeho ověření pomocí letové zkoušky



c) $t = 0,239 \text{ s}$

Obr. 6 Průběh odhozu prázdného raketometu LAU-5002 a jeho ověření pomocí letové zkoušky (pokračování)

9. Závěr

Hlavním cílem předkládané dizertační práce bylo navržení jednoduchého, rychlého a spolehlivého postupu pro simulaci chování jednotlivých těles bezprostředně po jejich odhozu.

V rámci tohoto úkolu byl nejprve proveden teoretický rozbor řešení daného problému se zaměřením na výpočet dráhy odhazovaného tělesa a určení hodnot aerodynamických sil a momentů, které na něj působí. Současně byly odvozeny potřebné matematické vztahy a sestaven algoritmus celého výpočtu.

Navrhovaný postup umožňuje určit dráhu odhazovaného tělesa při libovolných letových podmínkách, a přestože je určen především pro letoun L159, je natolik obecný, že jej lze bez problémů aplikovat i na jiné druhy letadel. Jeho podstata spočívá v zahrnutí výpočtu aerodynamických veličin přímo do řešení dráhy odhazovaného tělesa, což umožňuje celý výpočet výrazně urychlit.

Na základě provedeného teoretického rozboru a sestaveného algoritmu byl vytvořen funkční program a pomocí něho provedena simulace odhozu různých podvěsů z letounu L159. Následně proběhlo ověření vypočtených výsledků podle údajů získaných během reálných odhozů v rámci uskutečněných letových zkoušek. Ze srovnání obou sad výsledků vyplývá, že postup navržený v předkládané dizertační práci je dostatečně přesný a lze jej použít při ověřování bezpečnosti odhozu jednotlivých břemen.

V průběhu prací se však ukázalo, že výpočet na základě údajů, poskytnutých výrobcem zařízení pro nucené odhozy pro jednotlivé konkrétní případy, je velmi omezující, protože každá z těchto závislostí je samozřejmě použitelná pouze pro ty podmínky, pro něž byla vypočítána. Jakákoliv změna počátečních podmínek výpočtu tedy vede k novému kolu poměrně zdlouhavých jednání.

Z výše uvedeného proto vyplývá jednoznačný požadavek na zakoupení či vytvoření vlastního funkčního modelu zařízení pro nucené odhozy a jeho zahrnutí do výpočtu dráhy odhazovaného tělesa. Právě tímto směrem by se měl ubírat další vývoj v rámci daného projektu.

10. Summary

In the process of introducing new weapon systems to the existing aircraft armament a special emphasis is recently laid on so called mutual integration of the plane and weapons, i.e. on proving safe use of these systems on the given type of aircraft.

Proving safety is, no doubt, a matter of flight tests; these however require rather large amount of financial means, and besides, they themselves represent a certain danger both for the plane and the pilot. That is why all aircraft manufacturers make every effort to find new methods, which would allow them to minimize the number of necessary flight tests without any reduction of the result reliability.

Along with tests in aerodynamic tunnels it is numerical simulation of external store separation that has been receiving wide expansion during recent years. Despite of significant progress in the field of computer technology, numerical methods and computational fluid dynamics (CFD), the direct numerical solution of this problem is however still quite difficult. Latest CFD codes are able to determine values of all aerodynamic quantities acting on the body with sufficient accuracy, but there is no commercial program until now enabling to determine trajectory of the body at the same time. Although scanty notes about attempts of solving the problem in this way appear from time to time in scientific literature, no one of the proposed methods is so far ready for practical use.

For this reason store separation analysis is usually solved by dividing the problem into two separate tasks; in the first step aerodynamic forces and moments acting on the body in all its supposed positions are obtained and only after that the body trajectory is calculated.

In this thesis a little different approach to the problem solution is proposed. Its essence is based on incorporating the calculations of aerodynamic forces and moments directly into the process of trajectory determination. At such an approach required aerodynamic data are determined only for those particular configurations that actually occur during the separation analysis and the number of necessary calculations can be therefore sharply reduced. Due to concerning only actual configurations the necessity of finding required

values by means of interpolation from a table of prior calculated data disappears as well, that will increase accuracy of the analysis.

On the basis of the proposed algorithm an executable code was created and the calculated results compared with data obtained during flight tests of real external stores separating from L159 aircraft. The comparison of the both sets of data shows that accuracy of the method proposed in this thesis is sufficient enough for being used in proving safety of external store separation.

Literatura

1. Rainald Löhner: Adaptive remeshing for transient problems. *Comp. Methods in Appl. Mech. and Eng.* 75, 1989
2. J. D. Baum, R. Löhner: Numerical simulation of pilot/seat ejection from an F-16. AIAA-93-0783, 1993
3. G. Yang, D. M. Causon, D. M. Ingram, R. Saunders, P. Batten: A Cartesian cut cell method for compressible flows. *The Aeronautical Journal*, Feb/1997
4. J. L. Steger, F. C. Dougherty, J. A. Benek: A chimera grid scheme. *Advances in grid generation*. ASME FED-5. 1983
5. K. P. Sinhamahapatra, N. Singh: Two-dimensional implicit flux split steady and unsteady Euler calculations using unstructured moving grids. *The Aeronautical Journal*, March/1997
6. Youn Hwan Oh, Young-il Choo: L-159 ALCA / Maverick AGM-65B Integration. Aerodynamic analysis. Phase I – Computation of the flow field. *Zpráva spol. Raytheon*, August 2000
7. L-159 ALCA / Maverick AGM-65B Integration. Aerodynamic analysis. *Zpráva spol. Raytheon*, December 2000
8. В. Г. Микеладзе, В. М. Титов: Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. *Справочник. Машиностроение. Москва. 1990*
9. Ing. Vladimír Tichopád, CSc.: *Letové vlastnosti. Skripta ČVUT. Praha. 1981*
10. Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев: *Динамика самолета. Пространственное движение. Машиностроение. Москва. 1983*
11. Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев: *Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. Машиностроение. Москва. 1979*
12. А. Ф. Бочкарев, В. В. Андреевский: *Аэромеханика самолета. Динамика полета. Машиностроение. Москва. 1985*
13. Bernard Etkin: *Dynamics of atmospheric flight. John Wiley & Sons. New York. 1972*
14. Jan Roskam: *Airplane flight dynamics and automatic flight controls. DARC. Lawrence. 1994*
15. А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин: *Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Машиностроение. Москва. 1973*

16. P. Lecomte: Mécanique du vol. Les qualités de vol des avions et des engins. Dunod. Paris. 1962
17. B. L. Stevens, F. L. Lewis: Aircraft control and Simulation. John & Sons. New York. 1992
18. Podvěsy L 159. Rozměrové a hmotové údaje. Zpráva č. RKM/1590/96 Aero Vodochody. 1996
19. ERU 119. MIL-T-7743E test comparison. Zpráva č. R6193/10076 M.L.Aviation . 1982
20. 14'' twin suspension ejector release unit No. 119 Mk.2. Full range production quality. Test report. Zpráva č. R25577/9535 M. L. Aviation. 1981
21. Force displacement curves for type 119 Mk2 ERU. Zpráva č. PERF/A210/003/003 FRL. 2000
22. Further force displacement curves for type 119 Mk2 ERU. Zpráva č. PERF/A210/003/001 FRL. 2000
23. Fluent 5. User's guide. Vol. 1 - 4. Fluent Incorporated. Lebanon. 1998
24. P. A. Henne: Applied computational aerodynamics. AIAA. Washington, D.C. 1990
25. Ing. Rudolf Dvořák, DrSc., prof. RNDr. Karel Kozel, DrSc.: Matematické modelování v aerodynamice. Vydavatelství ČVUT. Praha 1996
26. Численные методы в динамике жидкостей. Мир. Москва. 1981
27. Н. Ф. Краснов: Аэродинамика. Часть I – II. Высшая школа. Москва. 1980
28. Н. Г. Абрамович: Прикладная газовая динамика. Наука. Москва. 1976
29. Роже Темам (Roger Temam): Уравнения Навье-Стокса. Теория и численный анализ. Мир. Москва. 1981
30. Роже Пейре (Roger Peyret), Томас Д. Тейлор (Thomas D. Taylor): Вычислительные методы в задачах механики жидкости. Гидрометеиздат. Ленинград. 1986
31. Патрик Дж. Роуч (Patrick J. Roache): Вычислительная гидродинамика. Мир. Москва. 1980
32. У. Г. Пирумков, Г. С. Росляков: Численные методы газовой динамики. Высшая школа. Москва. 1987
33. Турбулентность. Машиностроение. Москва. 1980

34. 石黒登美子、小川哲、小口慶子：翼胴結合体まわり非粘性圧縮流の数値解析・III Euler 方程式による計算・航空宇宙技術研究所報告896号・1985 (Tōmiko Ishiguro, Satoru Ogawa, Yoshiko Koguchi: Yoku-dō-ketsugōtai-mawari hinensei-asshukuryū-no sūchi-kaiseki. III. Euler-hōteishiki-ni yoru keisan. Kōkū-uchū-gijutsu-kenkyūjo-hōkoku 896-gō. 1985)
35. Rick Matus: Modeling external aerodynamics. Fluent user's group meeting, 1994
36. H. F. Boysan, V. Yakhot: Application of RG derived turbulence models. Fluent Europe user's group meeting, 1993
37. Sung-Eun Kim: Near-wall turbulence modeling in Fluent, Fluent/Uns & Rampant. Fluent user's group meeting, 1995
38. Г. Корн, Т. Корн: Справочник по математике для научных работников и инженеров. Наука. Москва. 1970

Životopis autora

Ing. Jaroslav Hnízdil

nar.: 16. června 1959

Vzdělání:

střední škola

1974 – 77 – (1. – 3. ročník) – Gymnázium nám. Odborářů (*dnes Mikulášské*) Plzeň, třída se zaměřením na mat.-fyz.

1977 – 78 – (4. ročník) – Gymnázium Žďár nad Sázavou, jedna ze tříd zaměřených na přípravu na studium VŠ v zahraničí

vysoká škola

1978 – 84 – KIIGA – Kyjevský institut inženýrů civilního letectví, Kyjev, SSSR (*dnes Ukrajina*), Mechanická fakulta, obor provoz letadel a motorů (11 semestrů) (během 4. a 5. ročníku jsem se zabýval modelováním teplotní turbulentní mezní vrstvy podle analogie s pracemi mého vedoucího zabývajícím se modelem rychlostní turbulentní mezní vrstvy)

Diplomová práce: Výpočet vzletových a přistávacích charakteristik transportního letounu v podmínkách vysokých teplot

Zaměstnání:

1984 – 2001 – Aero Vodochody, odbor aerodynamiky
(*samozřejmě kromě 12 měsíců základní vojenské služby v letech 1984 – 1985*)

v rámci toho:

1984 – 1994 – oddělení výkonů

– sestavení algoritmů pro výpočet výkonů letounů a jejich naprogramování, později další rozšíření, úpravy atd.

– výpočty výkonů

– účast na tvorbě aerodynamické části dokumentace včetně tvorby algoritmů pro vytvoření nomogramů

- výuka pilotů a technického personálu včetně zahraničních
- 1994 – 2001 – oddělení teoretické aerodynamiky
 - tvorba programu pro výpočet rozložení vztlaku po křídle
 - výběr systému CFD pro potřeby podniku
 - výpočty aerodynamických charakteristik jednotlivých těles či uzlů na letounu včetně návrhu možných konstrukčních úprav

konkrétní práce:

- 1987 – spolupráce s prof. Jeriem na úpravách vstupů odlučovače mezní vrstvy
(tato spolupráce vyústila v podání zlepšovacího návrhu č. 158/88 – Zlepšení rychlostního pole ve vstupním kanále motoru – ten byl ale zamítnut)
- 1992 – tvorba programu pro výpočet rozložení vztlaku po křídle (3D panelová metoda vycházející z metody Belocerkovského)
- 1994 – 1995 – výpočet a zpracování dat a sestavení algoritmu pro palubní počítač Ae 270
- 1996 – výpočet aerodynamických charakteristik zařízení pro buzení harmonických kmitů (pomocí programu RAMPANT)
- 1997 – 1999 – návrh možných úprav brzdících štítů s cílem zvýšit jejich účinnost (potřebné aerodynamické výpočty provedeny pomocí programu RAMPANT)
- 1998 – 1999 – návrh možných úprav křídla letounu L159 s cílem zlepšit jeho aerodynamické charakteristiky (potřebné výpočty provedeny pomocí programu RAMPANT) – *jedná se o součást většího projektu za účasti VZLÚ (financovaný z grantu ministerstva průmyslu), který probíhá již několik let a pokračuje doposud*
- 1999 – 2001 – simulace nuceného odhozu těles z letounu

absolvované kurzy:

- 1986 – měsíční kurz Využití mini- a mikropočítačů v civilním letectví, KIIGA, Kyjev, SSSR (*dnes Ukrajina*)
- 1988 – 1991 – tříletý kurz letecké angličtiny, Letov, Praha

- 1995 – týdenní kurz pro uživatele programů RAMPANT +
FLUENT, fa Fluent, Sheffield, Spojené království
- 1997 – týdenní kurz Numerické metody analýzy proudění,
VUT Brno
- 2000 – třídní kurz Mezní vrstvy II., VUT Brno

Jazykové znalosti:

Angličtina, ruština, francouzština, částečně arabština, japonština